

**UÇAKLARDA YAKLAŞMA VE İNİŞ SİSTEMLERİNİN  
KARŞILAŞTIRMALI İNCELENMESİ**

**COMPARATIVE INVESTIGATION OF AIRCRAFT  
APPROACH AND LANDING SYSTEMS**

**BERKAY EVRENÖZ**

**DR. ÖĞR. ÜYESİ YAKUP ÖZKAZANÇ**

**Tez Danışmanı**

Hacettepe Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı için Öngördüğü

YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.



*Deęişen dünya ve zaman hangi konumda olursa olsun,  
her kararmda arkamda olan Annem ve Babama...*



# ÖZET

## UÇAKLARDA YAKLAŞMA VE İNİŞ SİSTEMLERİNİN KARŞILAŞTIRMALI İNCELENMESİ

**Berkay EVRENÖZ**

**Yüksek Lisans, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü**

**Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Yakup ÖZKAZANÇ**

**Eylül 2024, 131 sayfa**

Bu tez kapsamında geçmişten günümüze gelişmekte olan yaklaşma ve iniş sistemlerinden ILS, MLS ve GLS detayları ile tanıtılarak birbirlerine göre avantajlı ve dezavantajlı oldukları durumlar değerlendirilmiştir. Ayrıca, üç yaklaşma ve iniş sisteminin çalışma prensibine uygun şekilde üretilen verileri kullanarak otomatik iniş yapabilen algoritmalar geliştirilmiş ve bu algoritmalar için örnek senaryoların simülasyonları yapılarak sistemlerin çalışma prensipleri detaylı şekilde açıklanmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** ILS, MLS, GLS, GBAS, LAAS, GNSS, TRSB, VDB, Yaklaşma ve İniş Sistemleri, Manevralı Yaklaşma, Aşamalı Yaklaşma

# **ABSTRACT**

## **COMPARATIVE INVESTIGATION OF AIRCRAFT APPROACH AND LANDING SYSTEMS**

**Berkay EVRENÖZ**

**Master of Sciences, Department of Electrical and Electronics Engineering**

**Supervisor: Assistant Professor Yakup ÖZKAZANÇ**

**September 2024, 131 pages**

Within the scope of this thesis, ILS, MLS and GLS, which are the approach and landing systems that have been developing from past to present, are introduced in detail and their advantages and disadvantages compared to each other are evaluated. In addition, algorithms capable of automatic landing were developed using the data produced in accordance with the operating principles of the three approach and landing systems, and the operating principles of the systems were explained in detail by simulating sample scenarios for these algorithms.

**Keywords:** ILS, MLS, GLS, GBAS, LAAS, GNSS, TRSB, VDB, Approach and Landing Systems, Curved Approach, Segmented Approach

## TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarımın başlangıcından itibaren gerekli yerlerde beni özgür bırakıp gerekli yerlerde bakış açımı değiştirmemi sağlayıp her zaman ufkumu açan, yalnızca tez özelinde değil kariyer anlamında da bana hep doğru yolu gösteren tez danışmanım Sn. Dr. Öğr. Üyesi Yakup ÖZKAZANÇ'a teşekkürlerimi sunarım.

Lisansüstü eğitimime başlamam için beni teşvik eden ve her sorumluluğu almamda beni cesaretlendiren Hacettepe Üniversitesi Bölüm Başkanımız Sn. Prof. Dr. Atila YILMAZ'a teşekkürlerimi sunarım.

Uzun ve zorlu lisansüstü eğitimim boyunca mental desteklerini esirgemeyen ve şartlar ne olursa olsun her zaman yanımda olan değerli aileme teşekkür ediyorum.

Hem lisansüstü eğitimim hem de tez yazım sürecimde bana hiçbir zaman desteklerini eksik etmeyen Nazlı AKGÜN, Irmak KALAYCI, Ömer DOĞUŞLU, Özgür DAĞISTAN, Mehmet Ali GÖKTAŞ, Ufuk UĞRAŞ, İrem BOZYİĞİT, Yağız KILIÇ, Mahir YILDIRIM, Onur & Cansel PEKER, Kemal Gürkan TOKER, Mustafa KULAÇ ve Yalçınay YALTIRIK'a teşekkür ederim.

# İÇİNDEKİLER

|   |     |
|---|-----|
| ÖZET .....  | i   |
| ABSTRACT .....  | ii  |
| TEŞEKKÜR .....  | iii |
| İÇİNDEKİLER .....   | iv  |
| ŞEKİLLER DİZİNİ .....                                       | vi  |
| ÇİZELGELER DİZİNİ .....                                     | x   |
| KISALTMALAR .....   | xi  |
| SÖZLÜK DİZİNİ .....   | xiv |
| 1.GİRİŞ .....   | 1   |
| 2. ILS Sistem Temelleri .....                               | 4   |
| 2.1. ILS Genel Bilgileri.....                               | 4   |
| 2.2. ILS Sinyali.....                                       | 6   |
| 2.2.1. Localizer Sinyali .....                              | 6   |
| 2.2.2. Glideslope Sinyali .....                             | 13  |
| 2.2.3. Marker Beacon Sinyalleri .....                       | 18  |
| 2.3. ILS Sinyalinin Sezimlenmesi .....                      | 20  |
| 2.3.1. Localizer Sinyalinin Sezimlenmesi.....               | 20  |
| 2.3.2. Glideslope Sinyalinin Sezimlenmesi.....              | 29  |
| 2.3.3. Marker Beacon Sinyalinin Sezimlenmesi .....          | 37  |
| 2.4. ILS Verisinin Oluşturulması ve Analizi.....            | 41  |
| 2.4.1. ILS Verisinin Oluşturulması.....                     | 41  |
| 2.4.1.1 ILS Localizer Verisinin Oluşturulması .....         | 41  |
| 2.4.1.2. ILS Glideslope Verisinin Oluşturulması .....       | 44  |
| 2.4.2. ILS Verisinin Analizi .....                          | 47  |
| 2.4.2.1. ILS Localizer Verisinin Analizi .....              | 47  |
| 2.4.2.2. ILS Glideslope Verisinin Analizi .....             | 47  |
| 2.4.3. ILS Otopilot Algoritması.....                        | 48  |
| 2.4.3.1. ILS Otopilot Algoritmasının Çalışma Prensibi ..... | 48  |



|   |                                     |
|---|-------------------------------------|
| 2.4.3.2. ILS Yaklaşma Simülasyonları .....                  | 50                                  |
| 3. MLS Sistem Temelleri.....                                | 59                                  |
| 3.1. MLS Genel Bilgileri .....                              | 59                                  |
| 3.2. MLS Sinyali .....                                      | 61                                  |
| 3.3. MLS Sinyalinin Sezimlenmesi.....                       | 63                                  |
| 3.4. MLS Verisinin Oluşturulması ve Analizi .....           | 70                                  |
| 3.4.1. MLS Verisinin Oluşturulması .....                    | 70                                  |
| 3.4.2. MLS Verisinin Analizi.....                           | 72                                  |
| 3.4.3. MLS Otopilot Algoritması .....                       | 73                                  |
| 3.4.3.1. MLS Otopilot Algoritmasının Çalışma Prensibi.....  | 73                                  |
| 3.4.3.2. MLS Yaklaşma Simülasyonları .....                  | 75                                  |
| 4. GLS Sistem Temelleri .....                               | 84                                  |
| 4.1. GLS Genel Bilgileri .....                              | 84                                  |
| 4.2. GLS Sinyali .....                                      | 89                                  |
| 4.3. GLS Sinyalinin Sezimlenmesi.....                       | 95                                  |
| 4.4. GLS Verisinin Oluşturulması ve Analizi .....           | 104                                 |
| 4.4.1. GLS Verisinin Oluşturulması .....                    | 104                                 |
| 4.4.2. GLS Verisinin Analizi.....                           | 104                                 |
| 4.4.3. GLS Otopilot Algoritması.....                        | 109                                 |
| 4.4.3.1. GLS Otopilot Algoritmasının Çalışma Prensibi ..... | 109                                 |
| 4.4.3.2. GLS Yaklaşma Simülasyonları.....                   | 110                                 |
| 5. SONUÇLAR VE TARTIŞMA .....                               | 123                                 |
| 6. KAYNAKLAR .....  | 128                                 |
| ÖZGEÇMİŞ .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |

## ŞEKİLLER DİZİNİ

|   |    |
|---|----|
| Şekil 2.1. ILS Localizer ve ILS Glideslope Yer İstasyonu Yerleşimleri [11] .....                | 4  |
| Şekil 2.2. ILS Localizer Anten Grubu [16] .....   | 7  |
| Şekil 2.3. ILS Localizer 90 Hz ve 150 Hz Anten Huzmeleri [17] .....                             | 7  |
| Şekil 2.4. Sinc(x) Fonksiyonu .....   | 8  |
| Şekil 2.5. Localizer Anten Dizisinin Kapsama Alanı [18] .....                                   | 9  |
| Şekil 2.6. $G_{loc,90Hz}(\Theta)$ Anten Işınım Fonksiyonu .....                                 | 10 |
| Şekil 2.7. $G_{loc,150Hz}(\Theta)$ Anten Işınım Fonksiyonu .....                                | 11 |
| Şekil 2.8 ILS Glideslope Yer İstasyonu [10] .....   | 13 |
| Şekil 2.9. ILS Glideslope Anten Huzmeleri [10] .....  | 14 |
| Şekil 2.10. $G_{gs,90Hz}(\Theta)$ Anten Işınım Fonksiyonu .....                                 | 15 |
| Şekil 2.11. $G_{gs,150Hz}(\Theta)$ Anten Işınım Fonksiyonu .....                                | 16 |
| Şekil 2.12. ILS Marker Beacon Konumları [20] .....  | 18 |
| Şekil 2.13. ILS Localizer Frekans Spektrumu Örneği .....  | 20 |
| Şekil 2.14. ILS Localizer Sinyalinin Anlamlandırılma Blok Diyagramı .....                       | 22 |
| Şekil 2.15. Pist Merkez Çizgisi Hızasında Bulunan Uçak .....                                    | 24 |
| Şekil 2.16. Merkez Çizgisi Hızasındaki Bir Uçaktaki Alıcıda Görülen ILS Sinyal Spektrumu .....  | 25 |
| Şekil 2.17. Pist Merkez Çizgisinin Solunda (90 Hz Huzmesi Tarafında) Bulunan Bir Uçak .....     | 26 |
| Şekil 2.18. Merkez Çizgisinin Solundaki Bir Uçaktaki Alıcıda Görülen ILS Sinyal Spektrumu ..... | 26 |
| Şekil 2.19. Pist Merkez Çizgisinin Sağında (150 Hz Huzmesi Tarafında) Bulunan Bir Uçak .....    | 27 |
| Şekil 2.20. Merkez Çizgisinin Sağındaki Bir Uçaktaki Alıcıda Görülen ILS Sinyal Spektrumu ..... | 27 |
| Şekil 2.21. 1020 Hz Ident Bilgisini İçeren ILS Sinyal Spektrumu .....                           | 28 |
| Şekil 2.22. Localizer Back Course (BC) Durumu .....   | 29 |
| Şekil 2.23. ILS Glideslope Sinyal Spektrumu Örneği .....  | 30 |
| Şekil 2.24. ILS Glideslope Sinyalinin Sezimlenmesi Blok Diyagramı .....                         | 31 |
| Şekil 2.25. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusu Hızasında .....                                    | 33 |

|  |    |
|--|----|
| Şekil 2.26. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusu Hizasındayken ILS Glideslope Sinyal Spektrumu .....     | 34 |
| Şekil 2.27. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusunun Yukarısında .....                                    | 35 |
| Şekil 2.28. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusunun Yukarısında ILS Glideslope Sinyal Spektrumu .....    | 35 |
| Şekil 2.29. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusunun Aşağısında .....                                     | 36 |
| Şekil 2.30. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusunun Aşağısında ILS Glideslope Sinyal Spektrumu .....     | 36 |
| Şekil 2.31. ILS Marker Beacon Sinyalinin Sezimlenmesi Blok Diyagramı.....                            | 37 |
| Şekil 2.32. ILS Outer Marker Beacon Sinyal Spektrumu .....   | 38 |
| Şekil 2.33. ILS Middle Marker Beacon Sinyal Spektrumu .....  | 39 |
| Şekil 2.34. ILS Inner Marker Beacon Sinyal Spektrumu .....   | 39 |
| Şekil 2.35. Simülasyonda Kullanılan Localizer 90 Hz ve 150 Hz Anten Huzmeleri .....                  | 42 |
| Şekil 2.36. Glideslope 90 Hz ve 150 Hz Anten Huzmeleri ve Marker Beacon Konumları .....              | 44 |
| Şekil 2.37. ILS Otopilot Algoritması Blok Diyagramı .....  | 48 |
| Şekil 2.38. Senaryo 1 - Yatay Eksende (x,y) Uçağın Takip Ettiği Yol.....                             | 51 |
| Şekil 2.39. Senaryo 1 – Hareket Boyunca Alıcıda Hesaplanan Localizer DDM .....                       | 52 |
| Şekil 2.40. Senaryo 1 – Dikey Eksende (x,z) Uçağın Takip Ettiği Yol .....                            | 53 |
| Şekil 2.41. Senaryo 1 - Hareket Boyunca Alıcıda Hesaplanan Glideslope DDM .....                      | 54 |
| Şekil 2.42. Senaryo 2 – Uçağın Yatayda (x,y) Takip Ettiği Yol .....                                  | 55 |
| Şekil 2.43. Senaryo 2 – Hareket Boyunca Alıcıda Hesaplanan Localizer DDM .....                       | 56 |
| Şekil 2.44. Senaryo 2 – Uçağın Dikey Düzlemde (x,z) Takip Ettiği Yol .....                           | 57 |
| Şekil 2.45. Senaryo 2 – Hareket Boyunca Alıcıdaki Glideslope DDM .....                               | 58 |
| Şekil 3.1. MLS Havaalanı Pist Yerleşimi [23] .....   | 60 |
| Şekil 3.2. MLS Yanca Tarama Anteni [28] .....  | 61 |
| Şekil 3.3. MLS Yükseliş Tarama Anteni [28] .....   | 62 |
| Şekil 3.4. MLS Yanca Sapma ( $\Theta_{dev}$ ) Hesaplama Blok Diyagramı .....                         | 63 |
| Şekil 3.5. Pozitif Açılı Alanında Yer Alan Bir Uçaktaki MLS Alıcısında FRO ve TO Darbeleri [3] ..... | 64 |
| Şekil 3.6. Negatif Açılı Alanında Yer Alan Bir Uçaktaki MLS Alıcısında FRO ve TO Darbeleri [3] ..... | 65 |
| Şekil 3.7. MLS Yükseliş ( $\Theta_{GPA}$ ) Sapma Değerinin Hesaplanması Blok Diyagramı .....         | 66 |

|   |    |
|---|----|
| Şekil 3.8. DME Direkt Uzaklık (Slant Range) Gösterimi [3].....  | 67 |
| Şekil 3.9. X ve Y Sorgu Sinyalleri Karşılaştırması [31] .....   | 68 |
| Şekil 3.10. DME Doğrudan Uzaklık (Slant Range) Hesaplaması Blok Diyagramı.....                        | 69 |
| Şekil 3.11. MLS Yanca Anteninin Kapsama Alanı.....  | 71 |
| Şekil 3.12. MLS Yükseliş Anteninin Kapsamı Alanı.....   | 72 |
| Şekil 3.13. MLS Otopilot Algoritması Blok Diyagramı .....   | 74 |
| Şekil 3.14. Senaryo 1 – Uçağın Yatay Düzlemde Takip Ettiği Yol.....                                   | 76 |
| Şekil 3.15. Senaryo 1 - Hareket Boyunca MLS Yanca TO-FRO Tarama Huzmeleri<br>Arasındaki Süreler ..... | 77 |
| Şekil 3.16. Senaryo 1 - Uçağın Dikey Eksende Takip Ettiği Yol.....                                    | 78 |
| Şekil 3.17. Senaryo 1 - Hareket Boyunca MLS Yükseliş Tarama Huzmeleri Arasındaki<br>Süreler .....     | 79 |
| Şekil 3.18. Senaryo 2 – Uçağın Yatay Düzlemde Takip Ettiği Yol.....                                   | 80 |
| Şekil 3.19. Senaryo 2 - Hareket Boyunca MLS Yanca TO-FRO Tarama Huzmeleri<br>Arasındaki Süreler ..... | 81 |
| Şekil 3.20. Senaryo 2 - Uçağın Dikey Eksende Takip Ettiği Yol.....                                    | 82 |
| Şekil 3.21. Senaryo 2 - Hareket Boyunca MLS Yükseliş Tarama Huzmeleri Arasındaki<br>Süreler .....     | 83 |
| Şekil 4.1. GBAS Havaalanı Yerleşimi [8].....  | 85 |
| Şekil 4.2. Bir GNSS Uydusundan Elde Edilen Konum Bilgisi [3] .....                                    | 86 |
| Şekil 4.3. İki GNSS Uydusundan Elde Edilen Konum Bilgisi [3].....                                     | 86 |
| Şekil 4.4. VDB Mesaj Listesi [33] .....   | 89 |
| Şekil 4.5. VDB Tip-1 Mesaj İçeriği [33].....  | 90 |
| Şekil 4.6. VDB Tip-2 Mesaj İçeriği [33].....  | 91 |
| Şekil 4.7. VDB Tip-4 FAS Data Mesaj İçeriği [33].....   | 92 |
| Şekil 4.8. VDB Tip-4 TAP Data Mesaj İçeriği [33] .....  | 93 |
| Şekil 4.9. VDB Tip-4 TAP IF Leg Data Mesaj İçeriği [33] .....   | 94 |
| Şekil 4.10. VDB Tip-4 TAP TF Leg Data Mesaj İçeriği [33] .....  | 94 |
| Şekil 4.11. VDB Tip-4 TAP RF Leg Data Mesaj İçeriği [33].....   | 94 |
| Şekil 4.12. VDB Tip-4 TAP DD/TF Leg Data Mesaj İçeriği [33].....                                      | 95 |
| Şekil 4.13. GLS Yatay ve Dikey Sapma Verilerinin Hesaplanma Blok Diyagramı .....                      | 95 |
| Şekil 4.14. Yataydaki Sapma Hesaplaması için Kritik Nokta ve Parametreler [34].....                   | 97 |
| Şekil 4.15. Dikeydeki Sapma Hesaplaması için Kritik Nokta ve Parametreler [38] .....                  | 99 |

|  |     |
|--|-----|
| Şekil 4.16. GPA'dan Açısal Sapma Hesaplaması için Kritik Nokta ve Parametreler [38]    | 99  |
| Şekil 4.17. (x-y) ve (y-z) Düzlemlerinde İnişte Kullanılan Kritik Noktalar [38]        | 100 |
| Şekil 4.18. Doğrusal Bir Rota İçin Yatay Doğrultuda Sapma Geometrisi                   | 101 |
| Şekil 4.19. Manevralı Bir Rota İçin Yatay Doğrultuda Sapma Geometrisi                  | 102 |
| Şekil 4.20. Manevralı ve Aşamalı Bir Yaklaşım Prosedürü [35]                           | 103 |
| Şekil 4.21. Yataydaki Sapma için Kullanılan Geometrik Model-1                          | 106 |
| Şekil 4.22. Yataydaki Sapma için Kullanılan Geometrik Model-2                          | 107 |
| Şekil 4.23. Süzülme Açısından Sapma için Kullanılan Geometrik Model                    | 108 |
| Şekil 4.24. GLS Otopilot Algoritması Blok Diyagramı                                    | 109 |
| Şekil 4.25. GBAS VDB FAS Data ile Yapılan Yaklaşma ve İnişin 3 Boyutta Gösterimi       | 111 |
| Şekil 4.26. FAS Data ile Yatay Doğrultuda Yapılan Hareketin 2 Boyutta Gösterimi        | 111 |
| Şekil 4.27. Yatay Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri                   | 112 |
| Şekil 4.28. FAS Data ile Dikey Doğrultuda Yapılan Hareketin 2 Boyutta Gösterimi        | 113 |
| Şekil 4.29. Dikey Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri                   | 114 |
| Şekil 4.30. Senaryo 2'de Planlanan Manevralı-Aşamalı İniş Prosedürü                    | 116 |
| Şekil 4.31. FAS ve TAP Data ile Yapılan Yaklaşma ve İnişin 3 Boyutta Gösterimi-1       | 117 |
| Şekil 4.32. FAS ve TAP Data ile Yapılan Yaklaşma ve İnişin 3 Boyutta Gösterimi-2       | 117 |
| Şekil 4.33. FAS ve TAP Data ile Yatay Doğrultuda Yapılan Hareketin Kuşbakışı Gösterimi | 119 |
| Şekil 4.34. Yatay Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri                   | 120 |
| Şekil 4.35. FAS ve TAP Data ile Dikey Doğrultuda Yapılan Hareketin 2 Boyutta Gösterimi | 121 |
| Şekil 4.36. Dikey Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri                   | 122 |

## ÇİZELGELER DİZİNİ

|  |     |
|--|-----|
| Çizelge 5.1. ILS, MLS ve GLS Karşılaştırma Çizelgesi. .... | 126 |
|--|-----|

## KISALTMALAR

|         |  |
|---------|--|
| BC      | Back Course  |
| BPF     | Band-Pass Filter                                   |
| CDI     | Course Deviation Indicator                         |
| dB      | Decibel  |
| DDM     | Difference in Depth of Modulation                  |
| DD/TF   | Dynamic Downwind - Track to Fix                    |
| DME     | Distance Measuring Equipment                       |
| EUROCAE | European Organisation for Civil Aviation Equipment |
| FAA     | Federal Aviation Administration                    |
| FAS     | Final Approach Segment                             |
| FPAP    | Flight Path Alignment Point                        |
| FTP     | Fictitious Threshold Point                         |
| GARP    | GNSS Azimuth Reference Point                       |
| GBAS    | Ground Based Augmentation System                   |
| GERP    | GNSS Elevation Reference Point                     |
| GLS     | GBAS Landing System                                |
| GNSS    | Global Navigation Satellite System                 |
| GPA     | Glidepath Angle                                    |
| GPIP    | Glide Path Intercept Point                         |
| GPS     | Global Positioning System                          |
| GRP     | Guidance Reference Point                           |
| GS      | Glideslope   |
| HPBW    | Half Power Beamwidth                               |
| HPF     | High-Pass Filter                                   |

|       |  |
|-------|--|
| Hz    | Hertz                                      |
| ICAO  | International Civil Aviation Organization  |
| IF    | Initial Fix                                |
| ILS   | Instrument Landing System                  |
| IM    | Inner Marker                               |
| LAAS  | Local Area Augmentation System             |
| LNA   | Low Noise Amplifier                        |
| LOC   | Localizer                                  |
| LPF   | Low-Pass Filter                            |
| LTP   | Landing Threshold Point                    |
| MB    | Marker Beacon                              |
| MHz   | Megahertz                                  |
| μs    | Microsecond                                |
| MLS   | Microwave Landing System                   |
| MM    | Middle Marker                              |
| NM    | Nautical Mile (Deniz Mili)                 |
| OM    | Outer Marker                               |
| RF    | Radio Frequency                            |
| RF    | Radius to Fix                              |
| RPDS  | Reference Path Data Selector               |
| RTCA  | Radio Technical Commission for Aeronautics |
| SNR   | Signal to Noise Ratio                      |
| TAC   | TACAN                                      |
| TACAN | Tactical Air Navigation                    |
| TAP   | Terminal Area Path                         |
| TCH   | Threshold Crossing Height                  |



|      |                                 |
|------|---------------------------------|
| TCP  | Threshold Crossing Point        |
| TF   | Track to Fix                    |
| TRSB | Time Referenced Scanning Beam   |
| UHF  | Ultra High Frequency            |
| UTC  | Coordinated Universal Time      |
| VDB  | VHF Data Broadcast              |
| VHF  | Very High Frequency             |
| VOR  | VHF Omnidirectional Radio-Range |
| WAAS | Wide Area Augmentation System   |

## SÖZLÜK DİZİNİ

|                                      |                                 |
|--------------------------------------|---------------------------------|
| Amplitude Modulation:                | Genlik Modülasyonu              |
| Antenna Array:                       | Anten Dizisi                    |
| Antenna Gain:                        | Anten Kazancı                   |
| Audio Signal:                        | Ses Sinyali                     |
| Azimuth:                             | Yanca                           |
| Azimuth Scanning Beam:               | Yanca Tarama Huzmesi            |
| Band-Pass Filter:                    | Bant Geçirgen Filtre            |
| Beam:                                | Huzme                           |
| Beamwidth:                           | Huzme Genişliği                 |
| Boresight:                           | Asal Eksen                      |
| Carrier:                             | Taşıyıcı                        |
| Distance Measuring Equipment:        | Mesafe Ölçüm Ekipmanı           |
| Elevation:                           | Yükseliş                        |
| Elevation Scanning Beam:             | Yükseliş Tarama Huzmesi         |
| GBAS Landing System:                 | GBAS İniş Sistemi               |
| Glideslope:                          | Süzülme Eğimi                   |
| Glide Path Angle:                    | Süzülme Açısı                   |
| Global Navigation Satellite Systems: | Küresel Konum Belirleme Sistemi |
| Global Positioning System:           | Küresel Konumlama Sistemi       |
| Ground Based Augmentation System:    | Yer Tabanlı Destekleme Sistemi  |
| High:                                | Yüksek                          |
| High-Pass Filter:                    | Yüksek Geçirgen Filtre          |
| Instrument Landing System:           | Aletli İniş Sistemi             |
| Interrogate:                         | Sorgu                           |

|                                 |                                   |
|---------------------------------|-----------------------------------|
| Jamming:                        | Karıştırma                        |
| Low:                            | Düşük                             |
| Low Noise Amplifier:            | Düşük Gürültülü Yükselteç         |
| Low-Pass Filter:                | Düşük Geçirgen Filtre             |
| Microwave Landing System:       | Mikrodalga İniş Sistemi           |
| Pattern:                        | Işınım                            |
| Pulse:                          | Darbe                             |
| Reply:                          | Yanıt                             |
| Saturation:                     | Doyum                             |
| Selectivity:                    | Seçicilik                         |
| Sensitivity:                    | Duyarlılık                        |
| Slant Range:                    | Doğrudan Uzaklık                  |
| Spoofing:                       | Aldatma                           |
| Time Referenced Scanning Beams: | Zaman Referanslı Tarama Huzmeleri |
| Tune:                           | Ayarlama                          |



# 1.GİRİŞ

Yaklaşma ve iniş sistemleri, hava araçlarının uçuşu tamamlarken son aşamada kullandıkları oldukça kritik sistemlerdir. Bu sistemlerin temel görevi, hava aracının iniş yapacağı havaalanı pistini bulması için takip etmesi gereken yol bilgilerini vermek ve pistin merkez çizgisi üzerine ideal bir açı ile iniş yapması için gerekli düzeltme bilgilerini uçaktaki alıcıya sağlamaktır.

Geçmişten günümüze birçok yaklaşma ve iniş sistemi geliştirilmiştir. Bu tez kapsamında üç farklı iniş sistemi: ILS (Instrument Landing System), MLS (Microwave Landing System) ve GLS (GBAS Landing System) modellenecek ve birbirlerine göre avantaj ve dezavantajları simülasyonlarla çalışılacaktır.

İlk iniş sistemi olan ILS, özellikle görüşün düşük olduğu hava şartlarında pilotun pistin merkez çizgisini bulabilmesi ve piste ideal süzülme açısı ile yaklaşmasını sağlamak amacıyla geliştirilmiştir. En eski iniş sistemi olmasına rağmen ILS, dünya üzerindeki kullanılan en yaygın iniş sistemidir. Sistem zamanla DME ve Radar Altimetre gibi diğer aviyonik seyrüsefer sistemleri tarafından desteklenerek güncel uçuş standartlarını sağlamıştır [1,2,3,4].

ICAO tarafından standart iniş sistemleri arasına alınan ikinci sistem olan MLS, ILS'in zafiyet gösterdiği şartlara karşı dayanıklılık sağlamak amacıyla tasarlanmıştır. ILS'in eksikliklerini gidermenin yanında MLS, literatüre zaman farklarını referans alarak ayrışma hesabı yöntemini kazandırmıştır. DME ile desteklenen sistem, uçuş planlama çalışması yardımıyla manevralı ve aşamalı yaklaşımlara imkan sağlamıştır [2,3,5].

ICAO standart iniş sistemlerinden sonuncusu olan GLS ise gelişen teknoloji ile birlikte kullanımı ve kritikliği artan GPS verileri ile yaklaşma ve inişin prosedürlerinin işletilmesi fikrinin doğması ile geliştirilmeye başlamıştır. GPS verileri ile elde edilen konum verilerinde görülen ciddi sapmalar sebebiyle inişte ciddi hatalarla karşılaşılabilmesi ihtimalini ortadan kaldırmak üzere yere konumlandırılan ve uydu kaynaklı hataları dengelemek üzere doğrulama sinyalleri oluşturan yer istasyonları (GBAS) tasarlanmıştır. Elde edilen yüksek doğruluğa sahip konum bilgisi ile dünya üzerindeki kesin konumu bilinen noktalar takip edilerek manevralı ve aşamalı inişlere imkan sağlayan GLS, hala geliştirmeye açık birçok özelliğiyle havacılık için ufuk açıcı olmuştur [2,3,6,7,8,9].

Kronolojik olarak bakıldığında, sonra gelen sistemler kendinden öncekilerin eksikliklerini kapatmak ve/veya yaklaşma ve iniş sistemlerine yeni kabiliyetler kazandırmak için geliştirilmiştir. Bu sistemler genel olarak uçaktaki alıcıya yatay ve dikey düzlemde yapılacak hareket için kılavuz bilgi sağlarlar. Yatayda sağlanan kılavuz bilgi sayesinde pistin merkezine mümkün olduğu kadar yakın bir iniş sağlanır. Dikey düzlemde sağlanan kılavuz bilgi ise pist için belirlenen ideal açıda (genellikle 3°) iniş yapılmasını sağlar. Birbirinden farklı yöntemler kullansalar da sistemler pilota yancada doğrulamak için “sağa uç” ya da “sola uç” kararlarını çıkarırlar. Yükseliş düzleminde elde edilen verilerle ise pilota “yukarı uç” veya “aşağı uç” kararları çıkarılır.

Tezin 2. bölümünde, ILS sisteminin bileşenleri ayrı ayrı tanımlanmış ve bu sinyallerin yer istasyonu tarafından üretilip yayımlanması, daha sonra uçaktaki alıcıda sezimlenmesi detaylı şekilde açıklanmıştır. Uçağın bulunduğu konum yerdeki antenin asal ekseninden kaç derece ayrışıyorsa sinyalin çarpılacağı anten kazanç değeri değişeceği için ilgili antenlerin kazanç diyagramları da oluşturulmuş ve görselleştirilmiştir. Bölümün sonunda örnek iki farklı senaryo için ILS yaklaşma simülasyonu gerçekleştirilmiştir.

Tezin 3. bölümünde, MLS sisteminin yanca ve yükseliş düzlemlerinde sağladığı doğrulama bilgilerinin nasıl sağlandığı detaylı şekilde açıklanmıştır. Bu kapsamda sistemin tarama ışınlarının elektronik olarak hareket ettirilmesini sağlayacak bir formül geliştirilmiş ve bu formülü kullanan kod yardımı ile hareket simülasyonu sağlanmıştır. Uçağın konumunun merkez çizgisinden ayrışma açısına göre huzme ile yanca ayrışmanın eşit olduğu zamanlar arasındaki farklar kontrol edilerek ayrışma hesabı yapacak formüller geliştirilmiş ve kod ile simule edilmiştir. Bölümün sonunda örnek iki senaryo için MLS yaklaşma simülasyonu gerçekleştirilmiştir.

Tezin 4. bölümünde, GLS sisteminin yer bileşeni olan VDB vericisinden gelen verilerle alıcıda oluşturulan yaklaşma ve iniş geometrisi detaylı şekilde açıklanmıştır. VDB verisi bir veribağı formatında olduğu ve çevredeki tüm uçaklar için alınan veri aynı olduğu için yalnızca değişkenler tanımlanıp uçaktaki işlemcide hesaba katılmak üzere girdi olarak sağlanmıştır. Pilotun tercihine göre doğrusal ya da manevralı yaklaşım sırasında ayrışmanın nasıl hesaplanacağını açıkça gösteren geometrik modeller yardımı ile ayrışma hesapları formülize edilmiştir. Bölümün sonunda örnek

iki senaryo için GLS doğrusal ve manevralı-aşamalı yaklaşma simülasyonları gerçekleştirilmiştir.

Tezin 5. bölümünde, önceki bölümlerde elde edilen verilere göre sistemlerin birbirlerine göre avantajlı ve dezavantajlı oldukları durumlar değerlendirilerek varılan sonuç açıklanmıştır. Bu kapsamda hangi şartlarda hangi sistemin ideal olacağı, ihtiyaçların ve ekonomik faktörlerin sistem seçiminde ne gibi etkilerinin olduğu, havaalanı çevresindeki engebe ve bina yerleşimi, sistemlerin çalışmasını etkileyecek tüm girişim kaynakları dikkate alınmıştır.

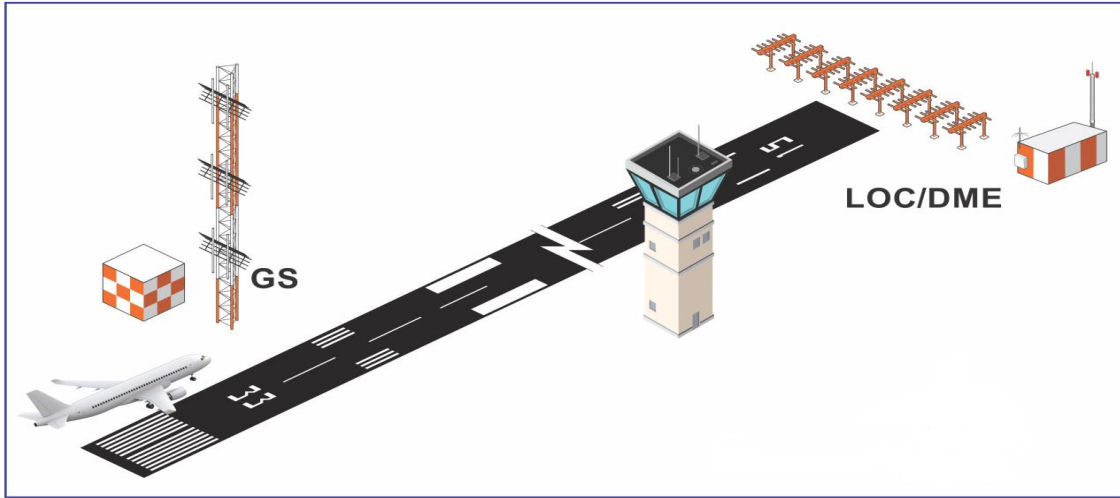
## 2. ILS SİSTEM TEMELLERİ

### 2.1. ILS Genel Bilgileri

Geliştirilen ilk iniş sistemi olan Aletli İniş Sistemi ILS (Instrument Landing System), pilotlara görüşün çok düşük olduğu şartlarda bile pistin merkezine doğru bir açı ile inilmesi imkanını sağlamak üzere tasarlanmıştır. İniş sistemlerinin ilki olmasına rağmen hala dünyada en yaygın olan iniş sistemidir. 1929 yılında test süreci başlayan sistem, ilk kez 1938 yılında bir yolcu uçağının inişi esnasında kullanılmıştır [1].

ILS sisteminin localizer, glideslope ve marker beacon ismi verilen 3 alt bileşeni vardır. İniş esnasında pilot ve otopilot için kritik olan sinyaller localizer ve glideslope sinyalleridir. Sistemin çalışma prensibi, yerdeki ILS alt bileşenleri tarafından farklı frekanslarla modüle edilip yayınlanan sinyallerdeki genlik farklılıklarını uçaktaki ILS alıcısında tespit edip bu genlik farklılığına karşılık gelen sapma miktarını hesaplamaya dayanır [2,3,10].

Pilot ve otopilot için kritik olan Localizer ve Glideslope yer istasyonlarının havaalanı pistindeki yerleşimleri Şekil 2.1’de sergilendiği gibidir.



Şekil 2.1. ILS Localizer ve ILS Glideslope Yer İstasyonu Yerleşimleri [11]

Sistem, yatay düzlemde kılavuz bilgi sağlayan localizer frekansı ile temsil edilir. 108.10-111.95 MHz aralığında 40 tane kanalı bulunan localizer, bu frekans aralığını bir başka aviyonik navigasyon sistemi olan VOR (VHF Omnidirectional Radio-Range) ile paylaşır. Bu frekans aralığında her kanal aralığı (channel spacing) 50 kHz’dir. Megahertz ile temsil



edilen her bir kanalın noktadan sonraki ilk rakamı tek ise bu bir localizer kanalı; çift ise bu kanal bir VOR kanalıdır. VOR ve Localizer sistemlerinin kanal paylaşım örneği aşağıda verilmiştir [2,3,10,12].

108.00: VOR

108.05: VOR

108.10: LOC

108.15: LOC

108.20: VOR

Her bir localizer frekansının eşleşmiş olduğu bir glideslope frekansı vardır. Bir ILS alıcısı, localizer yer istasyonu frekansına ayarlandıktan (tuning) sonra otomatik olarak eşleşmiş olduğu glideslope frekansına da ayarlanır [2,3,10,13,14].

Marker Beacon sinyalleri ise yalnızca 75 MHz frekansından gönderilir. Bu sinyaller için herhangi bir ayarlama gerekmez; ancak düşük genlikteki sinyallerin çözülebilmesi için ‘High Sensitivity’ modu seçilerek sinyal bir LNA’dan geçirilip yükseltilirken, özellikle alçak irtifalarda, yüksek genlikteki sinyallerden alıcının satüre olmaması için ‘Low Sensitivity’ modu seçilerek sinyal bir miktar zayıflatılır [2,3,10,15].

Sistem genellikle bir başka radyo navigasyon fonksiyonu olan Distance Measuring Equipment (DME) ve görüşün düşük olduğu durumlarda Radar Altimetre ile birlikte kullanılır. DME, ILS’e destek olarak havaalanına olan uzaklık bilgisini anlık olarak sağlar. Görüş mesafesinin düşük olduğu durumlarda ise ILS verileri ile Radar Altimetre tarafından sağlanan hassas irtifa bilgisi birlikte kullanılarak iniş işleminin otopilot ile hatasız olarak tamamlanması sağlanır. Bu iki sistemden sağlanan verileri kullanarak otopilot ile yapılan inişe “Autoland” ismi verilir [2].

ILS’in çalışmasını engelleyecek en büyük tehdit, çevredeki FM Radyo istasyonları ve diğer komşu kanal VOR/ILS yer istasyonlarıdır. FM radyo frekans spektrumunun bitiş frekansı (107.9 MHz) ile ILS Localizer frekans spektrumunun başlangıç frekansının (108.1 MHz) birbirlerine çok yakın olması sebebiyle, FM radyo sinyallerinin girişim yaptığı durumlar gözlemlenebilir. Bu tip durumlar; FM Radyo vericisinin yapısındaki bozulmalar sebebiyle, FM radyo vericisinin ILS Localizer bandında yayın yapması veya ILS localizer alıcısının super-heterodyne yapısının bozulması sebebiyle, bant dışı

sinyalleri de kabul etmesi gibi olağan dışı durumlarda gerçekleşir. Yine spektrumda 50 kHz uzaktaki komşu kanal VOR/ILS istasyonları da ancak super-heterodyne alıcının seçicilik (selectivity) özelliğinin bozulduğu durumlarda ciddi bir tehdit olabilir [2,12].

Ancak ILS için asıl tehdit, iki farklı frekanstaki radyo istasyonunun havada intermodülasyon işlemine uğradıktan sonra tam olarak bir ILS Localizer frekansında bir bileşen meydana getirmesidir. Örneğin; 90.1 MHz ve 100.1 MHz radyo istasyonlarının  $2f_2 - f_1$  frekansındaki (3rd order intermodulation product) intermodülasyon çıktısı 110.1 MHz'e denk gelir. Bu frekans, bir ILS Localizer kanalıdır. DDM hesabı yapılırken modülasyon derinliği hesabında, taşıyıcı sinyalin seviyesi de işleme katılır. Bu tür girişimler, doğrudan DDM hesabında yanlışlığa yol açacaktır. Bu sebeple, FM radyo istasyonları, mümkün olduğu kadar havaalanlarının uzağına konumlandırılır. Bu sayede fazlasıyla zayıflayan FM radyo sinyalinin DDM hesabına etkisi minimize edilir [2,12].

## **2.2. ILS Sinyali**

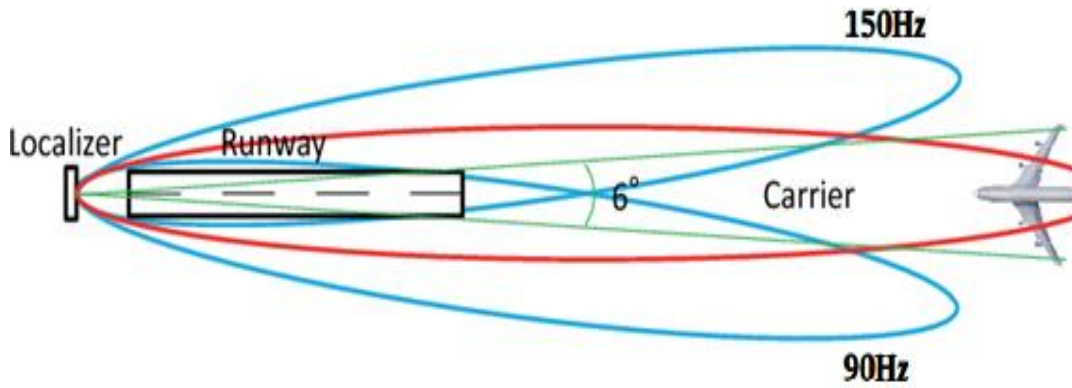
ILS Sinyali, yerdeki Localizer ve Glideslope anten dizileri ile 3 adet ILS Marker Beacon vericisi tarafından yayınlanır. Her bir alt bileşen farklı frekans aralığında çalışmakla birlikte; her biri farklı düzlemlerde bilgi içerir [2,3,10]

### **2.2.1. Localizer Sinyali**

ILS sisteminin yatay eksenindeki doğrulamalarını sağlayan ve 108.10-111.95 MHz (VHF) frekansları arasında çalışan bileşendir. Şekil 2.2'de gösterilen Localizer anten grubu hava alanı pistinin bitiş noktasına konumlandırılır. Pist merkez çizgisinin sağına ve soluna iki farklı frekansta yayın yapılır. Şekil 2.3'te gösterildiği gibi pist merkez çizgisinin sağ tarafına taşıyıcı ile 90 Hz'lik bir sinusoidal sinyalin Genlik Modülasyonu çıktısı; sol tarafına ise taşıyıcı ile 150 Hz'lik bir sinusoidal sinyalin Genlik Modülasyonu çıktısı yayınlanır [2,3,10,12].



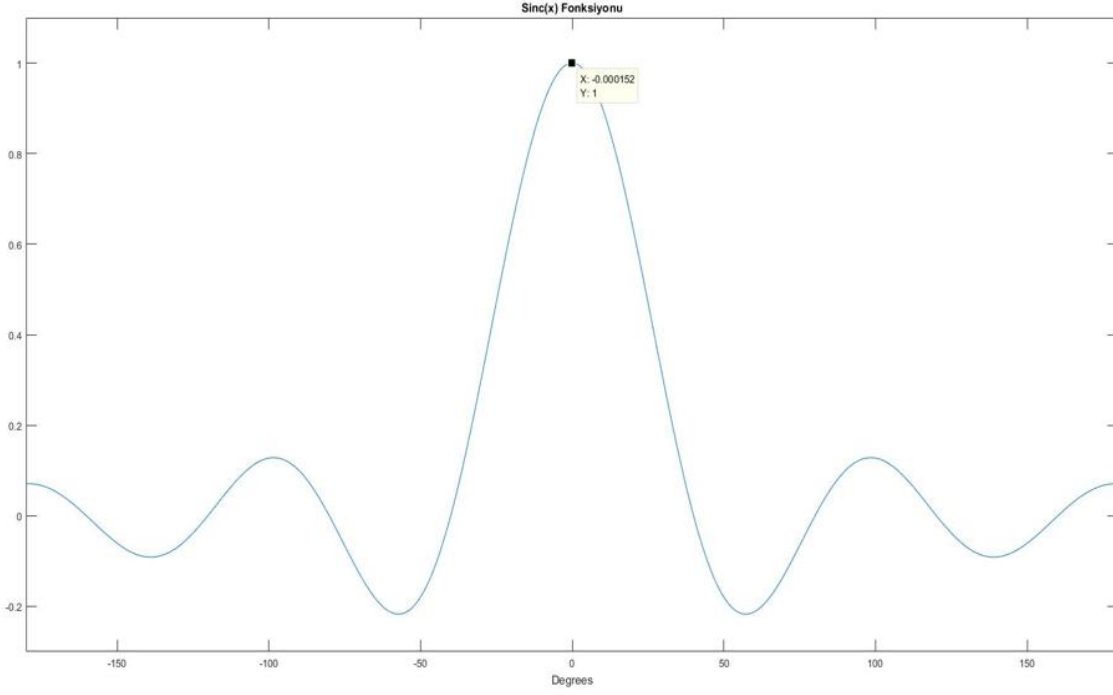
Şekil 2.2. ILS Localizer Anten Grubu [16]



Şekil 2.3. ILS Localizer 90 Hz ve 150 Hz Anten Huzmeleri [17]

Her iki localizer anten grubu için de localizer anten kazanç fonksiyonları  $G_{loc,90Hz}(\Theta_{loc,90Hz})$  ve  $G_{loc,150Hz}(\Theta_{loc,150Hz})$  simüle edilirken Matlab programının normalize 'sinc' fonksiyonundan faydalanılmıştır. 'sinc(x)' fonksiyonu eşitlik (1)'de tanımlandığı gibi formülize edilir ve  $[-180^\circ, 180^\circ]$  aralığında Şekil 2.4'teki gibi bir dağılıma sahiptir.

$$sinc(x) = \frac{\sin(\pi x)}{\pi x} \quad (1)$$



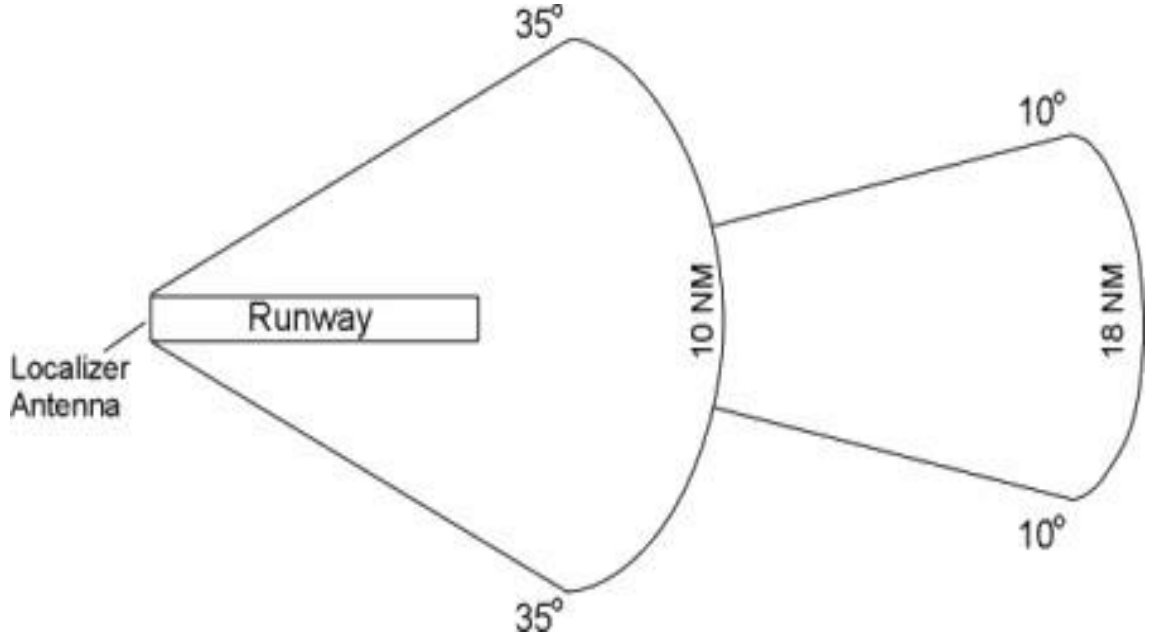
Şekil 2.4. Sinc(x) Fonksiyonu

Sinc(x) fonksiyonu Şekil 2.4'te görüldüğü gibi 0 derece'de maksimum değere ulaşır. Bu bir antenin ana lop (main lobe) merkezini, yani anten asal eksenini (boresight) temsil eder. Antenlerin merkez bakış açıları 90 Hz anten dizisi için  $+5^\circ$ ; 150 Hz anten dizisi için  $-5^\circ$  olarak belirlenmiştir. Buna göre 90 Hz anten dizisini temsil eden kazanç fonksiyonu  $\text{Sinc}(x-5)$  ile; 150 Hz anten dizisini temsil eden kazanç fonksiyonu ise  $\text{Sinc}(x+5)$  ile ilişkilidir.

Localizer anteninin kapsama alanı Şekil 2.5'te gösterildiği gibi 10 NM için  $\pm 35^\circ$ ; 18 NM için  $\pm 10^\circ$ 'dir. Buna göre her iki uzaklık değeri için temel radar iletim (transmit) denklemine göre bir hesaplama yapılırsa, açısal sınırlar olan  $35^\circ$  ve  $10^\circ$  noktalarındaki kazanç değerleri arasındaki oran bulunur [2,18,19].

Belirli mesafelerde açısal üst limitlerdeki güç değeri çözülebilecek minimum sinyal seviyesini temsil eder. Dolayısıyla 10 NM  $35^\circ$  ve 18 NM  $10^\circ$  noktalarındaki güç değerleri birbirlerine eşit olmalıdır. Buna göre eşitlik (2) kullanılarak  $G_{10c}(10^\circ) = 3,24 G_{10c}(35^\circ)$  olarak hesaplanır. Bu oran, özdeş olan Localizer 90 Hz ve Localizer 150 Hz anten dizilerinin her ikisi için geçerlidir.

$$\frac{P_t * G_{10c}(\theta_{10c})}{4\pi R^2} = \frac{P_t * G_{10c}(10^\circ)}{4\pi(18^2)} = \frac{P_t * G_{10c}(35^\circ)}{4\pi(10^2)} \quad (2)$$

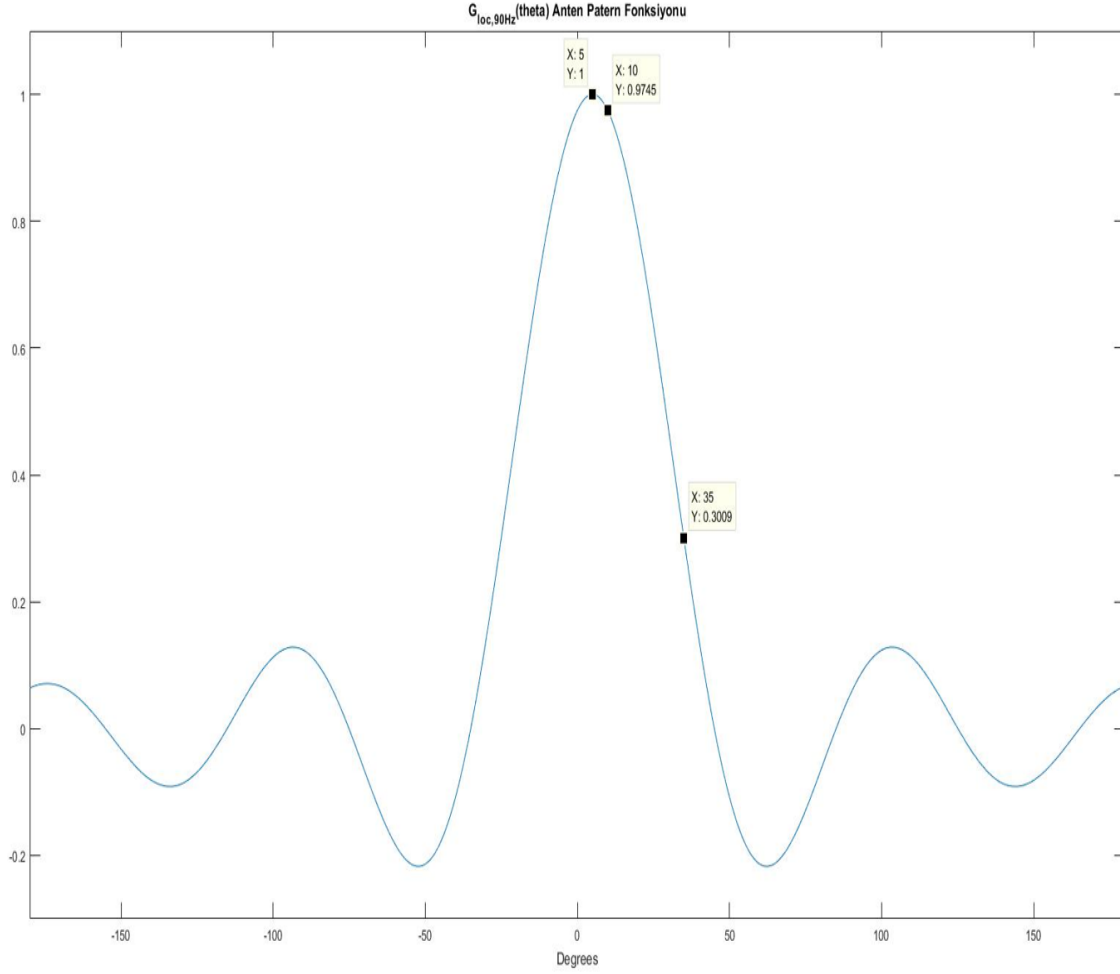


Şekil 2.5. Localizer Anten Dizisinin Kapsama Alanı [18]

Pozitif açısal sınır değerleri  $10^\circ$  ve  $35^\circ$  olan ve pozitif yönde yayın yapan 90 Hz anten dizisinin merkez bakış açısı  $5^\circ$  olduğuna göre; buradaki kazanç hesabında antenin merkezinden  $+5^\circ$  ( $5^\circ+5^\circ = 10^\circ$ ) ve  $+30^\circ$  ( $5^\circ+30^\circ = 35^\circ$ ) ötedeki noktalar için hesaplanan kazanç değerleri arasında yukarıda hesaplanan 3.24 katlık oran yakalanmalıdır. Eşitlik (3)'teki formül beklenen kazanç oranını sağlamaktadır.

$$G_{loc,90Hz}(\theta) = Sinc((\theta - 5) * 1.4312) \quad (3)$$

Şekil 2.6'da görüldüğü gibi eşitlik (3)'te belirtilen fonksiyonunun asal eksenini (boresight)  $5^\circ$  hizasındadır ve  $10^\circ$  ve  $35^\circ$  noktaları arasında beklenen 3.24 katlık oran ( $0.9375/0.3009 \approx 3.2386$ ) yakalanmıştır. Formülde kullanılan  $\theta$  açısı, derece cinsindedir.

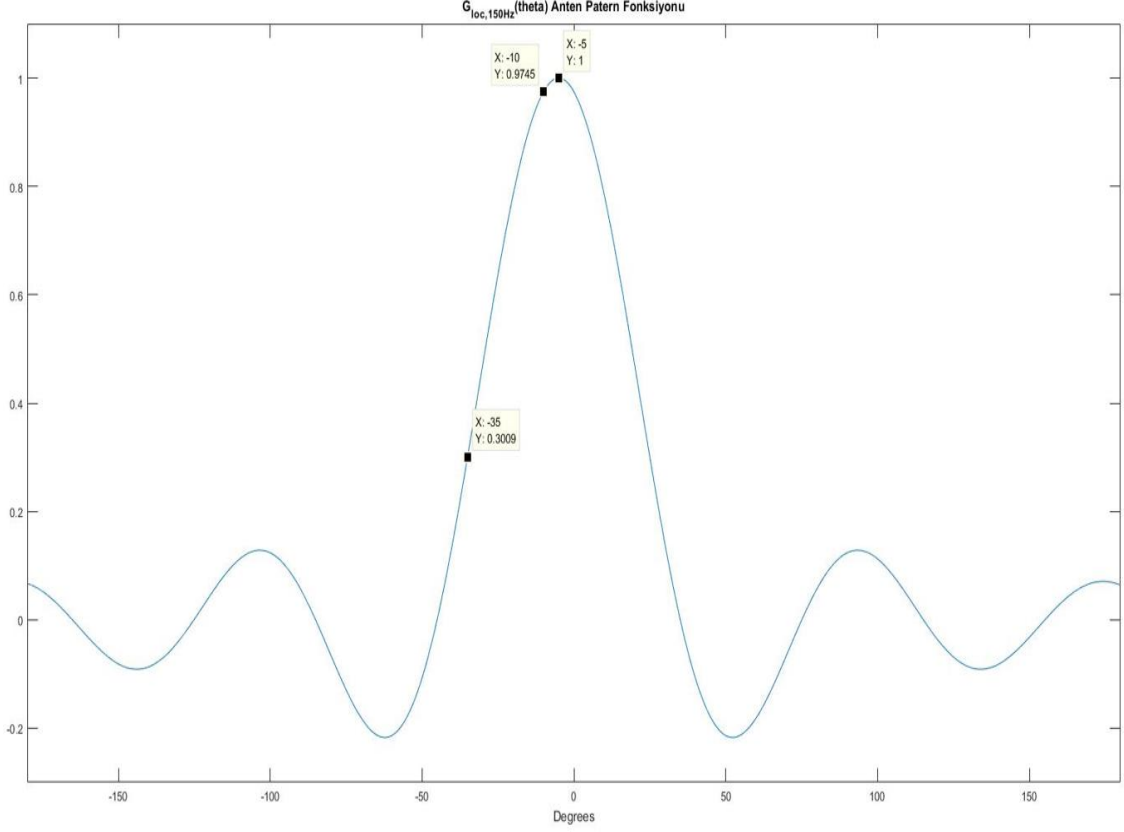


Şekil 2.6.  $G_{loc,90Hz}(\Theta)$  Anten Işınım Fonksiyonu

Benzer şekilde, negatif açısal sınır değerleri  $-10^\circ$  ve  $-35^\circ$  olan ve negatif yönde yayın yapan 150 Hz anten dizisinin asal eksenine  $-5^\circ$  olduğuna göre; buradaki kazanç hesabında antenin merkezinden  $-5^\circ$  ( $-5^\circ - 5^\circ = -10^\circ$ ) ve  $-30^\circ$  ( $-5^\circ - 30^\circ = -35^\circ$ ) ötedeki noktalar için hesaplanan kazanç değerleri arasında yukarıda hesaplanan 3.24 katlık oran yakalanmalıdır. Eşitlik (4)'teki fonksiyon beklentileri karşılamaktadır.

$$G_{loc,150Hz}(\Theta) = Sinc((\Theta + 5) * 1.4312) \quad (4)$$

Şekil 2.7'de görüldüğü gibi eşitlik (4)'te belirtilen fonksiyonunun merkezi (boresight)  $-5^\circ$  hizasındadır ve  $-10^\circ$  ve  $-35^\circ$  noktaları arasında beklenen 3.24 katlık oran ( $0.9375/0.3009 \approx 3.2386$ ) yakalanmıştır. Formülde kullanılan  $\Theta$  açısı, derece cinsindedir.



Şekil 2.7.  $G_{loc,150Hz}(\Theta)$  Anten Işınım Fonksiyonu

Pistin merkez çizgisinin sağ tarafına yayınlanan  $f_c$  frekanslı taşıyıcı sinyal ile 90 Hz sinusoidal sinyalin genlik modülasyonu çıktısı ile birlikte aynı taşıyıcıya verinin üretildiği istasyon bilgisini içeren 1020 Hz'lik ses sinyali yine genlik modülasyonu ile kiplenir [2]. Temel genlik modülasyonu formülüne göre bu sinyal,  $l_1(t)$  eşitlik (5)'te verildiği gibidir.

$$l_1(t) = G_{loc,90Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_c t) * [1 + m_a \cos(2\pi(90)t) + m_i \cos(2\pi(1020)t)] \quad (5)$$

Cosinus çarpımlarına göre denklem bir kademe daha ilerletilirse eşitlik (6) elde edilir.

$$l_1(t) = G_{loc,90Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_c t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c + 90)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c - 90)t) + \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c + 1020)t) + \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c - 1020)t)] \quad (6)$$

Çizginin sol tarafına yayınlanan  $f_c$  frekanslı taşıyıcı sinyal ile 150Hz sinusoidal sinyalin genlik modülasyonu çıktısı ile birlikte aynı taşıyıcıya verinin üretildiği istasyon bilgisini içeren 1020 Hz'lik ses sinyali yine genlik modülasyonu ile kiplenir. [2].

Genlik modülasyonu formülüne göre bu sinyal,  $l_2(t)$  eşitlik (7)'de verildiği gibidir.

$$l_2(t) = G_{loc,150Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_c t) * [1 + m_a \cos(2\pi(150)t) + m_i \cos(2\pi(1020)t)]] \quad (7)$$

Cosinus çarpımlarına göre denklem bir kademe daha ilerletilirse eşitlik (8) elde edilir.

$$l_2(t) = G_{loc,150Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_c t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c + 150)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c - 150)t) + \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c + 1020)t) + \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c - 1020)t)] \quad (8)$$

Bu iki sinyal,  $l_1(t)$  ve  $l_2(t)$ 'nin uzaydaki bileşimi, eşitlik (9)'de formülize edilen ILS Localizer sinyali,  $loc(t)$ 'yi oluşturur.

$$loc(t) = [G_{loc,90Hz}(\theta) + G_{loc,150Hz}(\theta)] * A_c \cos(2\pi f_c t) + G_{loc,90Hz}(\theta) \left[ \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c + 90)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c - 90)t) \right] + G_{loc,150Hz}(\theta) \left[ \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c + 150)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c - 150)t) \right] + [G_{loc,90Hz}(\theta) + G_{loc,150Hz}(\theta)] * \left[ \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c + 1020)t) + \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c - 1020)t) \right] \quad (9)$$

$A_c$  : Taşıyıcı Sinyal Genliği

$G_{loc,90Hz}(\theta)$  : Localizer 90 Hz Anten Dizisinin  $\theta$  Açısındaki Kazanç Değeri

$G_{loc,150Hz}(\theta)$ : Localizer 150 Hz Anten Dizisinin  $\theta$  Açısındaki Kazanç Değeri

$f_c$  : Taşıyıcı Sinyal Frekansı

$m_a$  : 90 Hz ve 150 Hz Genlik Modülasyonu Derinlikleri

$m_i$  : Ident Genlik Modülasyonu Derinliği (30% = 0.3)

$t$  : Zaman

Bir ILS yer istasyonu kanalı, tek bir frekans ile temsil edilir ve bu frekans aslında ILS localizer'ın taşıyıcı frekansıdır. ILS alıcıları super heterodyne tipi alıcılardır. Bu tip alıcılar, ayarlandıkları frekanstan sinyal kabul ederler ve bu frekansa çok yakın frekanslar haricindeki sinyalleri bloklarlar. ILS sisteminden faydalanmak isteyen bir uçak, ILS alıcısını ilgili localizer yer istasyonu frekansına ayarlamalıdır. Bu ayarlama işleminden sonra uçaktaki alıcı, sadece seçilen frekanstaki sinyalleri kabul eder ve spektrumda kendisine yakın frekanslarda çalışan diğer ILS istasyonları, VOR istasyonları ve FM Radyo (88-107.9 MHz) sistemlerinden kaynaklanabilecek girişimleri önlemiş olur [2,3].



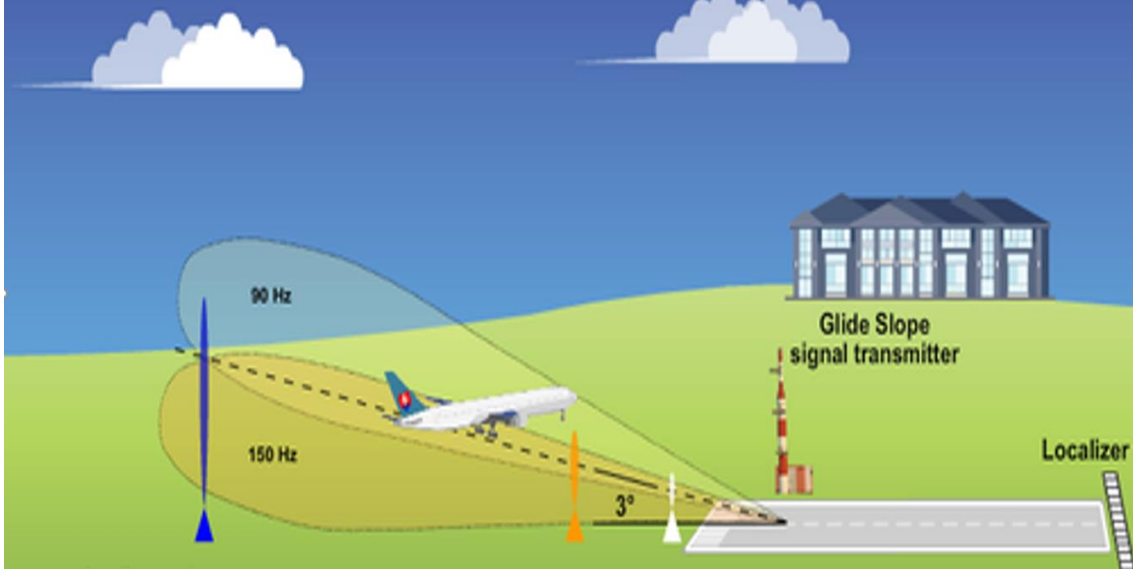
### 2.2.2. Glideslope Sinyali

ILS sisteminin dikey eksenindeki doğrulamalarını sağlayan ve 329.15 - 335.00 MHz aralığında çalışan bileşendir. Uçağın piste ideal bir açı ile yaklaşması glideslope sinyalindeki sapma miktarının minimize edilmesi ile sağlanır. Şekil 2.8’de gösterilen ILS Glideslope anteni pistin kenarına konumlandırılır [2,3,10].



Şekil 2.8 ILS Glideslope Yer İstasyonu [10]

Glideslope için önemli işlemlerden biri süzülme açısının belirlenmesidir. İdeal süzülme açısı, pistin bulunduğu konuma ve etrafındaki arazinin engebesine göre değişebilir. Genellikle, süzülme açısı (glide path angle)  $3^\circ$  dir. Localizer’daki pistin merkez çizgisinin referans alınmasına benzer şekilde, yer ile  $3^\circ$  açı yapan bir doğru referans alınır. Şekil 2.9’da gösterildiği gibi süzülme açısı doğrusunun yukarısına ve aşağısına iki farklı frekansta yayın yapılır. İdeal süzülme açısı doğrusunun yukarısına taşıyıcı ile 90 Hz’lik bir sinusoidal sinyalin genlik modülasyonu çıktısı; aşağısına ise taşıyıcı ile 150 Hz’lik bir sinusoidal sinyalin genlik modülasyonu çıktısı yayınlanır [2,3,10,13].



Şekil 2.9. ILS Glideslope Anten Huzmeleri [10]

Her iki glideslope anten huzmesi için glideslope anten kazanç fonksiyonları  $G_{gs,90Hz}(\Theta_{gs,90Hz})$  ve  $G_{gs,150Hz}(\Theta_{gs,150Hz})$  simüle edilirken Matlab programının normalize 'sinc' fonksiyonundan faydalanılmıştır.

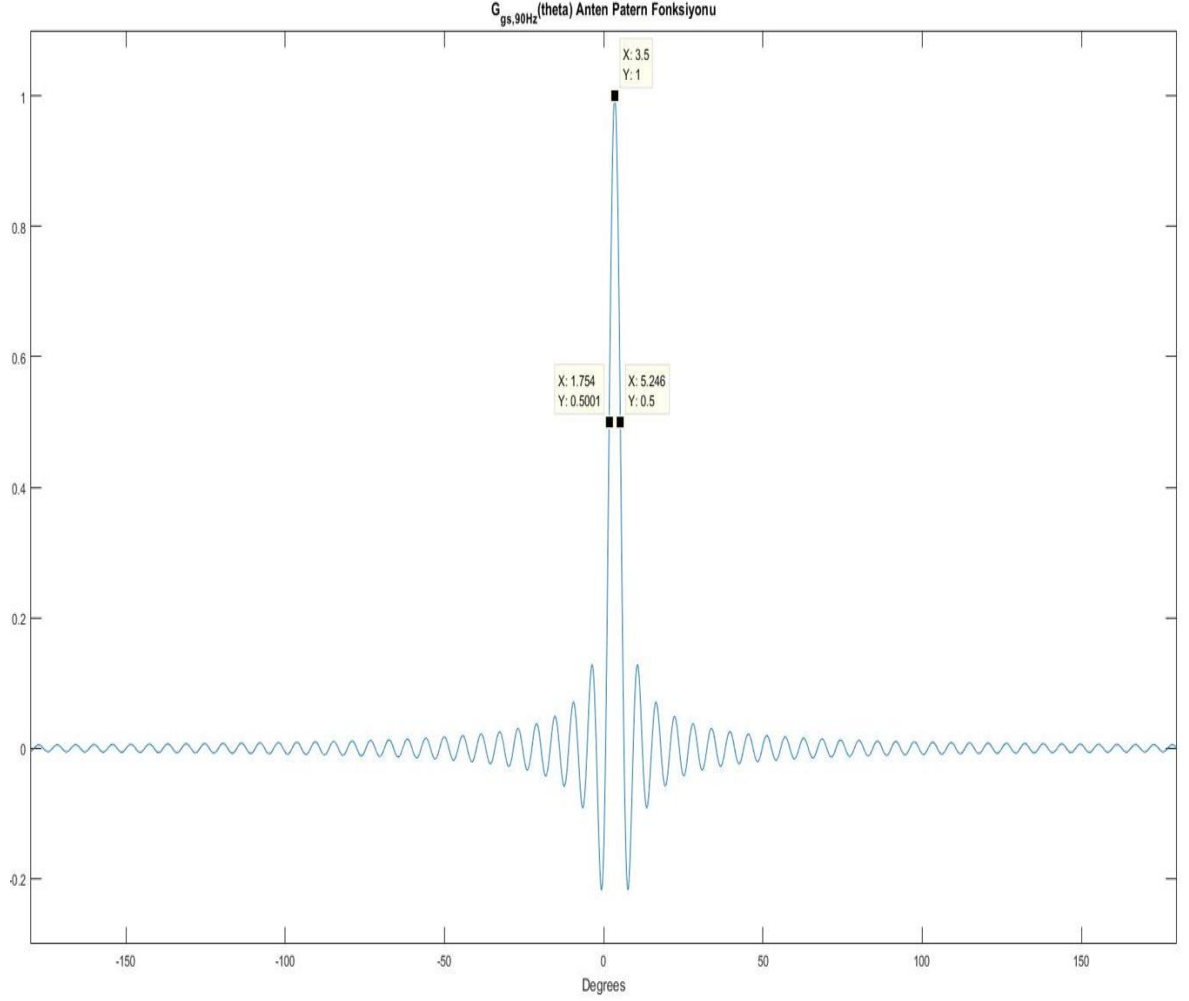
Her iki anten dizisinin merkez bakış açıları ideal süzülme doğrusuna göre simetrik olarak seçilir. Glideslope uygulamalarında yukarı yönlü kapsama açısının en az  $1.75\Theta_{GPA}$  olması beklenir. Genellikle  $\Theta_{GPA} = 3^\circ$  olduğu için yukarı yönlü antenin, yukarı yöndeki maksimum görebileceği açı  $5.25^\circ$  olacaktır [2,19].

90 Hz anten dizisinin asal eksenini  $3.5^\circ$  olarak seçilirse, 150 Hz anten dizisinin merkez görüş açısı da  $2.5^\circ$  olacaktır.

İdeal süzülme açısından yukarı yönde yayın yapan 90 Hz anten dizisi asal ekseninden  $(3.5 \pm 1.75)$   $1.75^\circ$  yukarı ve  $1.75^\circ$  aşağıya yayın yapar. Eşitlik (10)'da verilen formül beklentileri karşılamaktadır.

$$G_{gs,90Hz}(\Theta) = Sinc((\Theta - 3.5) * 19.8) \quad (10)$$

Şekil 2.10'da görüldüğü gibi eşitlik (10)'da belirtilen fonksiyonunun asal eksenini (boresight)  $3.5^\circ$  hizasındadır ve 3 dB Huzme Genişliği (HPBW) değeri yaklaşık olarak  $(\pm 1.75)$   $3.5^\circ$ 'dir. Formülde kullanılan  $\Theta$  açısı, derece cinsindedir.

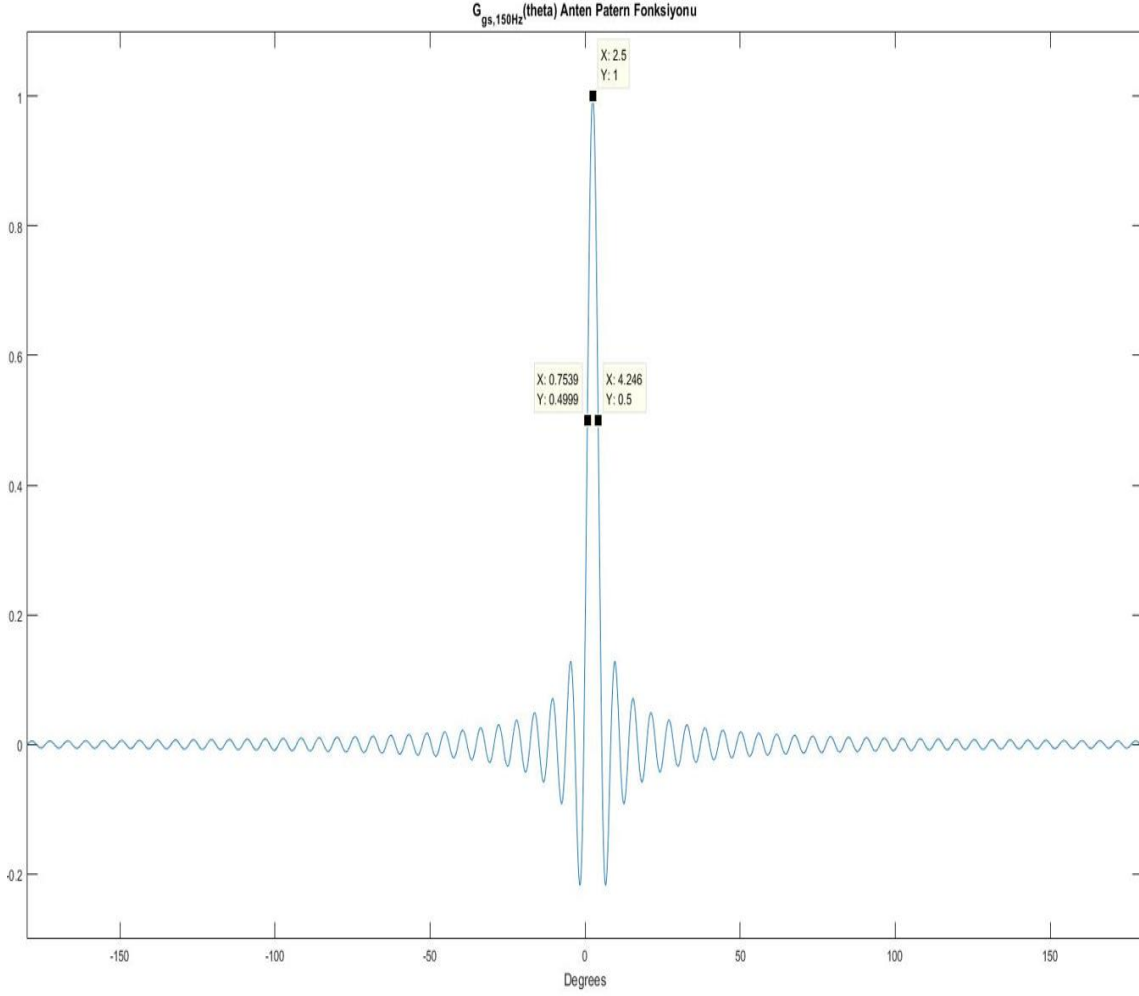


Şekil 2.10.  $G_{gs,90Hz}(\Theta)$  Anten Işınım Fonksiyonu

Benzer şekilde ideal süzülme açısından aşağı yönde yayın yapan 150 Hz anten dizisi merkez görüş açısından  $(2.5 \pm 1.75)$   $1.75^\circ$  yukarı ve  $1.75^\circ$  aşağıya yayın yapar. Eşitlik (11)'de verilen formül beklentileri karşılamaktadır.

$$G_{gs,150Hz}(\Theta) = Sinc((\Theta - 2.5) * 19.8) \quad (11)$$

Şekil 2.11'de görüldüğü gibi eşitlik (11)'de belirtilen fonksiyonunun merkezi (boresight)  $2.5^\circ$  hizasındadır ve 3 dB Beamwidth değeri yaklaşık olarak  $(\pm 1.75)$   $3.5^\circ$ 'dir. Formülde kullanılan  $\Theta$  açısı, derece cinsindedir.



Şekil 2.11.  $G_{gs,150Hz}(\Theta)$  Anten Işınım Fonksiyonu

Referans çizginin üst tarafına  $f_{cgs}$  frekanslı taşıyıcı sinyal ile 90Hz bir sinusoidal sinyalin genlik modülasyonu çıktısı  $g_1(t)$  yayınlanır. Bu sinyal eşitlik (12)'de formülize edilmiştir.

$$g_1(t) = G_{gs,90Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_{cgs}t)] * (1 + m_a \cos(2\pi(90)t)) \quad (12)$$

Cosinus çarpımlarına göre denklem ilerletilirse eşitlik (13) elde edilir.

$$g_1(t) = G_{gs,90Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_{cgs}t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} + 90)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} - 90)t)] \quad (13)$$

Çizginin alt tarafına ise  $f_{cgs}$  frekanslı taşıyıcı sinyal ile 150Hz bir sinusoidal sinyalin genlik modülasyonu çıktısı,  $g_2(t)$  yayınlanır. Bu sinyal eşitlik (14)'te formülize edilmiştir.

$$g_2(t) = G_{gs,150Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_{cgs}t)] * (1 + m_a \cos(2\pi(150)t)) \quad (14)$$

Cosinus çarpımlarına göre denklem ilerletilirse eşitlik (15) elde edilir.

$$g_2(t) = G_{gs,150Hz}(\theta) * [A_c \cos(2\pi f_{cgs}t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} + 150)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} - 150)t)] \quad (15)$$

Bu iki sinyal,  $g_1(t)$  ve  $g_2(t)$ 'nin uzaydaki bileşimi ILS Glideslope sinyali,  $gs(t)$ 'yi oluşturur.  $gs(t)$  sinyali eşitlik (16)'da formülize edilmiştir.

$$gs(t) = [G_{gs,90Hz}(\theta) + G_{gs,150Hz}(\theta)] * A_c \cos(2\pi f_{cgs}t) + G_{gs,90Hz}(\theta) [\frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} + 90)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} - 90)t)] + G_{gs,150Hz}(\theta) [\frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} + 150)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} - 150)t)] \quad (16)$$

$A_c$  : Taşıyıcı Sinyal Genliği

$G_{gs,90Hz}(\theta)$  :  $\theta$  Açısındaki Glideslope 90 Hz Anten Dizisinin Kazanç Değeri

$G_{gs,150Hz}(\theta)$ :  $\theta$  Açısındaki Glideslope 150 Hz Anten Dizisinin Kazanç Değeri

$f_{cgs}$  : Taşıyıcı Sinyal Frekansı

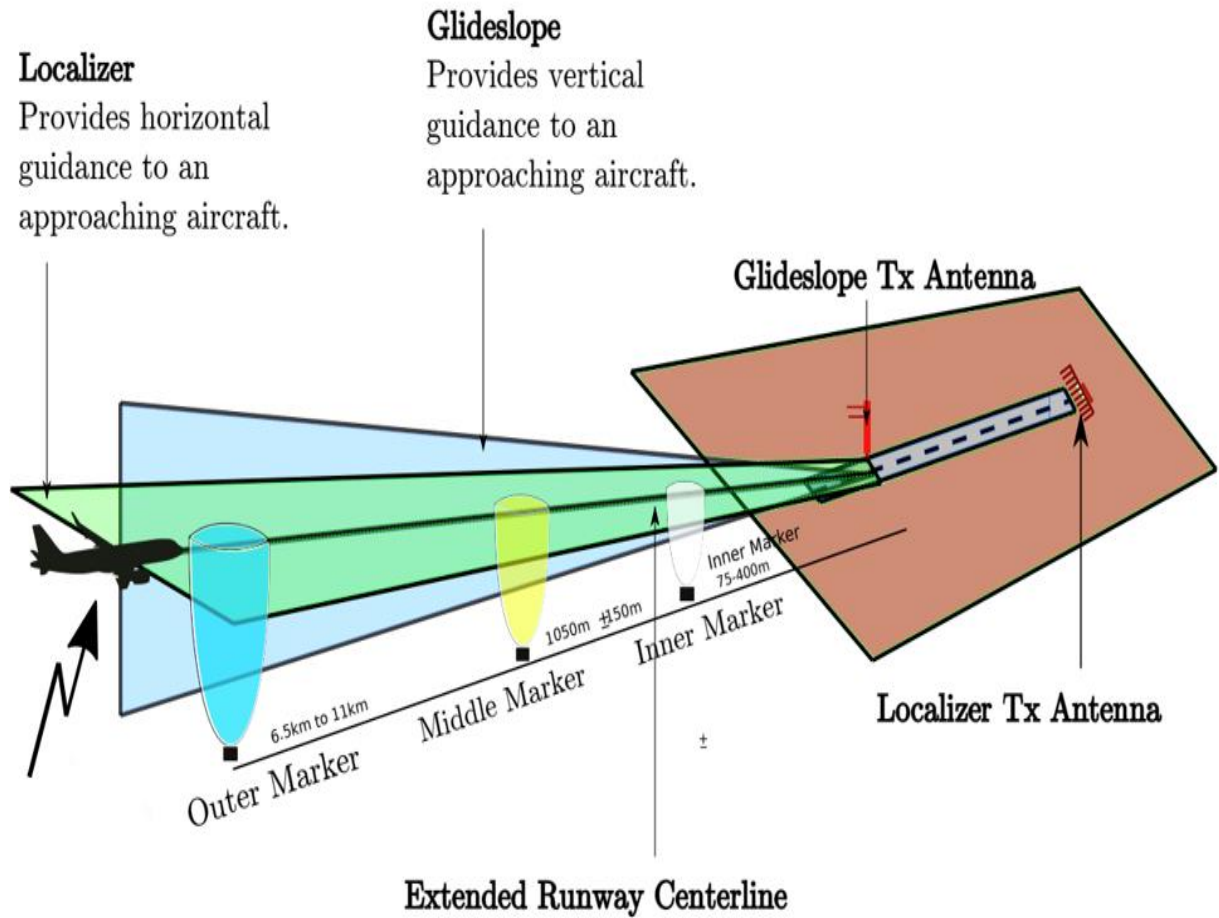
$m_a$  : Genlik Modülasyonu Derinliği

$t$  : Zaman

Glideslope'tan faydalanmak isteyen bir uçak ILS alıcısının bu frekansa ayarlanması gerekmez. Her glideslope frekansının eşleşmiş olduğu bir localizer frekansı vardır. Dolayısıyla uçak ILS alıcısı ilgili localizer frekansına ayarlandığında otomatik olarak eşleşmiş olan glideslope frekansından da süzülme bilgilerini almaya başlar. Localizer'dan farklı olarak glideslope sinyali herhangi bir 'Ident' yani verinin alındığı yer istasyonu bilgisi içermez [2,3,10,13].

### 2.2.3. Marker Beacon Sinyalleri

Havaalanı pistinin başlangıç noktasından belirli mesafe uzaklıktaki noktalara yerleştiren ve sinyallerini alan uçaklara piste olan uzaklık bilgilerini sağlayan, yerden yukarı yayın yapan 75 MHz frekansında çalışan vericilerdir. Şekil 2.12’de gösterildiği gibi konumlandırıldıkları mesafeye göre 3 farklı Marker Beacon vardır. Bunlar: Outer, Middle ve Inner Marker’dır. Birbirlerinden ayırt edilmeleri için 75 MHz’lik taşıyıcı sinyali sırası ile 400 Hz, 1300 Hz ve 3000 Hz’lik sinyaller genlik modülasyonu işlemine sokulur [2,3,10].



Şekil 2.12. ILS Marker Beacon Konumları [20]

#### ➤ Outer Marker

Pistin başlangıç noktasının (runway threshold) yaklaşık 4-7 NM uzağına konumlandırılır. Sinyal, 75 MHz frekansındaki taşıyıcı sinyal ile 400Hz’lik Morse Kod Çizgi (Dash) ses sinyalinin genlik modülasyonu çıktısıdır [2,3,10,15].

Outer Marker sinyali,  $m_{outer}(t)$  eşitlik (17)’de verilmiştir.

$$m_{outer}(t) = [A_c \cos(2\pi(75,000,000)t)] * (1 + m_a \cos(2\pi(400)t)) \quad (17)$$

Cosinus çarpımlarına göre işlem ilerletilirse eşitlik (18)'deki denklem elde edilir.

$$m_{outer} = A_c \cos(2\pi(75,000,000)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(74,999,600)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(75,000,400)t) \quad (18)$$

$A_c$ : Taşıyıcı Sinyal Genliği

$m_a$  : Genlik Modülasyonu Derinliği (80% = 0.8)

$t$  : Zaman

### ➤ Middle Marker

Pistin başlangıç noktasının yaklaşık 3500 feet (1050 metre) uzağına konumlandırılır. Sinyal, 75 MHz frekansındaki taşıyıcı sinyal ile 1300 Hz'lik ardışık Morse Kod Nokta (Dot) ve Çizgi (Dash) ses sinyalinin genlik modülasyonu çıktısıdır [2,3,10,15]. Middle Marker sinyali,  $m_{middle}(t)$  eşitlik (19)'da verilmiştir.

$$m_{middle}(t) = A_c \cos(2\pi(75,000,000)t) * (1 + m_a \cos(2\pi(1300)t)) \quad (19)$$

Cosinus çarpımlarına göre işlem ilerletilirse eşitlik (20)'deki denklem elde edilir.

$$m_{middle} = A_c \cos(2\pi(75,000,000)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(74,998,700)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(75,001,300)t) \quad (20)$$

### ➤ Inner Marker

Pistin başlangıç noktasının yaklaşık 200-1500 feet (60-450 metre) uzağına konumlandırılır. Sinyal, 75 MHz frekansındaki taşıyıcı sinyal ile 3000 Hz'lik Morse Kod Nokta (Dot) ses sinyalinin genlik modülasyonu çıktısıdır [2,3,10,15].

Inner Marker sinyali,  $m_{inner}(t)$  eşitlik (21)'de verilmiştir.

$$m_{inner}(t) = A_c \cos(2\pi(75,000,000)t) * (1 + m_a \cos(2\pi(3000)t)) \quad (21)$$

Cosinus çarpımlarına göre işlem ilerletilirse eşitlik (22)'deki denklem elde edilir.

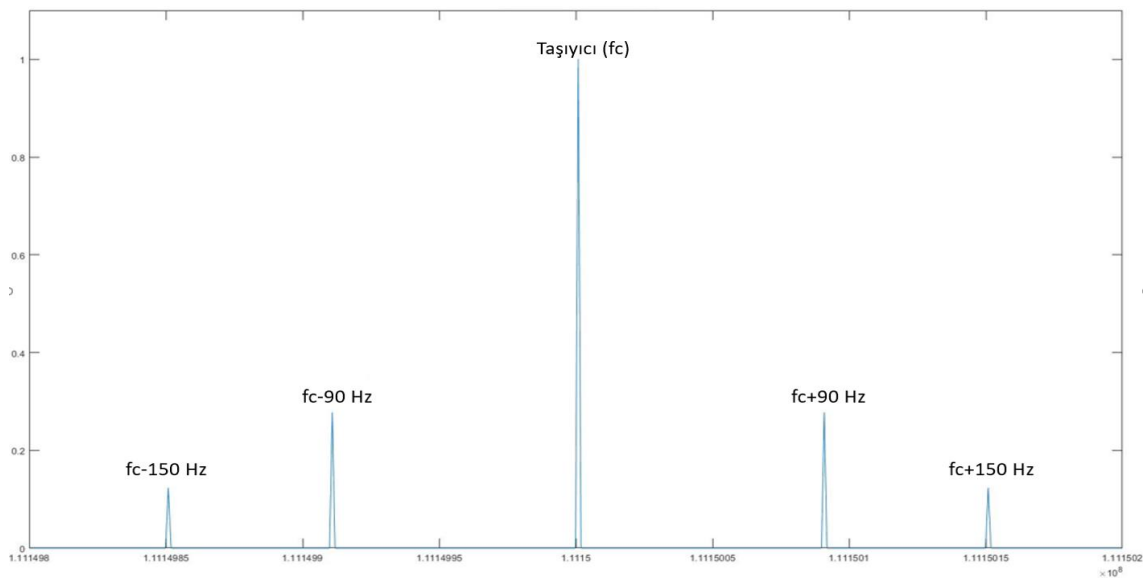
$$m_{inner} = A_c \cos(2\pi(75,000,000)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(74,997,000)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(75,003,000)t) \quad (22)$$

## 2.3. ILS Sinyalinin Sezimlenmesi

### 2.3.1. Localizer Sinyalinin Sezimlenmesi

Uçaktaki alıcı yerdeki istasyonun frekansına ayarlandıktan sonra VHF anten üzerinden ilgili frekanstaki sinyalleri kabul etmeye başlar. Hava aracı pistin merkez çizgisi hizasında iken, merkez çizgisinin sağına ve soluna simetrik olarak yerleştirilen 90 Hz ve 150 Hz huzmeleri hava aracını aynı açı ile görür. Bu durumda her iki sinyal, aynı anten kazanç değeri ile çarpılır ve spektrumda  $f_c \pm 90$  Hz ve  $f_c \pm 150$  Hz'lik sinyal seviyeleri eşit olarak gözlemlenir.

Uçağın konumu pistin merkez çizgisinden saptıkça, özdeş huzmelere sahip localizer 90 Hz ve 150 Hz antenleri uçağı farklı açılarla görmeye başlar. Açıdaki bu farklılık, huzmenin farklı kısımlarında olduğunu gösterir. Buna göre her iki sinyalin genliği, farklı anten kazanç değeri ile çarpılır. Bunun sonucunda  $f_c \pm 90$  Hz ve  $f_c \pm 150$  Hz'lik sinyal seviyeleri birbirlerinden farklı olacaktır. Uçaktaki alıcı 111.15 MHz localizer frekansına ayarlanmışken alıcıda sezilen ILS localizer sinyalinin spektrum örneği Şekil 2.13'te gösterilmiştir.



Şekil 2.13. ILS Localizer Frekans Spektrumu Örneği



Alıcıdaki localizer sinyali,  $loc_{rec}(t)$  yer istasyonundan transmit edilen  $l_1(t)$  ve  $l_2(t)$  sinyallerinin sırası ile  $G_{loc,90Hz}(\Theta_{loc,90Hz})$  ve  $G_{loc,150Hz}(\Theta_{loc,150Hz})$  kazanç değerleri çarpılıp birbirleri ile toplanması ile elde edilir.  $loc_{rec}(t)$  sinyali eşitlik (23)'te verilmiştir.

$$loc_{rec}(t) = G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) * l_1(t) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) * l_2(t) \quad (23)$$

Eşitlik (6) ve (8)'de hesaplanan  $l_1(t)$  ve  $l_2(t)$  sinyalleri formülde yerlerine konulduğunda eşitlik (24) elde edilir.

$$\begin{aligned} loc_{rec}(t) = & [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * A_c \cos(2\pi f_c t) + \\ & G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) * \left[ \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c + 90)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c - 90)t) \right] + \\ & G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) * \left[ \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c + 150)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_c - 150)t) \right] + \\ & [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * \left[ \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c + 1020)t) + \right. \\ & \left. \frac{A_c m_i}{2} \cos(2\pi(f_c - 1020)t) \right] \quad (24) \end{aligned}$$

$G_{loc,90Hz}(\Theta_{loc,90Hz})$  : Localizer 90 Hz Anten Dizisinin  $\Theta_{90}$  Açısındaki Kazanç Değeri

$\Theta_{loc,90Hz}$  : Hava Aracının 90 Hz Anten Asal Eksenini ile Yaptığı Açısı

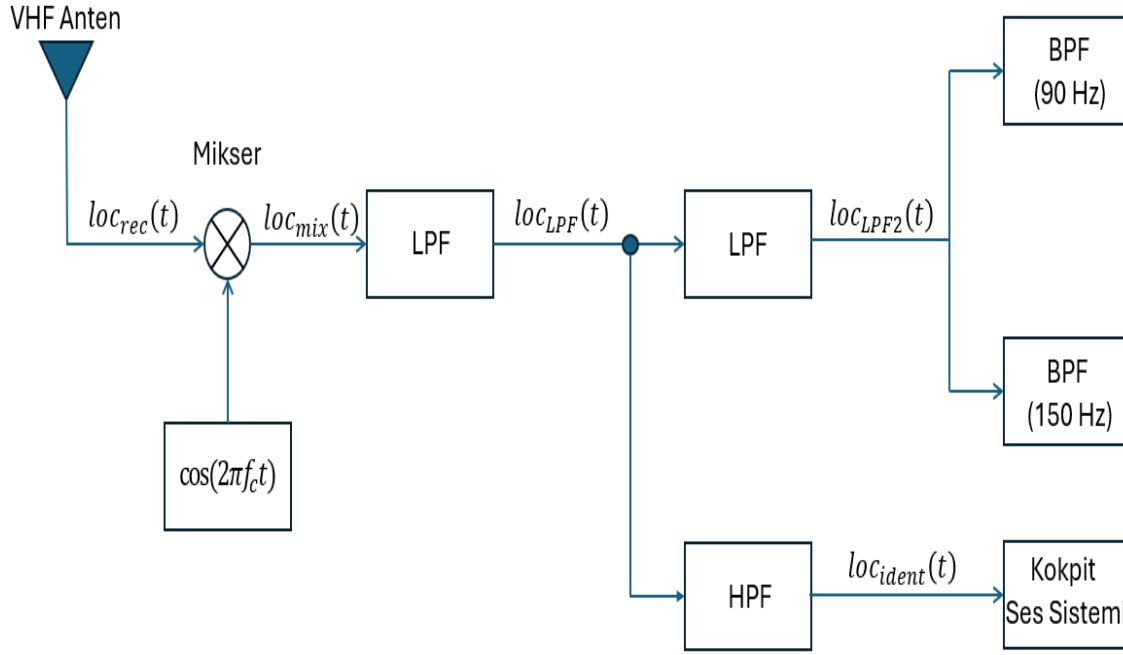
$G_{loc,150Hz}(\Theta_{loc,150Hz})$ : Localizer 150 Hz Anten Dizisinin  $\Theta_{150}$  Açısındaki Kazanç Değeri

$\Theta_{loc,150Hz}$  : Hava Aracının 150 Hz Anten Asal Eksenini ile Yaptığı Açısı

Bu spektrumda ölçülen maksimum sinyal seviyesi olan taşıyıcı sinyal seviyesi,  $V_{carrier}$  olarak kaydedilir.  $V_{carrier}$  eşitlik (25)'te gösterildiği gibi formülize edilebilir.

$$V_{carrier} = A_c * [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] \quad (25)$$

VHF anten ile alınan sinyal, alıcıda Şekil 2.14'te gösterilen blok diyagramdaki işlemlere sokularak anlamlandırılır.



Şekil 2.14. ILS Localizer Sinyalinin Anlamlandırılma Blok Diyagramı

İlk olarak sinyal, genlik demodülasyonu işlemine sokulur. Bu işlem kapsamında  $loc_{rec}(t)$  sinyali, taşıyıcı frekansı ile aynı frekansta bir sinusoidal sinyal ile mixer'a sokulur. Mixer çıktısında elde edilen sinyal, eşitlik (26)'da formülize edilmiştir.

$$loc_{mix}(t) = loc_{rec}(t) * \cos(2\pi f_c t) \quad (26)$$

Eşitlik (24)'te hesaplanan  $loc_{rec}(t)$ , eşitlik (26)'daki ilgili yere konulursa eşitlik (27) elde edilir.

$$\begin{aligned}
 loc_{mix}(t) = & [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * A_c \cos(2\pi f_c t) * \cos(2\pi f_c t) + \\
 & G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) * \frac{A_c m_a}{2} [\cos(2\pi(f_c + 90)t) + \cos(2\pi(f_c - 90)t)] * \cos(2\pi f_c t) + \\
 & G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) * \frac{A_c m_a}{2} [\cos(2\pi(f_c + 150)t) + \cos(2\pi(f_c - 150)t)] * \cos(2\pi f_c t) + \\
 & [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * \frac{A_c m_i}{2} [\cos(2\pi(f_c + 1020)t) + \\
 & \cos(2\pi(f_c - 1020)t)] * \cos(2\pi f_c t) \quad (27)
 \end{aligned}$$

Cosinus çarpımlarından sonra eşitlik (28)'deki denklem elde edilir.

$$\begin{aligned}
loc_{mix}(t) = & [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * \frac{A_c}{2} [\cos(2\pi(2f_c)t) + \cos(2\pi(0)t)] + \\
& G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) * \frac{A_c m_a}{2} [\cos(2\pi(2f_c + 90)t) + \cos(2\pi(90)t) + \\
& \cos(2\pi(2f_c - 90)t) + \cos(2\pi(-90)t)] + \\
& G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) * \frac{A_c m_a}{2} [\cos(2\pi(2f_c + 150)t) + \cos(2\pi(150)t) + \\
& \cos(2\pi(2f_c - 150)t) + \cos(2\pi(-150)t)] + \\
& [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * \frac{A_c m_i}{2} [\cos(2\pi(2f_c + 1020)t) + \cos(2\pi(1020)t) + \\
& \cos(2\pi(2f_c - 1020)t) + \cos(2\pi(-1020)t)]
\end{aligned} \tag{28}$$

Daha sonra bu mixer çıktısı  $loc_{mix}(t)$ , eşitlik (29)'da belirtildiği gibi yüksek frekanstaki bileşenleri elemek için Low-Pass filtreden (LPF) geçirilir.

$$loc_{LPF}(t) = loc_{mix}(t) \rightarrow LPF \tag{29}$$

Böylece  $2f_c$  Hz,  $2f_c \pm 90$  Hz,  $2f_c \pm 150$  Hz ve  $2f_c \pm 1020$  Hz frekanslı bileşenler elenir ve geriye sadece eşitlik (30)'da formülize edilen 90 Hz ve 150 Hz'lik iki sinusoidal sinyal ile 1020 Hz'lik Ident sinyali kalır.

$$\begin{aligned}
loc_{LPF}(t) = & \frac{A_c m_a}{2} [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) * \cos(2\pi(90)t) \\
& + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) * \cos(2\pi(150)t)] + \\
& \frac{A_c m_i}{2} [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * \cos(2\pi(1020)t)
\end{aligned} \tag{30}$$

Bu aşamada elde edilen sinyalin bir kısmı yüksek geçiren filtreden (HPF) geçirilir. HPF çıktısı eşitlik (31)'de formülize edildiği gibi 1020 Hz'lik ses sinyalidir. Bu sinyal, doğrudan kokpitte yer alan ses çıktısı verecek sistemlere iletilir.

$$\begin{aligned}
loc_{ident}(t) = & loc_{LPF}(t) \rightarrow HPF = \\
& \frac{A_c m_i}{2} [G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})] * \cos(2\pi(1020)t)
\end{aligned} \tag{31}$$

Aynı  $loc_{LPF}(t)$  sinyali, başka bir LPF'ten geçirilerek 90 Hz ve 150 Hz'lik iki sinusoidal sinyal  $loc_{LPF2}(t)$  elde edilir. Bu sinyal iki hassas Band-Pass filtre (BPF)'ye sokulur ve 90 Hz ve 150 Hz'lik sinusoidal sinyaller elde edilir. Bu sinyallerin genlikleri önceki mikser aşamasında  $\cos(2\pi(2f_c)t)$  ile çarpılma işlemi sebebiyle yarı yarıya (-3 dB) düşmüştür ( $A_c/2$ ). Dolayısıyla her iki sinyalin seviyesi 2 ile çarpılıp (+3 dB)  $V_{90Hz}$  ve  $V_{150Hz}$  olarak kaydedilir.  $V_{90Hz}$  ve  $V_{150Hz}$  sırasıyla eşitlik (32) ve eşitlik (33)'te formülize edilmiştir.

$$V_{90Hz} = 2 * \frac{A_c m_a}{2} G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) = A_c m_a G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) \quad (32)$$

$$V_{150Hz} = 2 * \frac{A_c m_a}{2} G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) = A_c m_a G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) \quad (33)$$

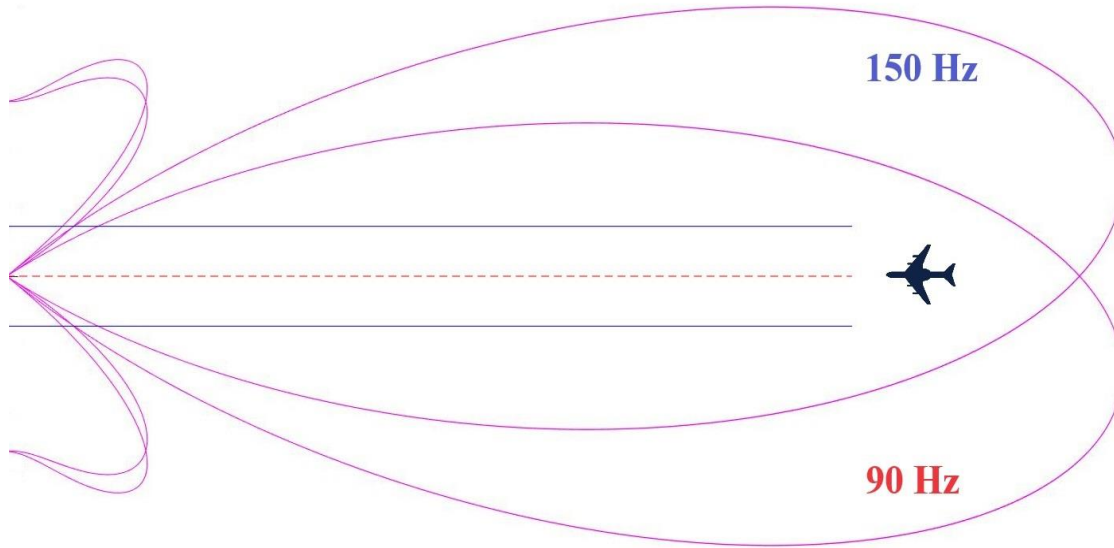
Localizer verilerindeki sapmalar DDM (Difference in Depth of Modulation) ismi verilen sisteme özgü modülasyon derinliği değişkeni ile gösterilir [2,21].

DDM eşitlik (34)'teki formül ile hesaplanır:

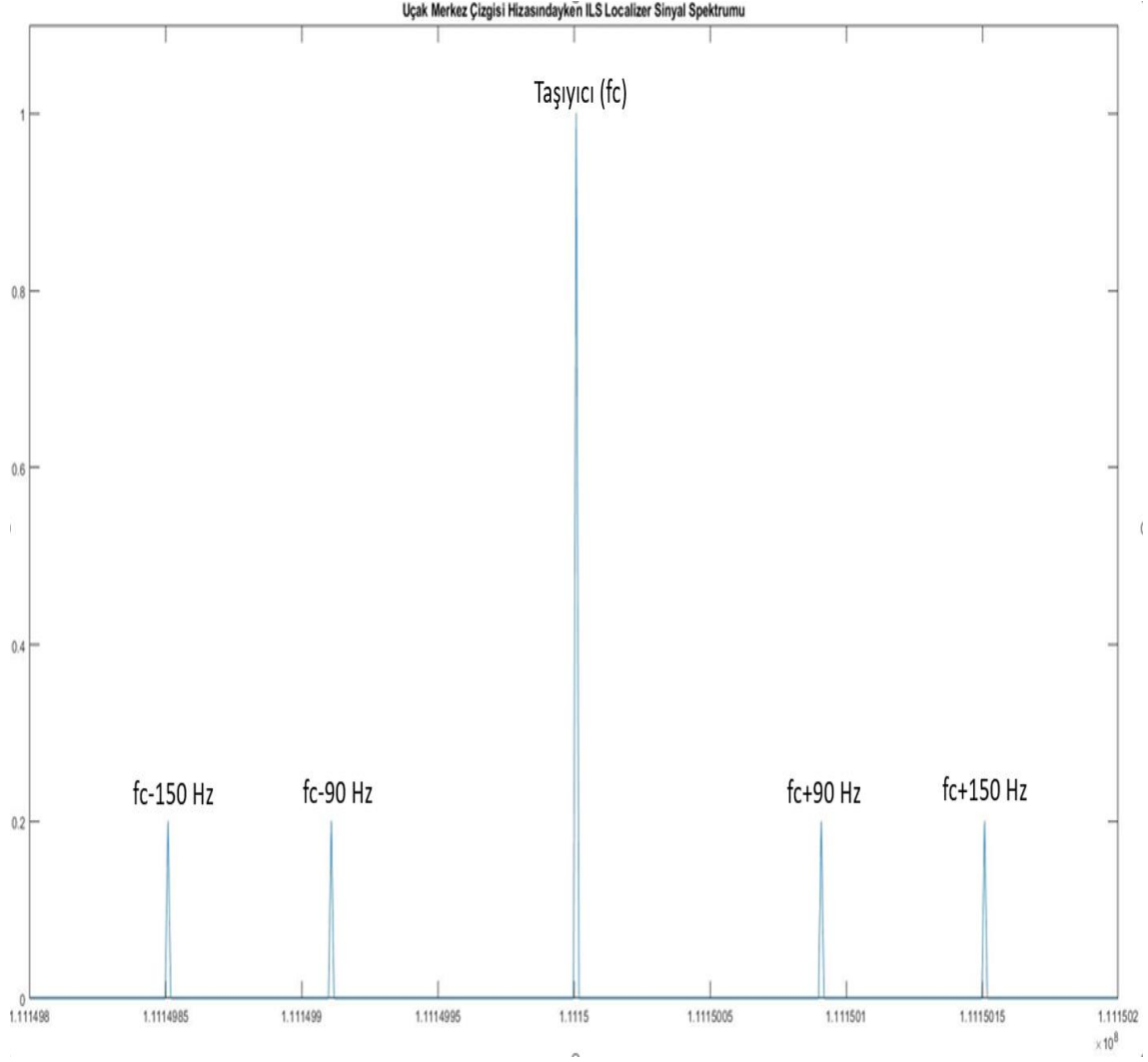
$$DDM = \frac{V_{90Hz} - V_{150Hz}}{V_{carrier}} = \frac{G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) * m_a - G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) * m_a}{G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) + G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})} \quad (34)$$

İniş işleminin minimum hata ile gerçekleşmesi için DDM=0 değerinin ( $V_{90Hz} = V_{150Hz}$ ) yakalanması amaçlanır. DDM=0 değeri; uçağın, pistin tam olarak merkez çizgisi hizasına iniş yaptığı anlamına gelir. Localizer yatay sapma (Localizer Lateral Deviation) verilerinin değer aralığı  $\pm 0.4$  DDM'dir. Pozitif değerler uçağın, merkez çizginin solunda (pist uçağın sağında); negatif değerler ise uçağın, merkez çizginin sağında olduğunu gösterir.

Şekil 2.15'te görüldüğü gibi piste yaklaşmakta olan uçak; pistin tam ortasındaysa, uçaktaki ILS alıcısında  $f_c+90$  Hz ve  $f_c+150$ Hz frekanslı sinyallerin genlikleri Şekil 2.16'da gösterildiği gibi eşit seviyededir.

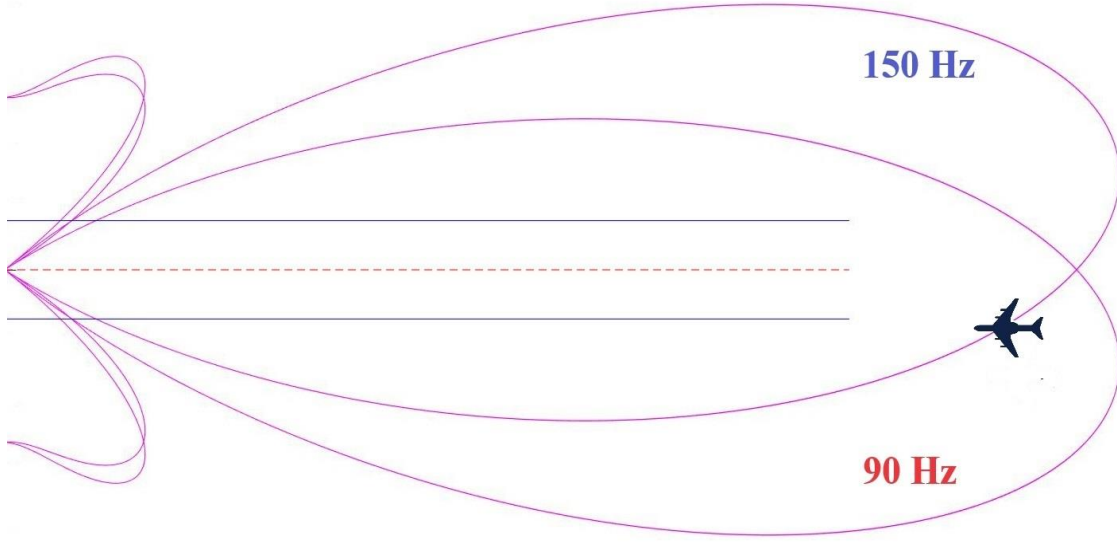


Şekil 2.15. Pist Merkez Çizgisi Hızasında Bulunan Uçak

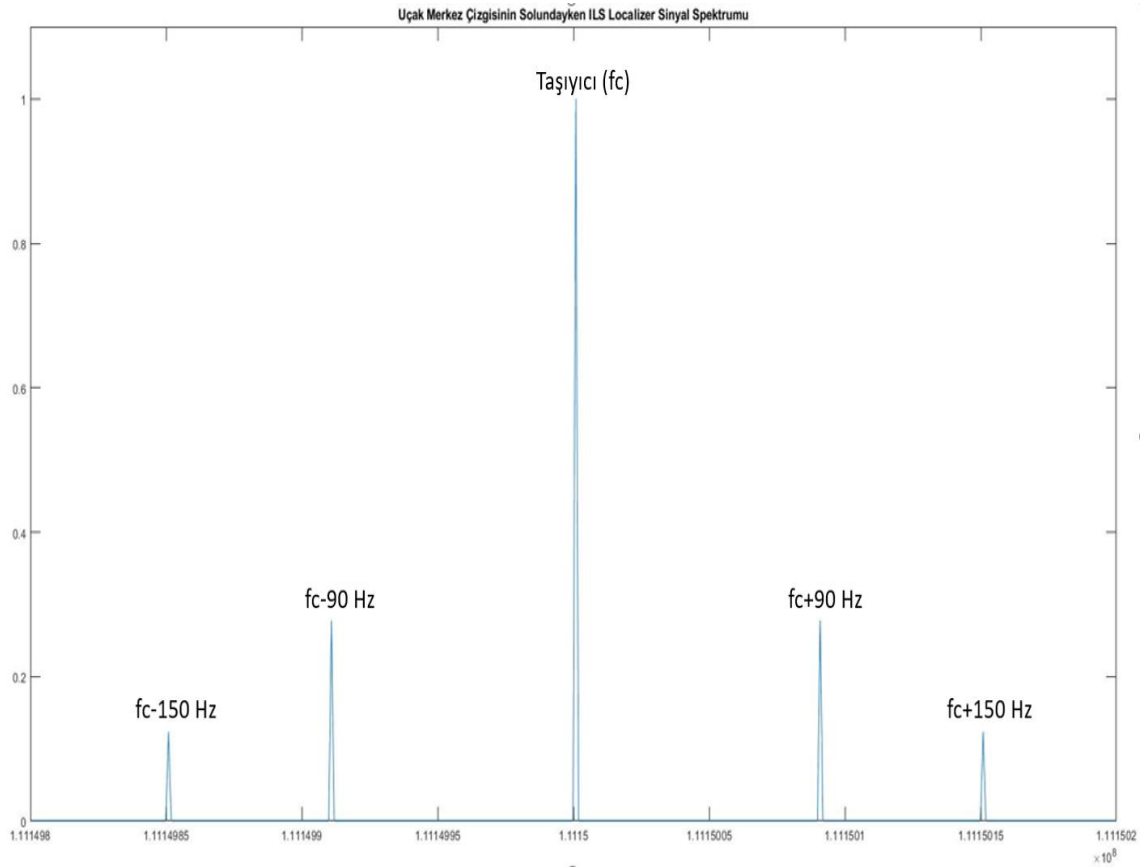


Şekil 2.16. Merkez Çizgisi Hızındaki Bir Uçaktaki Alıcıda Görülen ILS Sinyal Spektrumu

Şekil 2.17’de görüldüğü gibi uçak, pistin merkez çizgisini kendi sağında görüyorsa  $f_c+90$  Hz’lik sinyalin ana lobuna yakındır ve  $f_c+150$  Hz’lik sinyalin ana lobuna uzaktır. Dolayısıyla, Şekil 2.18’de görüldüğü gibi  $f_c+90$  Hz frekansındaki sinyalin genliği  $f_c+150$  Hz frekansındaki sinyalin genliğinden daha yüksektir.

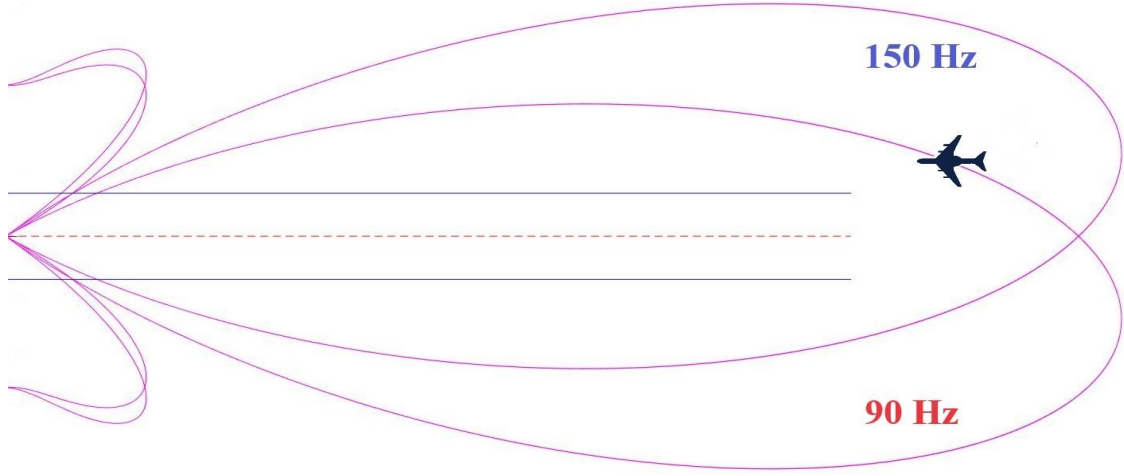


Şekil 2.17. Pist Merkez Çizgisinin Solunda (90 Hz Huzmesi Tarafında) Bulunan Bir Uçak

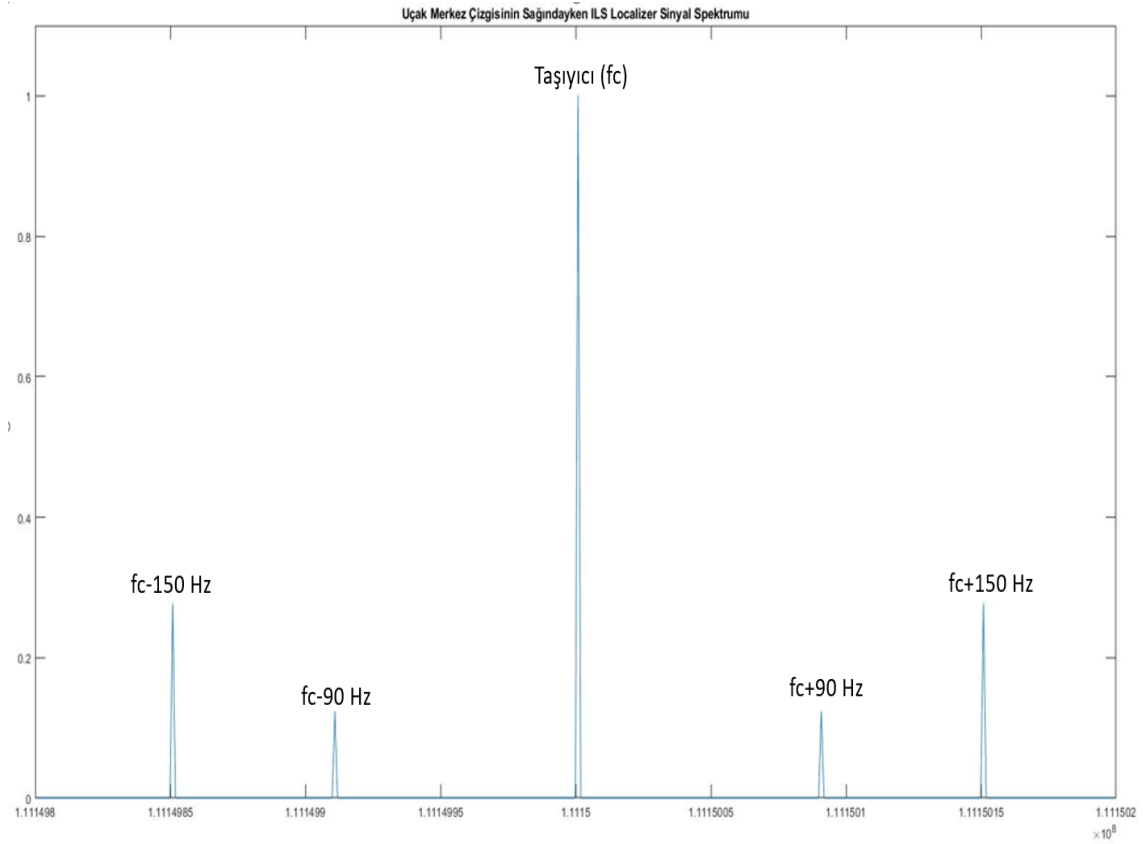


Şekil 2.18. Merkez Çizgisinin Solundaki Bir Uçaktaki Alıcıda Görülen ILS Sinyal Spektrumu

Şekil 2.19’da olduğu gibi uçak, pisti solunda görüyorsa  $f_c+150\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliği daha yüksektir. Dolayısıyla, Şekil 2.20’de görüldüğü gibi  $f_c+150\text{ Hz}$  frekansındaki sinyalin genliği  $f_c+90\text{ Hz}$  frekansındaki sinyalin genliğinden daha yüksektir.



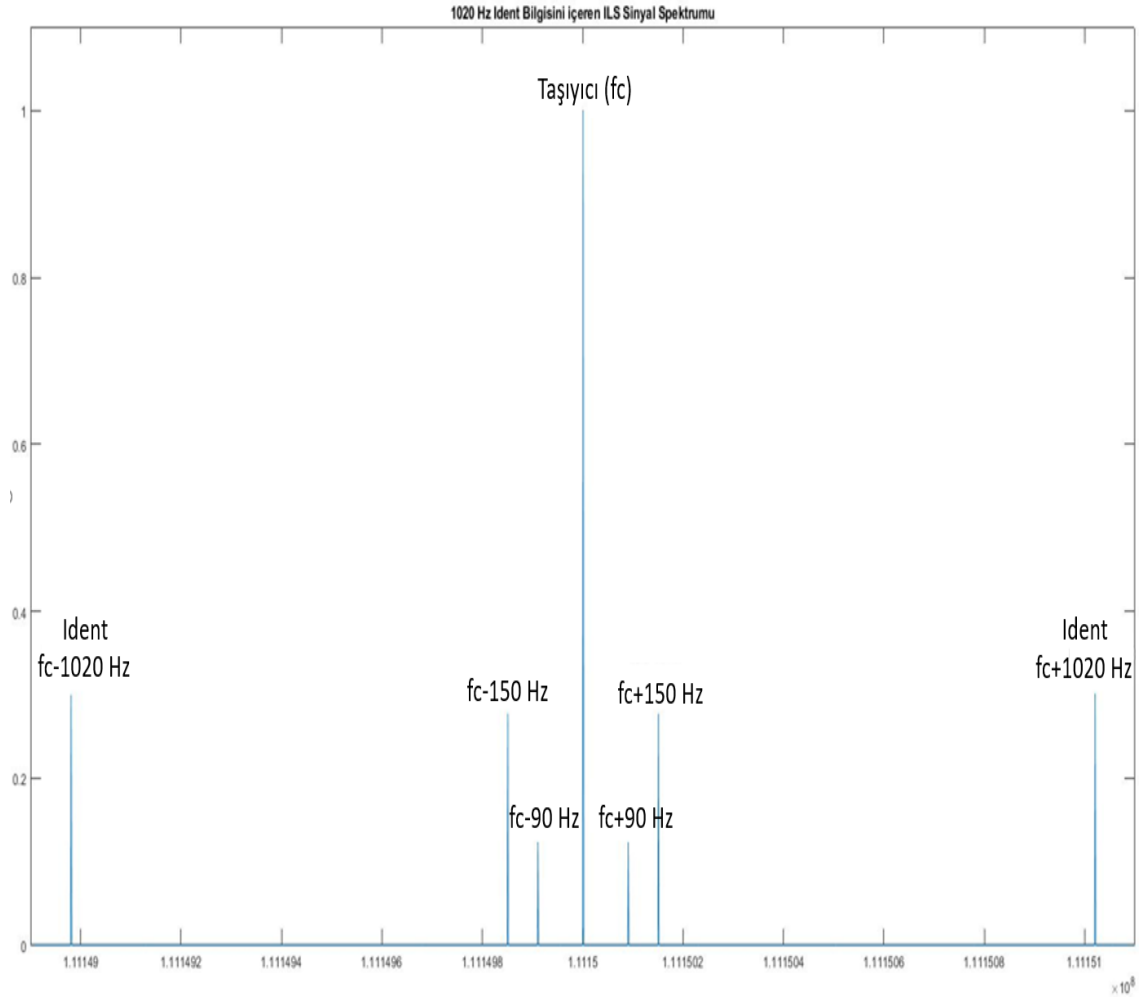
Şekil 2.19. Pist Merkez Çizgisinin Sağında (150 Hz Huzmesi Tarafında) Bulunan Bir Uçak



Şekil 2.20. Merkez Çizgisinin Sağındaki Bir Uçaktaki Alıcıda Görülen ILS Sinyal Spektrumu

ILS verisinin hangi yer istasyonundan alındığı bilgisi, 'Ident' ismi verilen 1020 Hz'lik bir ses sinyalinde taşınır ve ILS alt sistemlerinden sadece localizer'da bulunur. Bu sinyal, taşıyıcıya genlik modülasyonu yöntemi ile kiplenir [2].

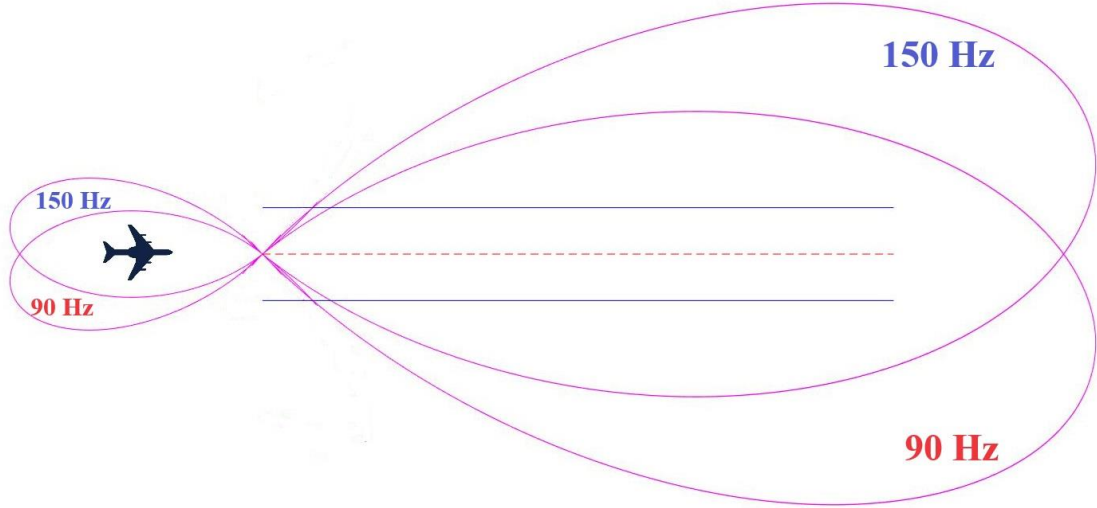
Ident sinyalinin de gözlemlenebildiği Localizer sinyal spektrumu Şekil 2.21'de verilmiştir.



Şekil 2.21. 1020 Hz Ident Bilgisini İçeren ILS Sinyal Spektrumu

Piste ters yönden iniş yapacak uçaklar, Localizer anten grubunun arka lobundan faydalanarak iniş yaparlar. Localizer 'Back Course (BC)' ismi verilen bu özel durumda Şekil 2.22'de görüldüğü gibi 90 Hz ve 150 Hz sinyaller tam ters şekilde çalışır. Örneğin,  $f_c+90\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliği  $f_c+150\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliğinden büyükse; önceki durumun aksine, uçak, merkez çizginin sağındadır (pist solda) [2].





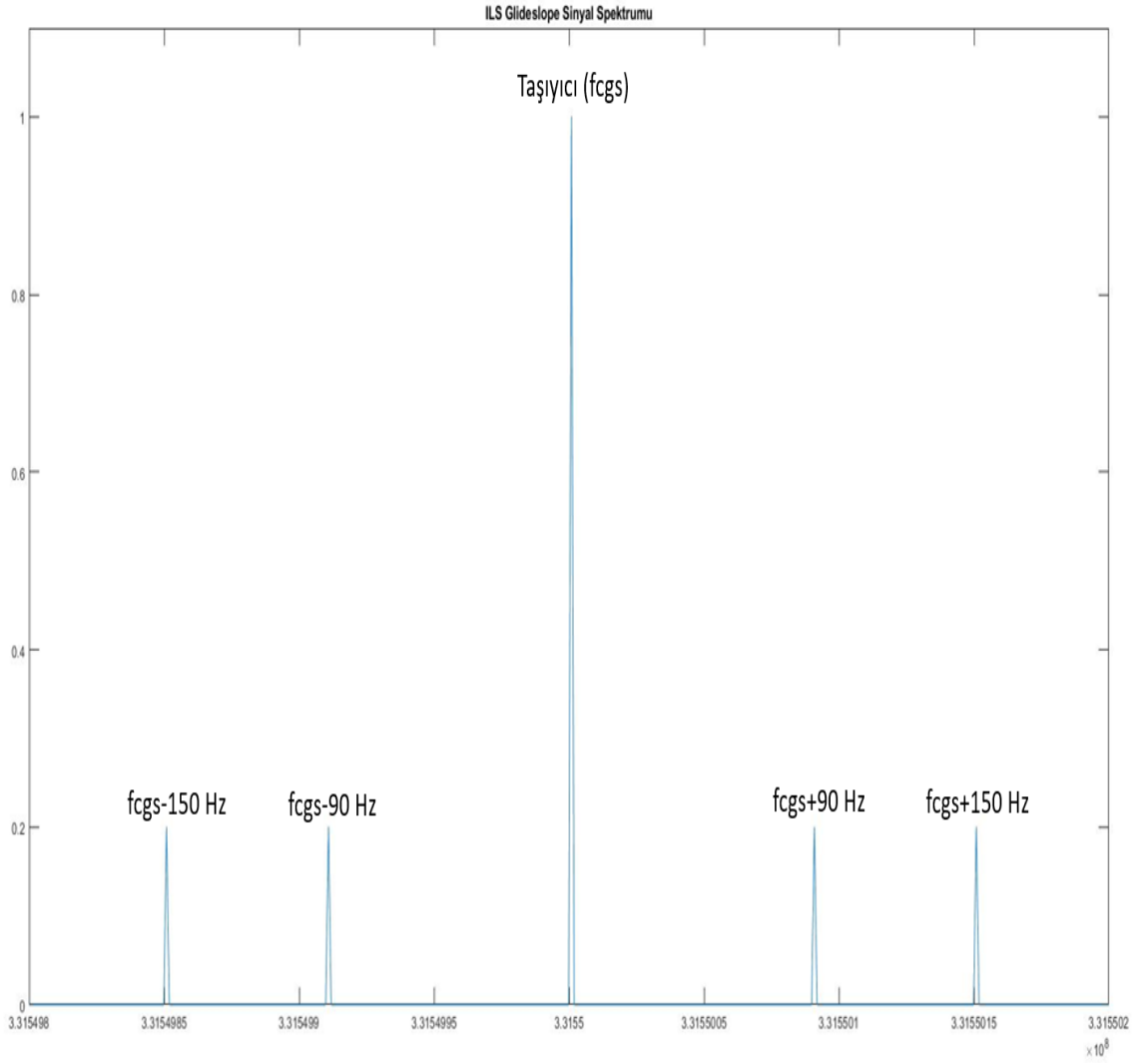
Şekil 2.22. Localizer Back Course (BC) Durumu

### 2.3.2. Glideslope Sinyalinin Sezimlenmesi

Uçaktaki alıcı, yerdeki istasyonun localizer frekansına ayarlandıktan sonra ilgili frekansın eşleşmiş olduğu glideslope frekansına da otomatik olarak ayarlanılır. Böylece, ilgili glideslope frekansından glideslope sinyallerini kabul etmeye başlar. Hava aracı, süzülme açısı (GPA) doğrusu hizasındayken, bu doğrunun yukarısı ve aşağısına simetrik olarak yerleştirilen 90 Hz ve 150 Hz huzmeleri hava aracını aynı açı ile görür. Bu durumda her iki sinyal, aynı anten kazanç (antenna gain) değeri ile çarpılır ve spektrumda  $f_c \pm 90$  Hz ve  $f_c \pm 150$  Hz'lik sinyal seviyeleri eşit olarak gözlemlenir.

Uçağın konumu, ideal süzülme doğrusundan saptıkça, özdeş huzmelere sahip glideslope 90 Hz ve 150 Hz antenleri uçağı farklı açılarla görmeye başlar. Açıdaki bu farklılık, huzmenin farklı kısımlarında olduğunu gösterir. Buna göre her iki sinyalin genliği, farklı anten kazanç değeri ile çarpılır. Bunun sonucunda  $f_c \pm 90$  Hz ve  $f_c \pm 150$  Hz'lik sinyal seviyeleri birbirlerinden farklı olacaktır. Uçaktaki alıcı 111.15 MHz localizer frekansına ayarlandığında, standartlara göre alıcı glideslope frekansı 331.55 MHz'e ayarlanır [2].

Bu frekans için alıcıda sezilen ILS glideslope sinyalinin spektrum örneği Şekil 2.23'te gösterilmiştir.



Şekil 2.23. ILS Glideslope Sinyal Spektrumu Örneği

Alıcıdaki glideslope sinyali  $g_{s_{rec}}(t)$  eşitlik (35)'te gösterildiği gibi yer istasyonundan yayınlanan  $g_1(t)$  ve  $g_2(t)$  sinyalleri sırası ile  $G_{gs,90Hz}(\Theta_{gs,90Hz})$  ve  $G_{gs,150Hz}(\Theta_{gs,150Hz})$  kazanç değerleri çarpılıp birbirleri ile toplanması ile elde edilir.

$$g_{s_{rec}}(t) = G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) * g_1(t) + G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) * g_2(t) \quad (35)$$

Eşitlik (12) ve (14)'de hesaplanan  $g_1(t)$  ve  $g_2(t)$  sinyalleri formülde yerlerine konulduğunda eşitlik (36) elde edilir.

$$g_{Srec}(t) = [G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) + G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz})] * A_c \cos(2\pi f_{cgs}t) +$$

$$G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) * \left[ \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} + 90)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} - 90)t) \right] +$$

$$G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) * \left[ \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} + 150)t) + \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(f_{cgs} - 150)t) \right] \quad (36)$$

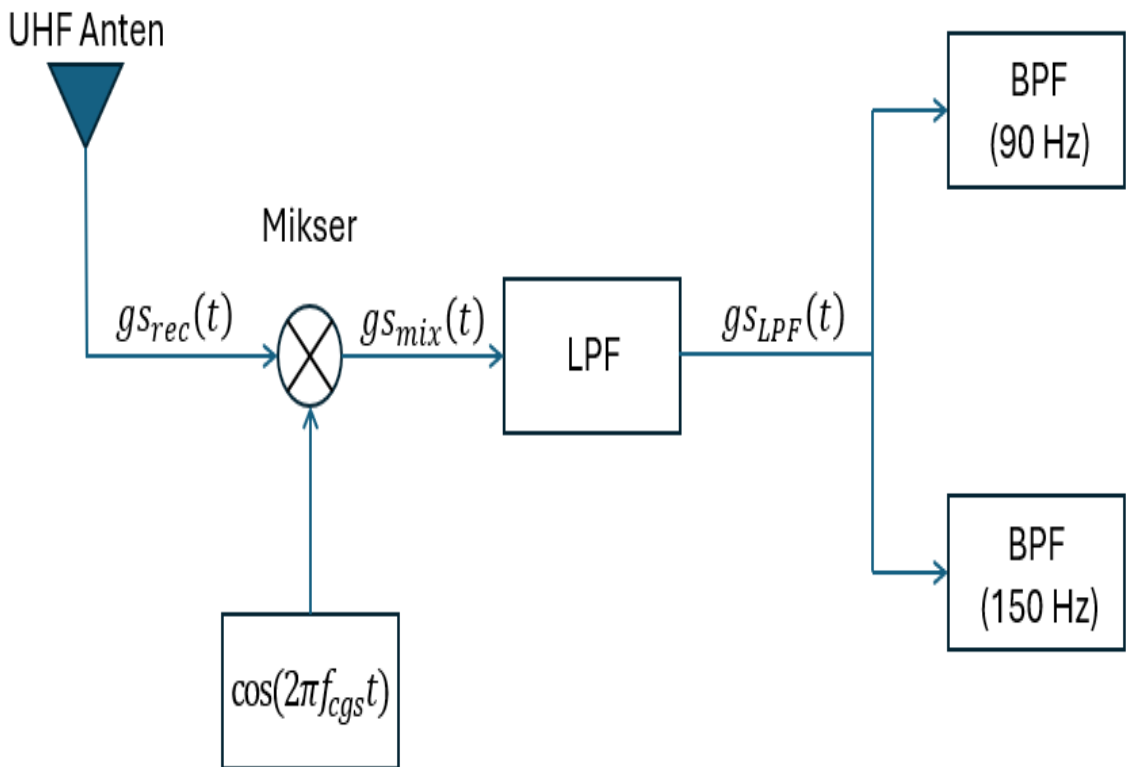
$G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz})$  : Glideslope 90 Hz Anten Dizisinin  $\theta_{gs,90Hz}$  Açısındaki Kazanç Değeri

$\theta_{gs,90Hz}$  : Hava Aracının Glideslope 90 Hz Anten Dizi Merkezi ile Yaptığı Aç

$G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz})$ : Glideslope 150 Hz Anten Dizisinin  $\theta_{gs,150Hz}$  Açısındaki Kazanç Değeri

$\theta_{gs,150Hz}$  : Hava Aracının Glideslope 150 Hz Anten Dizi Merkezi ile Yaptığı Aç

UHF anten ile alınan sinyal, alıcıda Şekil 2.24'te gösterilen blok diyagramdaki işlemlere sokularak sezimlenir.



Şekil 2.24. ILS Glideslope Sinyalinin Sezimlenmesi Blok Diyagramı

İlk olarak sinyal, genlik modülasyonu işlemine sokulur. Bu işlem kapsamında  $g_{s_{rec}}(t)$  sinyali, taşıyıcı frekansı ile aynı frekansta bir sinusoidal sinyal ile miksera sokulur. Mikser çıktısında elde edilen  $g_{s_{mix}}(t)$  sinyali eşitlik (37)'de formülize edilmiştir.

$$\begin{aligned}
g_{s_{mix}}(t) &= g_{s_{rec}}(t) * \cos(2\pi f_{cgs}t) = \\
&A_c [G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) + G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz})] * \cos(2\pi f_{cgs}t) * \cos(2\pi f_{cgs}t) + \\
&\frac{A_c m_a}{2} G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) * [\cos(2\pi(f_{cgs} + 90)t) + \cos(2\pi(f_{cgs} - 90)t)] * \cos(2\pi f_{cgs}t) + \\
&\frac{A_c m_a}{2} G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) * [\cos(2\pi(f_{cgs} + 150)t) + \cos(2\pi(f_{cgs} - 150)t)] * \cos(2\pi f_{cgs}t) \quad (37)
\end{aligned}$$

Cosinus çarpımları uygulandıktan sonra eşitlik (38) elde edilir.

$$\begin{aligned}
g_{s_{mix}}(t) &= \frac{A_c}{2} [G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) + G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz})] * [\cos(2\pi(2f_{cgs})t) + \cos(2\pi(0)t)] + \\
&\frac{A_c m_a}{2} G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) * [\cos(2\pi(2f_{cgs} + 90)t) + \cos(2\pi(90)t) + \\
&\quad \cos(2\pi(2f_{cgs} - 90)t) + \cos(2\pi(-90)t)] + \\
&\frac{A_c m_a}{2} G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) * [\cos(2\pi(2f_{cgs} + 150)t) + \cos(2\pi(150)t) + \\
&\quad \cos(2\pi(2f_{cgs} - 150)t) + \cos(2\pi(-150)t)] \quad (38)
\end{aligned}$$

Daha sonra bu mikser çıktısı  $g_{s_{mix}}(t)$ , yüksek frekanstaki bileşenleri elemek için Low-Pass filtreden (LPF) geçirilir. Böylece  $2f_{cgs}$  Hz,  $2f_{cgs} \pm 90$  Hz ve  $2f_{cgs} \pm 150$  Hz ve frekanslı bileşenler elenir ve geriye eşitlik (39)'da belirtildiği gibi sadece 90 Hz ve 150 Hz'lik iki sinusoidal sinyal kalır.

$$\begin{aligned}
g_{s_{LPF}}(t) &= g_{s_{mix}}(t) \rightarrow LPF = \frac{A_c m_a}{2} [G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) \cos(2\pi(90)t) + \\
&G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) \cos(2\pi(150)t)] \quad (39)
\end{aligned}$$

LPF filtre çıktısı, 2 hassas Band-Pass filtre (BPF)'ye sokulur ve 90 Hz ve 150 Hz'lik sinusoidal sinyaller elde edilir. Bu sinyallerin genlikleri, önceki mixer aşamasında  $\cos(2\pi(2f_{cgs})t)$  ile çarpılma işlemi sebebiyle yarı yarıya (-3 dB) düşmüştür ( $A_c/2$ ). Dolayısıyla her iki sinyalin seviyesi 2 ile çarpılıp (+3 dB)  $V_{gs,90Hz}$  ve  $V_{gs,150Hz}$  olarak kaydedilir.  $V_{gs,90Hz}$  ve  $V_{gs,150Hz}$  sinyalleri sırasıyla eşitlik (40) ve (41)'de gösterilmiştir.

$$V_{gs,90Hz} = \frac{2A_c m_a}{2} G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) = A_c m_a G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) \quad (40)$$

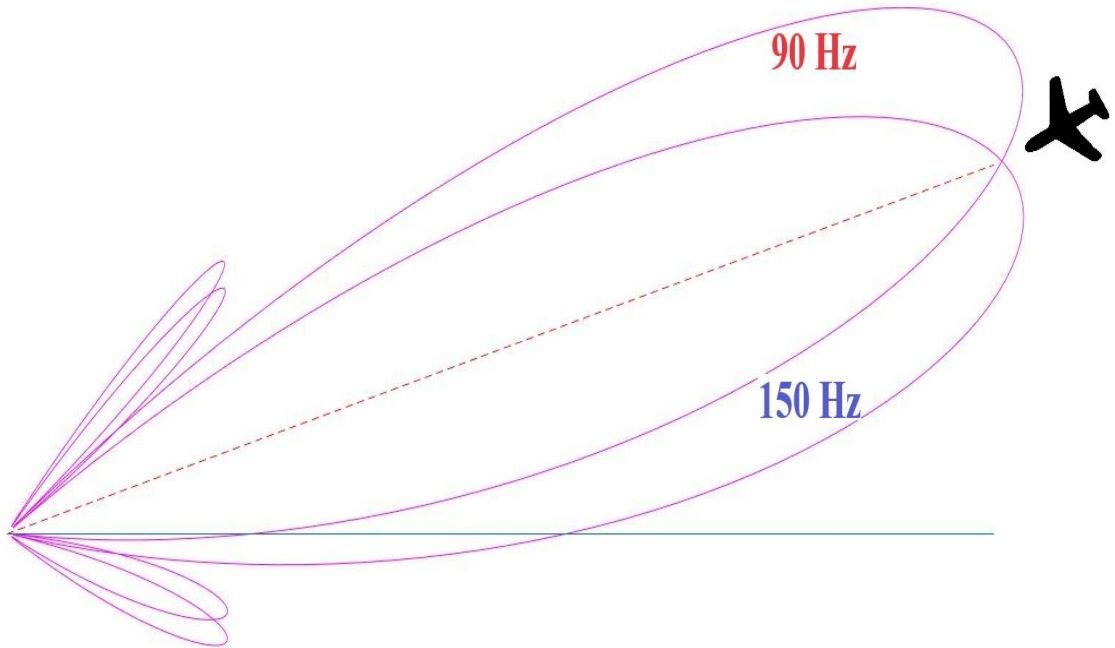
$$V_{gs,150Hz} = \frac{2A_c m_a}{2} G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) = A_c m_a G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) \quad (41)$$

Localizer'a benzer şekilde glideslope ayrışma bilgisi de DDM ile gösterilir. İdeal süzülme açısından minimum sapmanın sağlanması için DDM=0 değerinin ( $V_{gs,90Hz} = V_{gs,150Hz}$ ) yakalanması amaçlanır. Glideslope DDM'in değer aralığı  $\pm 0.8$  DDM'dir. Pozitif değerler uçağın, ideal süzülme açısı doğrusundan daha yukarıda olduğunu; negatif değerler ise uçağın, ideal süzülme açısı doğrusundan daha aşağıda olduğunu gösterir [2,21].

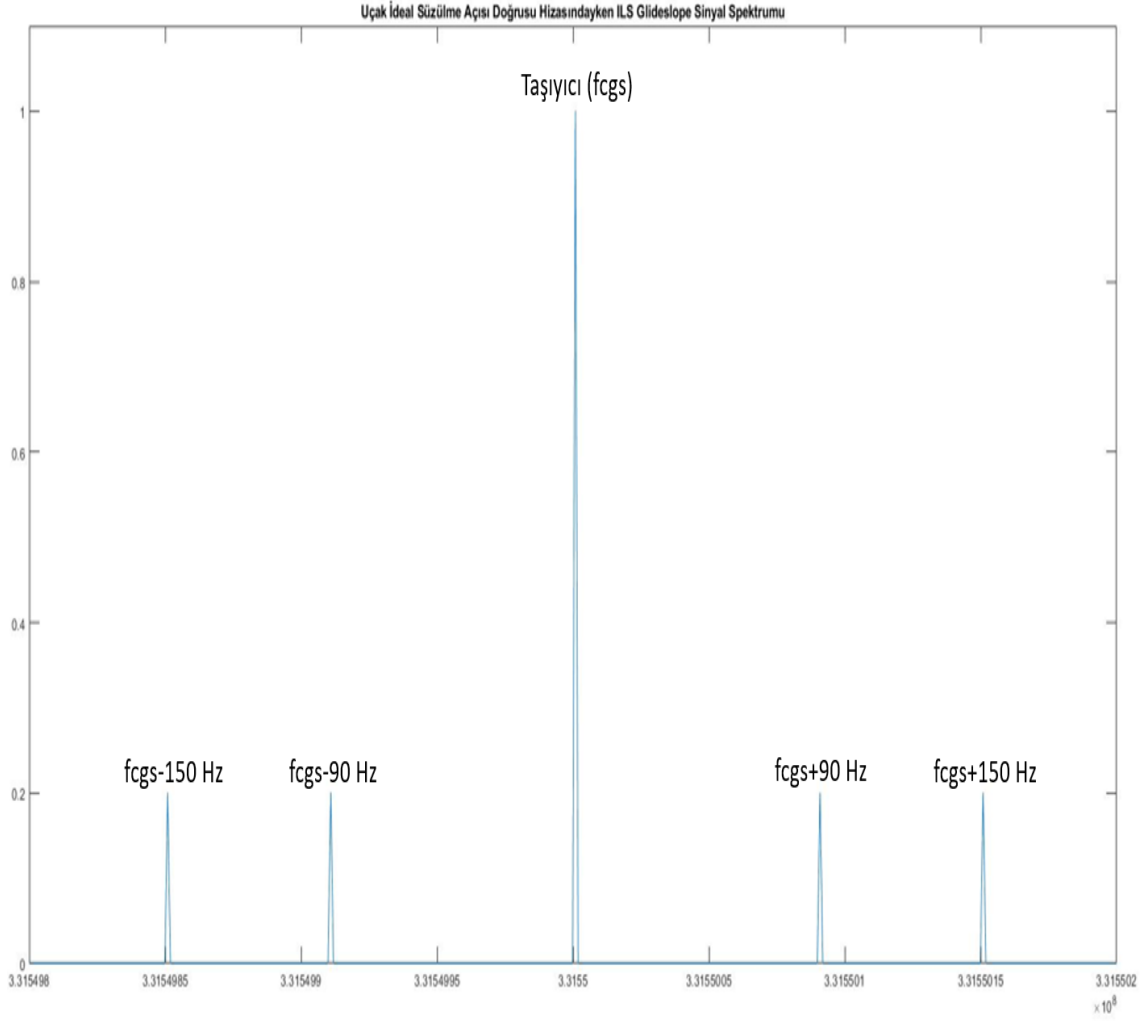
Localizer ile aynı şekilde Glideslope DDM formülü eşitlik (42)'deki formül ile hesaplanır.

$$DDM = \frac{V_{gs,90Hz} - V_{gs,150Hz}}{V_{carrier}} = \frac{G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) * m_a - G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) * m_a}{G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) + G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz})} \quad (42)$$

Şekil 2.25'te görüldüğü gibi piste yaklaşmakta olan uçak, ideal süzülme açısı doğrusu üzerindeyse uçaktaki ILS alıcısında  $f_{cgs}+90$  Hz ve  $f_{cgs}+150$ Hz frekanslı sinyallerin genlikleri eşit seviyededir. Bu durumda alıcıda sezilen ILS Glideslope sinyalinin spektrumu Şekil 2.26'daki gibi oluşur.

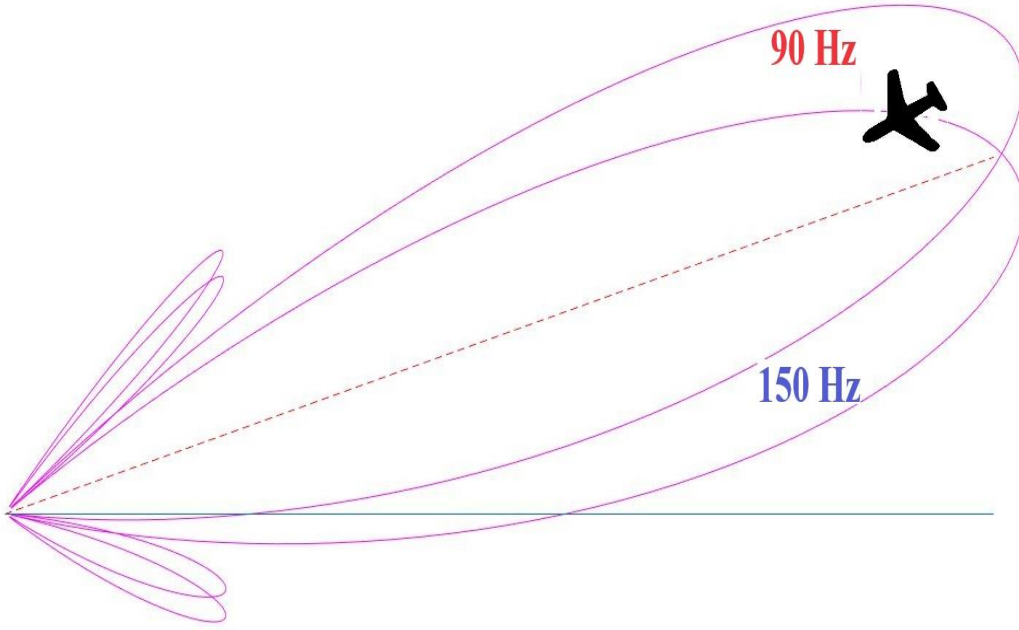


Şekil 2.25. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusu Hizasında

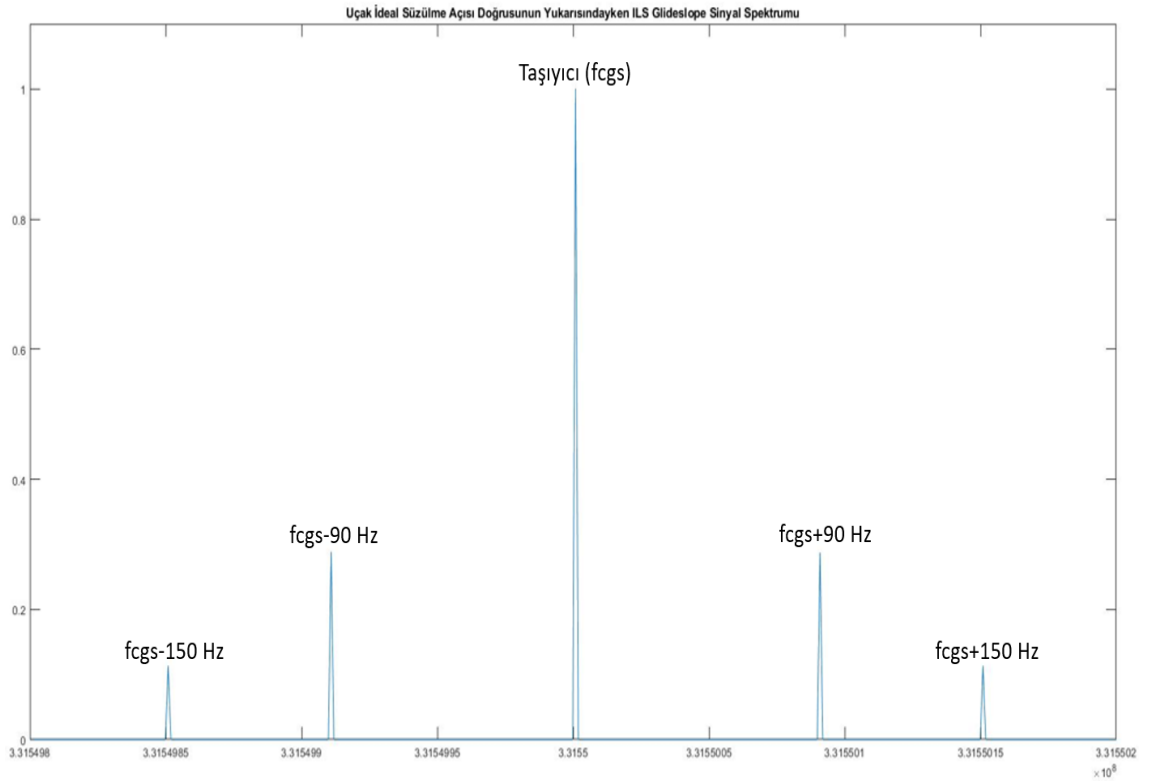


Şekil 2.26. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusu Hızındayken ILS Glideslope Sinyal Spektrumu

Şekil 2.27’de görüldüğü gibi uçak, ideal süzülme açısı doğrusunun daha yukarısında ise  $f_{cgs}+90\text{Hz}$ ’lik sinyalin ana lobuna yakındır ve  $f_{cgs}+150\text{Hz}$ ’lik sinyalin ana lobuna uzaktır. Dolayısıyla Şekil 2.28’de görüldüğü gibi  $f_{cgs}+90\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliği  $f_{cgs}+150\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliğinden daha yüksektir.

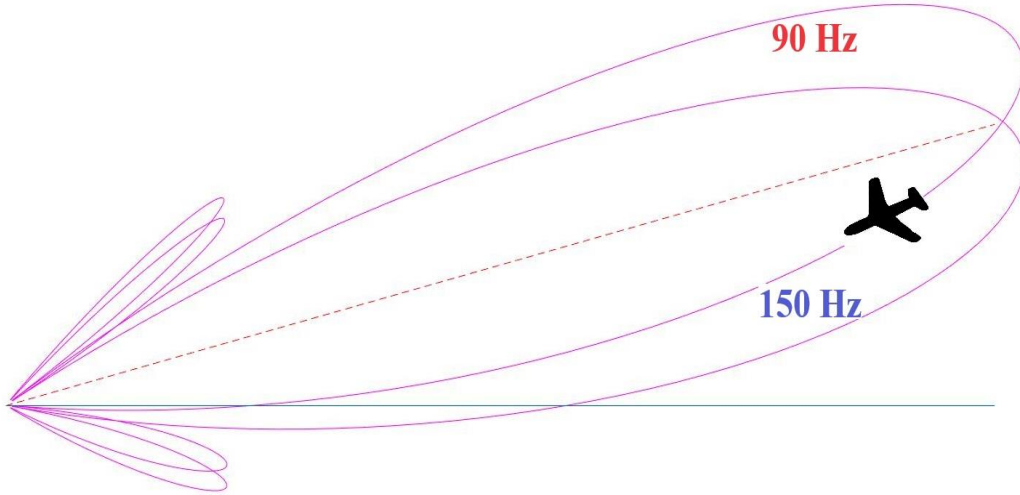


Şekil 2.27. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusunun Yukarısında

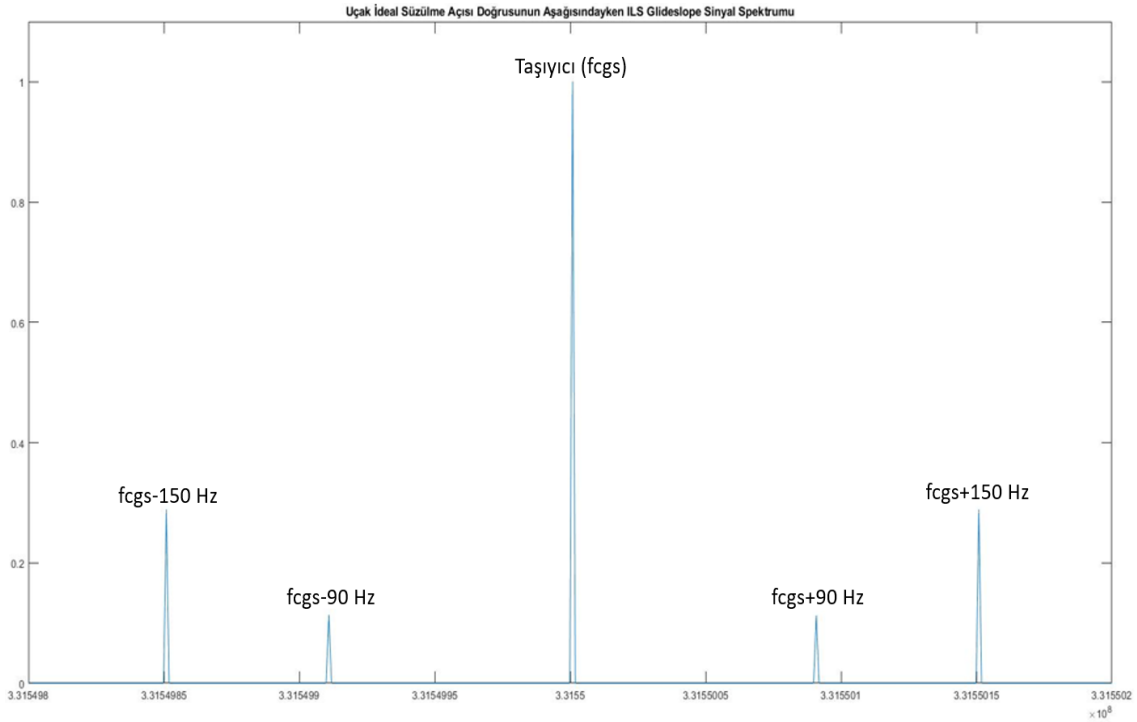


Şekil 2.28. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusundayken ILS Glideslope Sinyal Spektrumu

Şekil 2.29’da olduğu gibi uçak, ideal süzülme açısı doğrusunun aşağısındaysa  $f_{cgs}+150\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliği daha yüksektir. Dolayısıyla Şekil 2.30’da görüldüğü gibi  $f_{cgs}+150\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliği  $f_{cgs}+90\text{Hz}$  frekansındaki sinyalin genliğinden daha yüksektir.



Şekil 2.29. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusunun Aşağısında



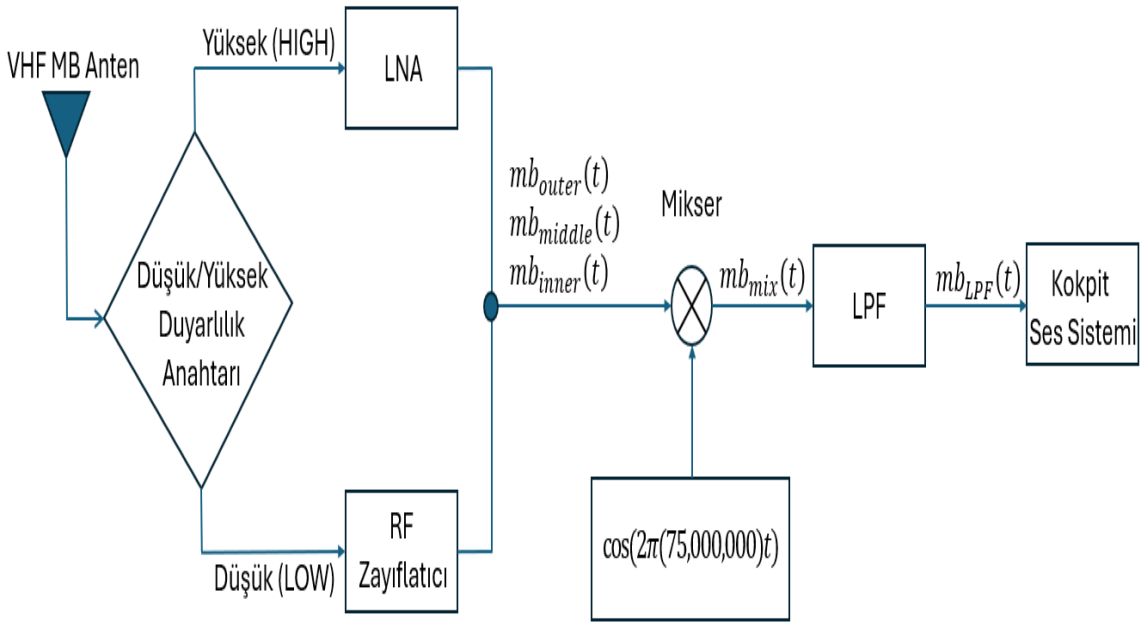
Şekil 2.30. Uçak İdeal Süzülme Açısı Doğrusunun Aşağısındayken ILS Glideslope Sinyal Spektrumu



### 2.3.3. Marker Beacon Sinyalinin Sezimlenmesi

Localizer ve Glideslope frekanslarına ayarlanan uçaktaki ILS alıcısı, havaalanı pistine doğru ilerlerken belirli mesafelerde Marker Beacon sinyallerini alır. Bu sinyali alabilmek için herhangi bir ayarlama işlemine gerek yoktur. ILS alıcılarında sadece 75 MHz frekansındaki sinyalleri kabul eden bir Marker Beacon hattı bulunur.

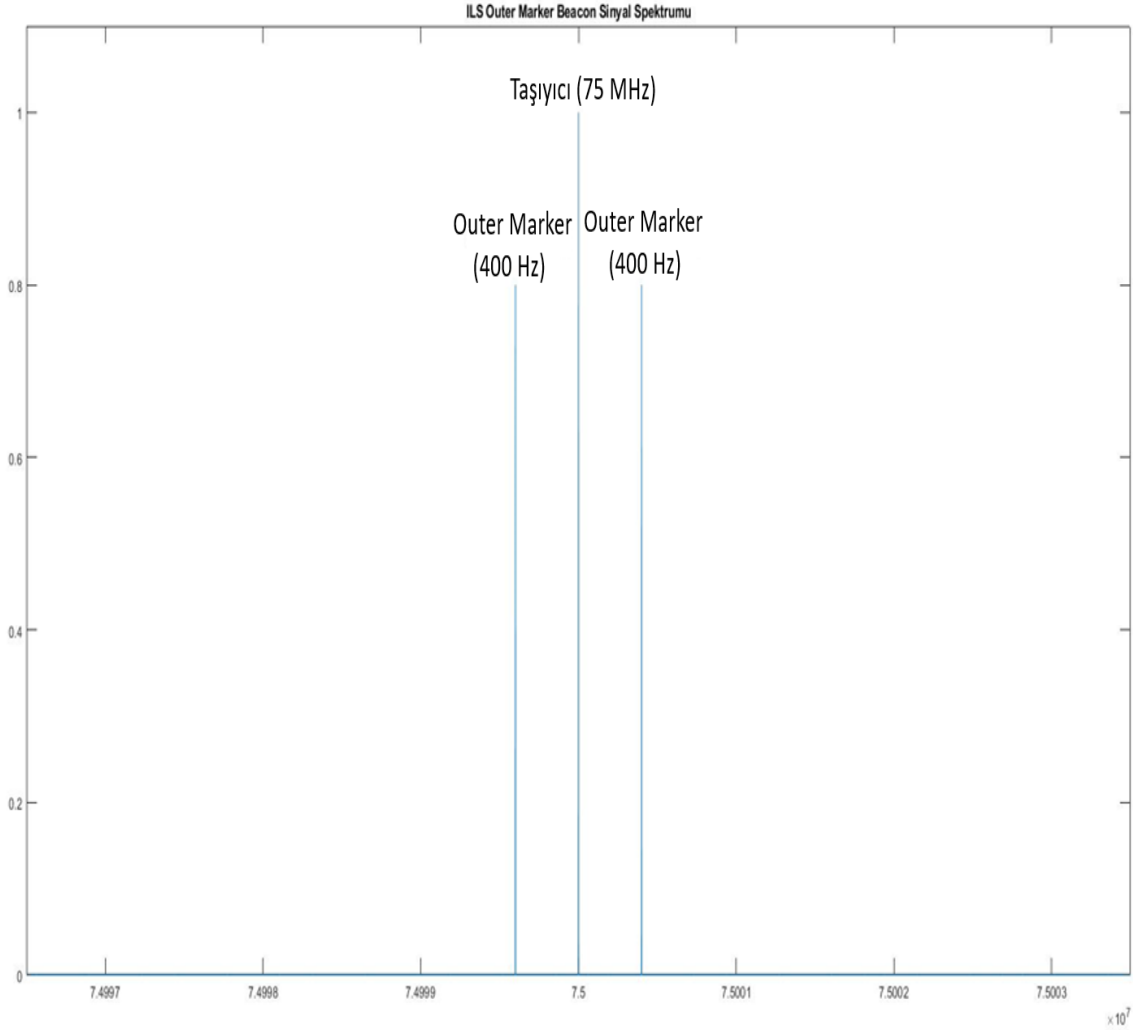
VHF Marker Beacon anteninden alınan sinyal, Şekil 2.31’de gösterilen yapı ile sezimlenir. Alınan sinyal seviyesine göre Marker Beacon sinyalini çözebilmek için alıcının duyarlılık (sensitivity) parametresi düşük ya da yüksek olarak ayarlanır. Yerden gönderilen MB (Marker Beacon) sinyali zaten mesafenin karesi ile orantılı olarak zayıflayacağı için irtifa ne kadar yüksekse zayıflama miktarı o kadar çok olacaktır. Dolayısıyla yüksek irtifalarda ILS alıcısının MB duyarlılığı yüksek seçilir ve alınan sinyal bir LNA’dan geçirilir, böylece daha iyi bir SNR değerine ulaşılır.



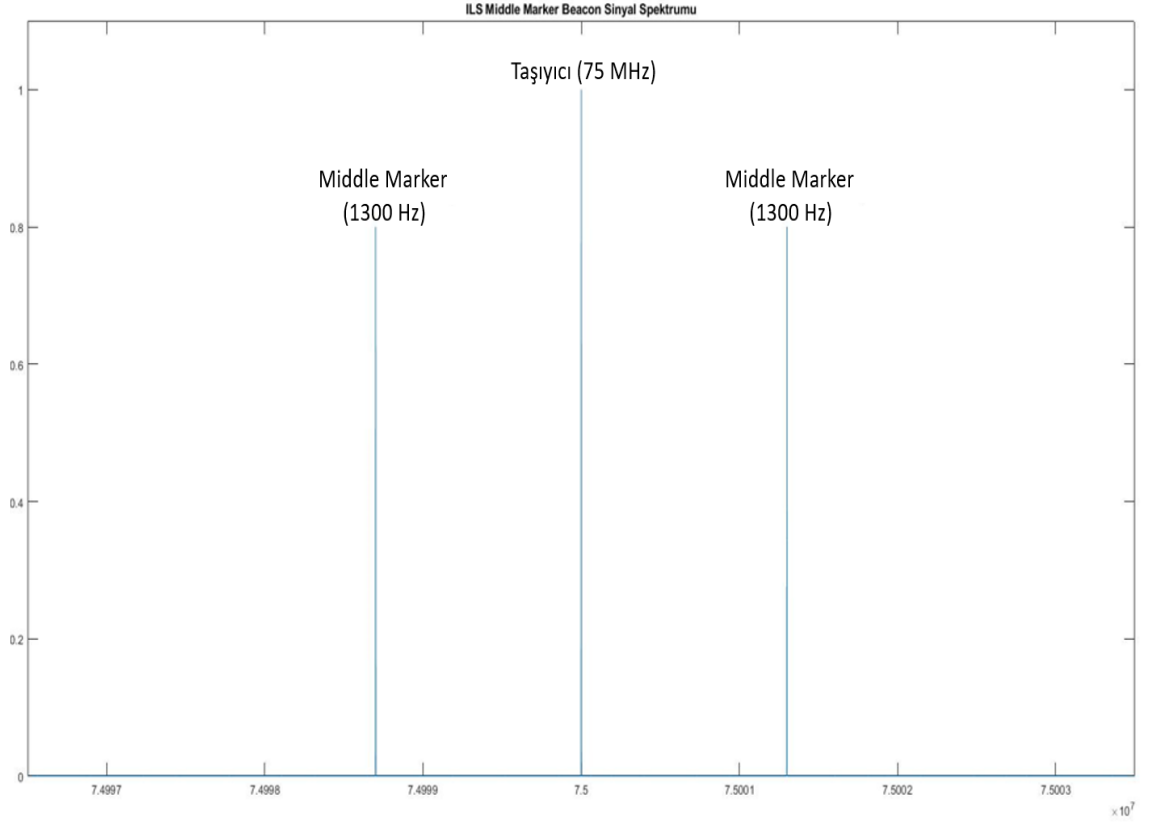
Şekil 2.31. ILS Marker Beacon Sinyalinin Sezimlenmesi Blok Diyagramı

Düşük irtifalardan geçerken ise yayılım kaynaklı zayıflama düşük olacağı için alınan sinyal seviyesi yüksek seviyelerde olacaktır. Bu durumda ILS alıcısının kabul edebileceği maksimum sinyal seviyesinden daha yüksek seviyelerde RF (Radio Frequency) sinyal alıcı tarafından seziyecektir. Bu gibi durumlarda kartın doyuma (saturation) uğramasına engellemek için duyarlılık seviyesi düşük olarak seçilir. Böylece alınan sinyal bir zayıflatıcı hattından geçirilir. Glideslope ile alçalan bir uçak için piste yaklaştıkça irtifa

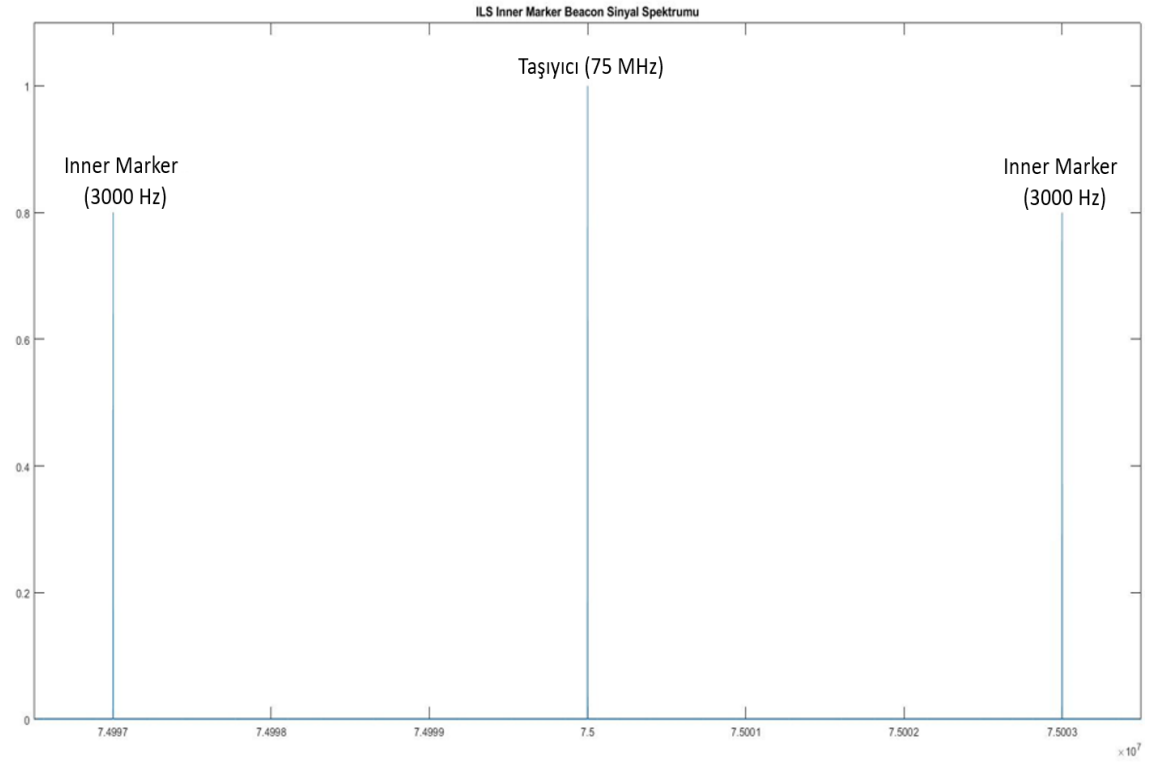
değeri azalacaktır. Dolayısıyla Outer Marker sinyali ile karşılaşıldığından irtifa maksimum; Inner Marker sinyali ile karşılaşıldığında ise irtifa minimum olacaktır. Bu sebeple Outer Marker mesafelerinde duyarlılık seviyesi ‘yüksek’; Inner Marker mesafelerinde ise ‘düşük’ olarak ayarlanarak karşılaşılabilecek problemlerin önüne geçilebilir. Duyarlılık ayarlamasından sonra alıcıda sezilen ILS Outer Marker, ILS Middle Marker ve ILS Inner Marker sinyalleri sırası ile Şekil 2.32, Şekil 2.33 ve Şekil 2.34’te gösterilmiştir.



Şekil 2.32. ILS Outer Marker Beacon Sinyal Spektrumu



Şekil 2.33. ILS Middle Marker Beacon Sinyal Spektrumu



Şekil 2.34. ILS Inner Marker Beacon Sinyal Spektrumu

Duyarlılık seçimine göre yükseltme ya da zayıflatma uygulandıktan sonra MB hattından alınan sinyaller, genlik demodülasyonu işlemine alınır. Bu işlem alınan sinyal ile 75 MHz frekansındaki sinusoidal bir sinyalin miksere sokulması işlemidir. Üç farklı tip marker için mikser çıktısı,  $mb_{mix}(t)$  Outer, Middle ve Inner Marker'lar için sırası ile eşitlik (43), (44) ve (45)'te gösterilmiştir.

Outer Marker:

$$\begin{aligned}
 mb_{mix}(t) &= mb_{outer}(t) * \cos(2\pi(75,000,000)t) = \\
 &\frac{A_c}{2} [\cos(2\pi(150,000,000)t) + \cos(2\pi(0)t)] + \\
 &\frac{A_c m_a}{2} [\cos(2\pi(149,999,600)t) + \cos(2\pi(-400)t) + \\
 &\quad \cos(2\pi(150,000,400)t) + \cos(2\pi(400)t)]
 \end{aligned} \tag{43}$$

Middle Marker:

$$\begin{aligned}
 mb_{mix}(t) &= mb_{middle}(t) * \cos(2\pi(75,000,000)t) = \\
 &\frac{A_c}{2} [\cos(2\pi(150,000,000)t) + \cos(2\pi(0)t)] + \\
 &\frac{A_c m_a}{2} [\cos(2\pi(149,998,700)t) + \cos(2\pi(-1300)t) + \\
 &\quad \cos(2\pi(150,001,300)t) + \cos(2\pi(1300)t)]
 \end{aligned} \tag{44}$$

Inner Marker:

$$\begin{aligned}
 mb_{mix}(t) &= mb_{inner}(t) * \cos(2\pi(75,000,000)t) = \\
 &\frac{A_c}{2} [\cos(2\pi(150,000,000)t) + \cos(2\pi(0)t)] + \\
 &\frac{A_c m_a}{2} [\cos(2\pi(149,997,000)t) + \cos(2\pi(-3000)t) + \\
 &\quad \cos(2\pi(150,003,000)t) + \cos(2\pi(3000)t)]
 \end{aligned} \tag{45}$$

Bu aşamadan sonra yüksek frekanslı harmoniklerin elenmesi için mikser çıktısı bir LPF'den geçirilir. Eşitlik (46)'daki işlem sonucu elde edilen ses sinyalinin frekansına göre sinyalin hangi tip Marker Beacon olduğu bilgisi elde edilir.

$$\begin{aligned}
mb_{LPF}(t) = mb_{mix}(t) \rightarrow LPF &= \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(400)t) \text{ veya} \\
&= \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(1300)t) \text{ veya} \\
&= \frac{A_c m_a}{2} \cos(2\pi(3000)t)
\end{aligned} \tag{46}$$

Bu aşamada elde edilen ses sinyali, doğrudan kokpite pilotların kullandıkları ses sistemlerine yönlendirilir. Bu Morse Kod ses sinyali sayesinde pilot hangi tip Marker üzerinde olduğu bilgisini alır. Ayrıca, ILS alıcısı elde edilen ses sinyalinin frekansına göre hangi tipte Marker Beacon'ın algılandığını tespit eder ve kokpitteki ışıklı Marker Beacon göstergeleri bu bilgiye göre yanmaya başlar.

Kokpitte;

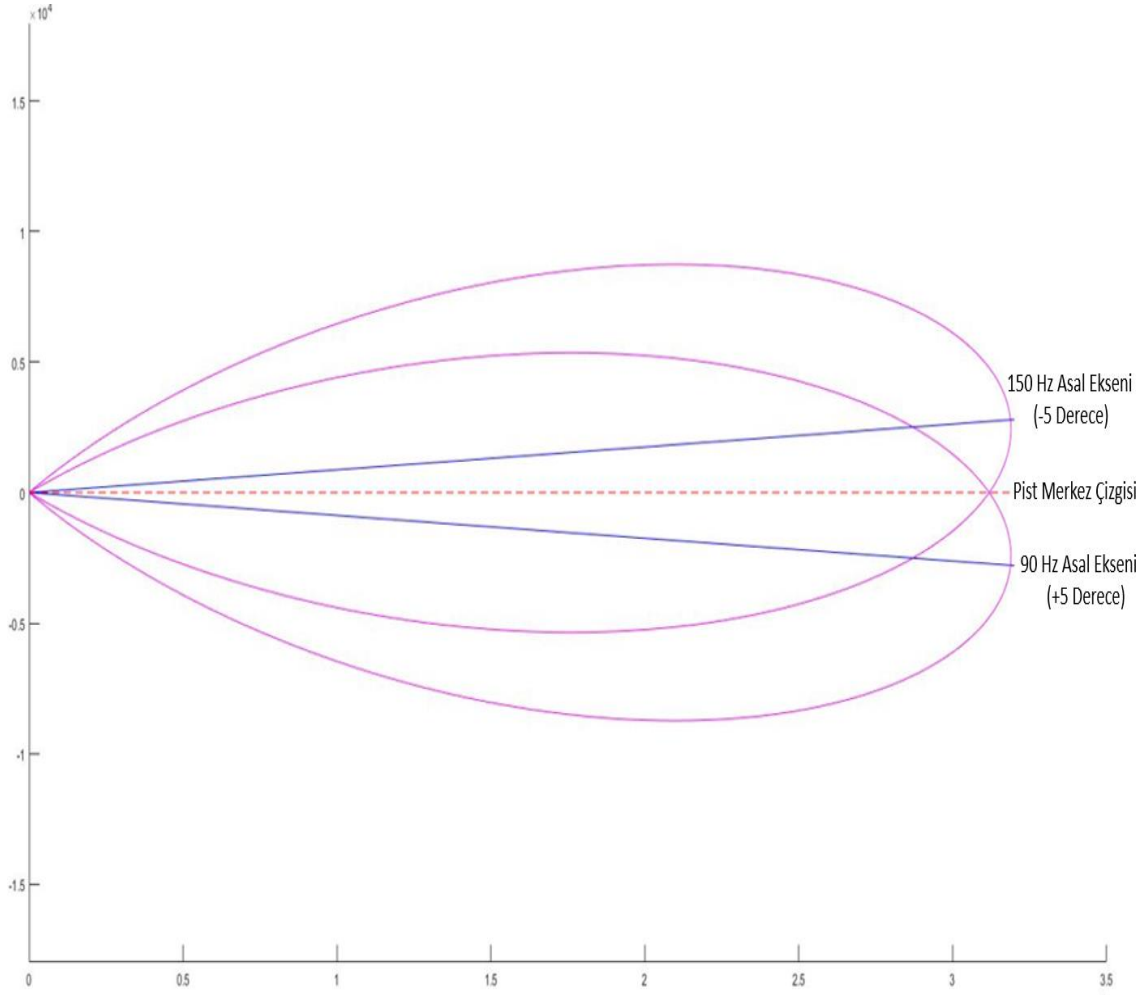
- Outer Marker 'mavi' renk ile;
- Middle Marker 'kehribar (amber)' renk ile;
- Inner Marker ise 'beyaz' renk ile temsil edilir.

## **2.4. ILS Verisinin Oluşturulması ve Analizi**

### **2.4.1. ILS Verisinin Oluşturulması**

#### **2.4.1.1 ILS Localizer Verisinin Oluşturulması**

Bu tez kapsamında, ILS sisteminden sağlanan verileri kullanarak otomatik olarak iniş yapabilen bir algoritma geliştirilmesi planlanmıştır. Bu işlemin ilk adımı Matlab programı kullanılarak uçağın anlık konumuna göre alıcıda gözlemlenecek ILS Localizer ve ILS Glideslope sinyallerini simule edecek bir algoritma geliştirilmesidir. Bu kapsamda geliştirilen algoritmada  $f_c \pm 90$  Hz ve  $f_c \pm 150$  Hz localizer anten dizilerinin merkez konumu, pistin merkez çizgisi hizasında belirlenmiştir. Şekil 2.35'te görüldüğü gibi 90 Hz anten dizisinin merkez bakış açısı (boresight)  $+5^\circ$ ; 150 Hz anten dizisinin merkez bakış açısı ise  $-5^\circ$  olarak belirlenmiştir.



Şekil 2.35. Simülasyonda Kullanılan Localizer 90 Hz ve 150 Hz Anten Huzmeleri

Alıcıdaki ILS Localizer sinyalini simule etmek için her iki antenin uçağı hangi açı ile gördüğü hesaplanır. Hesaplanan açılar için uçağın localizer anteninin kapsama alanı içinde olup olmadığı kontrol edilir. Uçak, her iki antenin de kapsama alanı içindeyse 90 Hz ve 150 Hz antenlerinin gördüğü açılara karşılık gelen kazanç değerleri sırasıyla eşitlik (47) ve (48)'deki formüller ile hesaplanır.

$$\theta_{loc,90Hz} = \arcsin\left(\frac{y_{uçak} - y_{loc,90Hz}}{\sqrt{(y_{uçak} - y_{loc,90Hz})^2 + (x_{uçak} - x_{loc,90Hz})^2}}\right) \quad (47)$$

$$\theta_{loc,150Hz} = \arcsin\left(\frac{y_{uçak} - y_{loc,150Hz}}{\sqrt{(y_{uçak} - y_{loc,150Hz})^2 + (x_{uçak} - x_{loc,150Hz})^2}}\right) \quad (48)$$

$\theta_{loc,90Hz}$  : 90 Hz Localizer Anten Dizisinin Uçağı Gördüğü Açı

$\theta_{loc,150Hz}$ : 150 Hz Localizer Anten Dizisinin Uçağı Gördüğü Açı

- $y_{uçak}$  : Uçağın y Eksenindeki Konumu  
 $y_{loc,90Hz}$  : 90 Hz Localizer Anten Dizisinin y Eksenindeki Konumu  
 $y_{loc,150Hz}$  : 150 Hz Localizer Anten Dizisinin y Eksenindeki Konumu  
 $x_{uçak}$  : Uçağın x Eksenindeki Konumu  
 $x_{loc,90Hz}$  : 90 Hz Localizer Anten Dizisinin x Eksenindeki Konumu  
 $x_{loc,150Hz}$  : 150 Hz Localizer Anten Dizisinin x Eksenindeki Konumu

Uçak, hangi anten huzmesinin kapsama alanı dışındaysa o anten için oluşturulan localizer 90 Hz ve 150 Hz kazanç değerleri eşitlik (49) ve (50)'de gösterildiği gibi '0' değerine eşitlenir.

$$(\theta_{loc,90Hz} > 35^\circ) \text{ veya } (\theta_{loc,90Hz} < -25^\circ) \rightarrow G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) = 0 \quad (49)$$

$$(\theta_{loc,150Hz} > 25^\circ) \text{ veya } (\theta_{loc,150Hz} < -35^\circ) \rightarrow G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) = 0 \quad (50)$$

$G_{loc,90Hz}(\Theta_{loc,90Hz})$  : Localizer 90 Hz Anten Dizisinin  $\Theta_{loc,90Hz}$  Açısındaki Kazanç Değeri

$G_{loc,150Hz}(\Theta_{loc,150Hz})$ : Localizer 150 Hz Anten Dizisinin  $\Theta_{loc,150Hz}$  Açısındaki Kazanç Değeri

Uçak, her iki antenin de kapsama alanında ise antenlerin kazanç değerleri arasındaki oran aslında spektrumdaki 90 Hz ve 150 Hz sinyalleri arasındaki oranı,  $G_{ratio}$  verir. (32) ve (33) numaralı eşitliklerle hesaplanan  $V_{90}$  ve  $V_{150}$  sinyallerinin oranı ile hesaplanan  $G_{ratio}$ , eşitlik (51)'de belirtilmiştir.

$$G_{ratio} = \frac{V_{90}}{V_{150}} = \frac{G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz}) * m_a}{G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz}) * m_a} = \frac{G_{loc,90Hz}(\theta_{loc,90Hz})}{G_{loc,150Hz}(\theta_{loc,150Hz})} \quad (51)$$

$V_{90}$  :  $f_c+90$  Hz Frekanslı Sinyalin Genliği

$V_{150}$  :  $f_c+150$  Hz Frekanslı Sinyalin Genliği

$G_{ratio}$  'nun üç farklı durumuna göre 3 farklı formül ile ILS localizer sinyali oluşturulur.

$G_{ratio} = 1$  ise  $m_a = 0.2$  için  $loc(t)$ :

$$\begin{aligned}
 loc(t) = & \cos(2\pi f_c t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c + 90)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c - 90)t) + \\
 & 0.2 \cos(2\pi(f_c + 150)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c - 150)t) + \\
 & 0.2 \cos(2\pi(f_c + 1020)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c - 1020)t)
 \end{aligned} \quad (52)$$

$G_{ratio} > 1$  ise  $m_a = 0.2$  için  $loc(t)$ :

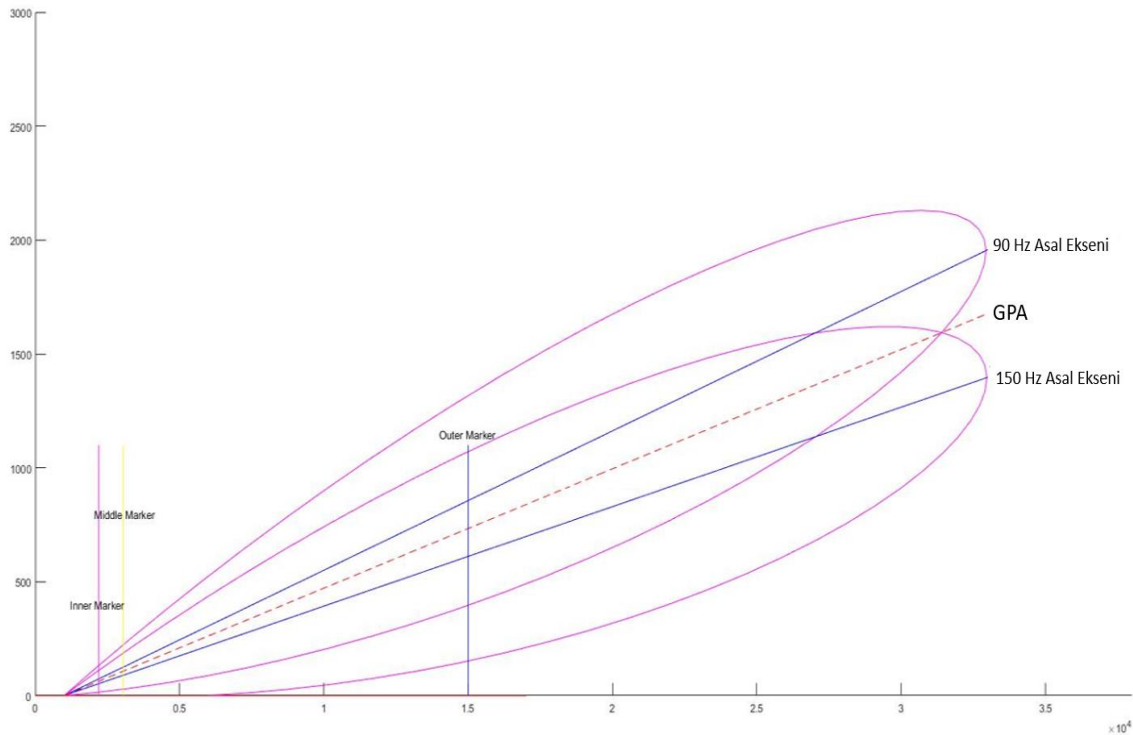
$$loc(t) = \cos(2\pi f_c t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c + 90)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c - 90)t) + \frac{0.2}{G_{ratio}} \cos(2\pi(f_c + 150)t) + \frac{0.2}{G_{ratio}} \cos(2\pi(f_c - 150)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c + 1020)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c - 1020)t) \quad (53)$$

$G_{ratio} < 1$  ise  $m_a = 0.2$  için  $loc(t)$ :

$$loc(t) = \cos(2\pi f_c t) + 0.2 G_{ratio} \cos(2\pi(f_c + 90)t) + 0.2 G_{ratio} \cos(2\pi(f_c - 90)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c + 150)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c - 150)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c + 1020)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_c - 1020)t) \quad (54)$$

#### 2.4.1.2. ILS Glideslope Verisinin Oluşturulması

Glideslope anten dizisi için uçağın piste ilk dokunuş (touchdown) yapması planlanan noktanın hizasında, pistin yan tarafında bir konum belirlenmiştir. Glideslope anteninin konumu; Localizer anten konumundan, yani pistin bitiş noktasından, 1000 metre ötede belirlenmiştir. Şekil 2.36'da görüldüğü gibi 90 Hz anten dizisinin merkez bakış açısı (boresight)  $+3.5^\circ$ ; 150 Hz anten dizisinin merkez bakış açısı ise  $2.5^\circ$  olarak belirlenmiştir. Otopilot algoritmasında etkisi olmasa da Marker Beacon konumları da temsilen Şekil 2.36'da gösterilmiştir.



Şekil 2.36. Glideslope 90 Hz ve 150 Hz Anten Huzmeleri ve Marker Beacon Konumları



Alıcıdaki ILS Glideslope sinyalini simule etmek için Localizer sinyalinin oluşturulmasına benzer şekilde her iki antenin uçağı hangi açı ile gördüğü hesaplanır. Hesaplanan açılar için uçağın glideslope anteninin kapsama alanı içinde olup olmadığı kontrol edilir. Uçak her iki antenin de kapsama alanı içindeyse 90 Hz ve 150 Hz antenlerinin gördüğü açılara karşılık gelen kazanç değeri (55) ve (56) numaralı eşitlikler ile hesaplanır.

$$\theta_{gs,90Hz} = \arcsin\left(\frac{z_{u\c{c}ak} - z_{gs,90Hz}}{\sqrt{(x_{u\c{c}ak} - x_{gs,90Hz})^2 + (z_{u\c{c}ak} - z_{gs,90Hz})^2}}\right) \quad (55)$$

$$\theta_{gs,150Hz} = \arcsin\left(\frac{z_{u\c{c}ak} - z_{gs,150Hz}}{\sqrt{(x_{u\c{c}ak} - x_{gs,150Hz})^2 + (z_{u\c{c}ak} - z_{gs,150Hz})^2}}\right) \quad (56)$$

$\Theta_{gs,90Hz}$  : 90 Hz Glideslope Anten Dizisinin Uçağı Gördüğü Açı

$\Theta_{gs,150Hz}$ : 150 Hz Glideslope Anten Dizisinin Uçağı Gördüğü Açı

$z_{u\c{c}ak}$  : Uçağın z Eksenindeki Konumu

$z_{gs,90Hz}$  : 90 Hz Glideslope Anten Dizisinin y Eksenindeki Konumu

$z_{gs,150Hz}$  : 150 Hz Glideslope Anten Dizisinin y Eksenindeki Konumu

$x_{u\c{c}ak}$  : Uçağın x Eksenindeki Konumu

$x_{gs,90Hz}$  : 90 Hz Glideslope Anten Dizisinin x Eksenindeki Konumu

$x_{gs,150Hz}$  : 150 Hz Glideslope Anten Dizisinin x Eksenindeki Konumu

Uçak hangi anten huzmesinin kapsama alanı dışındaysa, o anten için oluşturulan glideslope 90 Hz ve 150 Hz kazanç değerleri eşitlik (57) ve (58)'de gösterildiği gibi '0' değerine eşitlenir.

$$(\theta_{gs,90Hz} > 5.25^\circ) \text{ veya } (\theta_{gs,90Hz} < 1.75^\circ) \rightarrow G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) = 0 \quad (57)$$

$$(\theta_{gs,150Hz} > 4.25^\circ) \text{ veya } (\theta_{gs,150Hz} < 0.75^\circ) \rightarrow G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) = 0 \quad (58)$$

$G_{gs,90Hz}(\Theta_{gs,90Hz})$  : Glideslope 90 Hz Anten Dizisinin  $\Theta_{gs,90Hz}$  Açısındaki Kazanç Değeri

$G_{gs,150Hz}(\Theta_{gs,150Hz})$ : Glideslope 150 Hz Anten Dizisinin  $\Theta_{gs,150Hz}$  Açısındaki Kazanç Değeri

Uçak, her iki antenin de kapsama alanında ise antenlerin kazanç değerleri arasındaki oran aslında spektrumdaki 90 Hz ve 150 Hz sinyalleri arasındaki oranı,  $G_{ratio,gs}$  verir. (40) ve (41) numaralı eşitliklerle hesaplanan  $V_{90,gs}$  ve  $V_{150,gs}$  sinyallerinin oranı ile hesaplanan  $G_{ratio}$ , eşitlik (59)'da belirtilmiştir.

$$G_{ratio,gs} = \frac{V_{90,gs}}{V_{150,gs}} = \frac{G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz}) * m_a}{G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz}) * m_a} = \frac{G_{gs,90Hz}(\theta_{gs,90Hz})}{G_{gs,150Hz}(\theta_{gs,150Hz})} \quad (59)$$

$V_{90,gs}$  :  $f_{cgs}+90$  Hz Frekanslı Sinyalin Genliği

$V_{150,gs}$  :  $f_{cgs}+150$  Hz Frekanslı Sinyalin Genliği

$G_{ratio}$ 'nun üç farklı durumuna göre 3 farklı formül ile ILS glideslope sinyali oluşturulur.

$G_{ratio,gs} = 1$  ise  $m_a = 0.2$  için  $gs(t)$ :

$$gs(t) = \cos(2\pi f_{cgs}t) + 0.2\cos(2\pi(f_{cgs} + 90)t) + 0.2\cos(2\pi(f_{cgs} - 90)t) + \\ 0.2 \cos(2\pi(f_{cgs} + 150)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_{cgs} - 150)t) \quad (60)$$

$G_{ratio,gs} > 1$  ise  $m_a = 0.2$  için  $gs(t)$ :

$$gs(t) = \cos(2\pi f_{cgs}t) + 0.2\cos(2\pi(f_{cgs} + 90)t) + 0.2\cos(2\pi(f_{cgs} - 90)t) + \\ \frac{0.2}{G_{ratio,gs}} \cos(2\pi(f_{cgs} + 150)t) + \frac{0.2}{G_{ratio,gs}} \cos(2\pi(f_{cgs} - 150)t) \quad (61)$$

$G_{ratio,gs} < 1$  ise  $m_a = 0.2$  için  $gs(t)$ :

$$gs(t) = \cos(2\pi f_{cgs}t) + 0.2G_{ratio,gs}\cos(2\pi(f_{cgs} + 90)t) \\ + 0.2G_{ratio,gs}\cos(2\pi(f_{cgs} - 90)t) + \\ 0.2 \cos(2\pi(f_{cgs} + 150)t) + 0.2 \cos(2\pi(f_{cgs} - 150)t) \quad (62)$$

## 2.4.2. ILS Verisinin Analizi

### 2.4.2.1. ILS Localizer Verisinin Analizi

Alicıda localizer sinyali tespit edildikten sonra, ILS Localizer sinyalinin maksimum değeri  $V_{\text{carrier}}$  olarak kaydedilir. Daha sonra Localizer sinyali, ayarlanan frekanstaki ( $f_c$ ) sinusoidal bir sinyal ile mikserle sokularak demodülasyon işlemi başlatılır. Bu aşamadan sonra bir LPF ile 1020 Hz'lik Ident sinyali ve diğer yüksek frekanslı harmonikler, 90 Hz ve 150 Hz'lik sinyallerden ayıklanır. Geriye kalan 90 Hz ve 150 Hz sinyalleri hassas bir Band-Pass filtre ile birbirlerinden ayrılır.

Bu sinyallerin genlik değerleri,  $V_{90\text{Hz}}$  ve  $V_{150\text{Hz}}$  olarak kaydedilir. Bu genlik değerleri ve (34) numaralı eşitlikteki formül kullanılarak localizer sapma değeri DDM (Difference in Depth of Modulation) cinsinden hesaplanır.

Eğer 90 Hz ya da 150 Hz sinyallerinden birinin genliği '0' olarak hesaplanırsa, bu durumda DDM değeri teorik sınır olan  $\pm 0.155$  DDM olarak gösterilir. Bu duruma 'tam sapma' (Full Deviation) adı verilir ve localizer 90 Hz veya 150 Hz antenlerinden birinin uçağı fiziksel olarak görmediği durumlarda gerçekleşir [2,12].

### 2.4.2.2. ILS Glideslope Verisinin Analizi

Alicıda glideslope sinyali tespit edildikten sonra, ILS Glideslope sinyalinin maksimum değeri  $V_{\text{carrier,gs}}$  olarak kaydedilir. Daha sonra Glideslope sinyali ayarlanan frekanstaki ( $f_{\text{gs}}$ ) sinusoidal bir sinyal ile mixer'a sokularak demodülasyon işlemi başlatılır. Bu aşamadan sonra bir LPF ile yüksek frekanslı harmonikler, 90 Hz ve 150 Hz'lik sinyallerden ayıklanır. Geriye kalan 90 Hz ve 150 Hz sinyalleri hassas bir Band-Pass filtre ile birbirlerinden ayrılır.

Bu sinyallerin genlik değerleri sırası ile  $V_{\text{gs,90Hz}}$  ve  $V_{\text{gs,150Hz}}$  olarak kaydedilir. Bu genlik değerleri ve (42) numaralı eşitlikteki formül kullanılarak glideslope sapma değeri DDM (Difference in Depth of Modulation) cinsinden hesaplanır.

Eğer 90 Hz ya da 150 Hz sinyallerinden birinin genliği '0' olarak hesaplanırsa, bu durumda DDM değeri teorik sınır olan  $\pm 0.175$  DDM olarak gösterilir. Bu duruma 'tam sapma' (Full Deviation) adı verilir ve glideslope 90 Hz veya 150 Hz antenlerinden birinin uçağı fiziksel olarak görmediği durumlarda gerçekleşir [2,13].

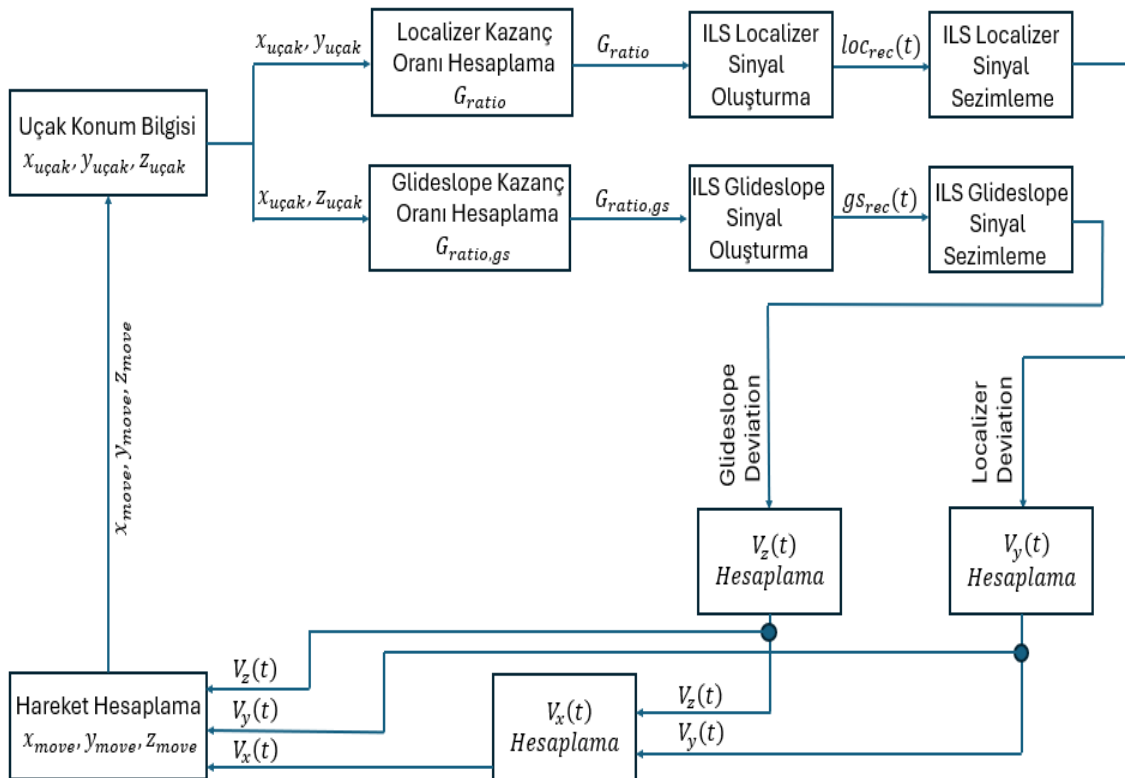
### 2.4.3. ILS Otopilot Algoritması

#### 2.4.3.1. ILS Otopilot Algoritmasının Çalışma Prensibi

ILS otopilot algoritmasının çalışması için sisteme öncelikle uçağın üç boyuttaki ilk konum ( $x, y, z$ ) ve yatay eksenlerdeki hız ( $V_x, V_y, V_z$ ) bilgisi girilir.

Uçaklar yaklaşma sürecinden piste dokunana kadar sabit kabul edilebilecek bir hızda süzülme hareketi yaparlar. Bu hız değeri uçağın yaklaşım yaptığı kategori tipine göre 91-166 knot aralığında değişmektedir [22].

Bu değer aralığı, yaklaşık olarak 168-307 km/s'e karşılık gelir. Hesaplamalar saniye cinsinden yapılacağı için bu değerleri m/s cinsinden dönüştürmek gerekir. Minimum değer olarak belirtilen 168 km/saat, 46.7 m/s'e karşılık gelir. Maksimum değer olarak belirtilen 307 km/s ise 85.3 m/s'e karşılık gelir. Tez kapsamında uçağın hareket boyunca hızı 70 m/s alınmıştır. Başlangıçta yatay yöndeki hız vektörü  $V_x = 70$  m/s; diğer yönlerdeki hız vektörlerinin büyüklükleri  $V_y = 0$  ve  $V_z = 0$  olarak belirlenmiştir. Otopilot algoritmasının çalışmasında Şekil 2.37'deki blok diyagramdaki adımlar takip edilir.



Şekil 2.37. ILS Otopilot Algoritması Blok Diyagramı

Localizer'dan alınan sapma değerinin büyüklüğüne göre y eksenindeki hız vektörü  $V_y$ , üç farklı DDM değer aralığı için eşitlik (63)'te gösterildiği gibi ayrı ayrı formülize edilmiştir. Bu aralıkların üst sınırları, tam sapma (full deviation) değeri olan 0.155 DDM ve bu değer 0.5 ve 0.25 katı olan DDM değerleridir.

- $0 \leq \text{DDM} < 0.03875 \rightarrow V_y = \frac{-\text{DDM}}{0.03875} * 50 \text{ m/s}$
- $0.03875 \leq \text{DDM} < 0.0775 \rightarrow V_y = \frac{-\text{DDM}}{0.0775} * 50 \text{ m/s}$
- $0.0775 \leq \text{DDM} < 0.155 \rightarrow V_y = \frac{-\text{DDM}}{0.155} * 50 \text{ m/s}$  (63)

$V_y$ , y eksenindeki sapmaları mümkün olduğunca 0'a yaklaştırır. Localizer sapma değeri, tam sapma değeri olan  $\pm 0.155$  DDM'e ne kadar yakınsa bu sapmayı dengelemek için yapılacak hareket o kadar keskin olacak; yani  $V_y$  değeri alabileceği maksimum değeri alacaktır. Sapma değeri 0 DDM'e ne kadar yakınsa tanımlanacak hız vektörünün büyüklüğü o kadar küçük olacaktır. Uçaktaki localizer alıcısından beklenen çözünürlük  $\pm 0.001$  DDM olduğu için bu aralıkta  $V_y = 0$  olarak tanımlanacaktır.

Eş zamanlı olarak Glideslope'tan alınan sapma değerinin büyüklüğüne göre z eksenindeki hız vektörü  $V_z$ , z eksenindeki 3°'lik ideal süzülme açısı doğrultusunda minimum sapmayı sağlar. Glideslope sapma değeri, tam sapma değeri olan  $\pm 0.175$  DDM'e ne kadar yakınsa bu sapmayı dengelemek için yapılacak hareket o kadar keskin olacak; yani  $V_z$  değeri alabileceği maksimum değeri alacaktır. Sapma değeri 0 DDM'e ne kadar yakınsa tanımlanacak hız vektörünün büyüklüğü o kadar küçük olacaktır. Uçaktaki glideslope alıcısından beklenen çözünürlük  $\pm 0.002$  DDM olduğu için bu aralıkta  $V_z = 0$  olarak tanımlanacaktır. Glideslope'tan alınan sapma değerinin büyüklüğüne göre z eksenindeki hız vektörü  $V_z$ , eşitlik (64)'te gösterildiği gibi formülize edilmiştir.

$$V_z = (\tan(3) * V_x) + \frac{-\text{DDM}}{0.175} * 8 \text{ m/s} \quad (64)$$

Tanımlanan y eksenindeki hız değeri  $V_y$  ve z eksenindeki hız değeri  $V_z$ 'ye göre  $V_x$ 'in hız değeri düzeltilen olacaktır. Uçağın hız vektörü bileşkesi devamlı 70 m/s hıza sahip olacağına göre anlık  $V_x$  değeri eşitlik (65)'teki gibi hesaplanır.

$$V_x = \sqrt{(70)^2 - (V_y)^2 - (V_z)^2} \quad (65)$$

Tanımlanan y eksenindeki hız değeri  $V_y$  ve z eksenindeki hız değeri  $V_z$ 'ye göre birim zamanda yapılan hareket miktarları  $y_{move}$  ve  $z_{move}$  hesaplanır. X eksenini doğrultusundaki hız sabit kabul edildiği için  $x_{move}$  da  $V_x$ 'e göre hesaplanır. Hesaplanan hareket değerleri döngüde anlık konum verisinden çıkartılarak, uçağın yeni konumu ( $x_{uçak}$ ,  $y_{uçak}$ ,  $z_{uçak}$ ) belirlenir. Daha sonra tekrar yeni konuma göre açı belirlemeleri yapılarak döngü kendini tekrar eder.

### 2.4.3.2. ILS Yaklaşma Simülasyonları

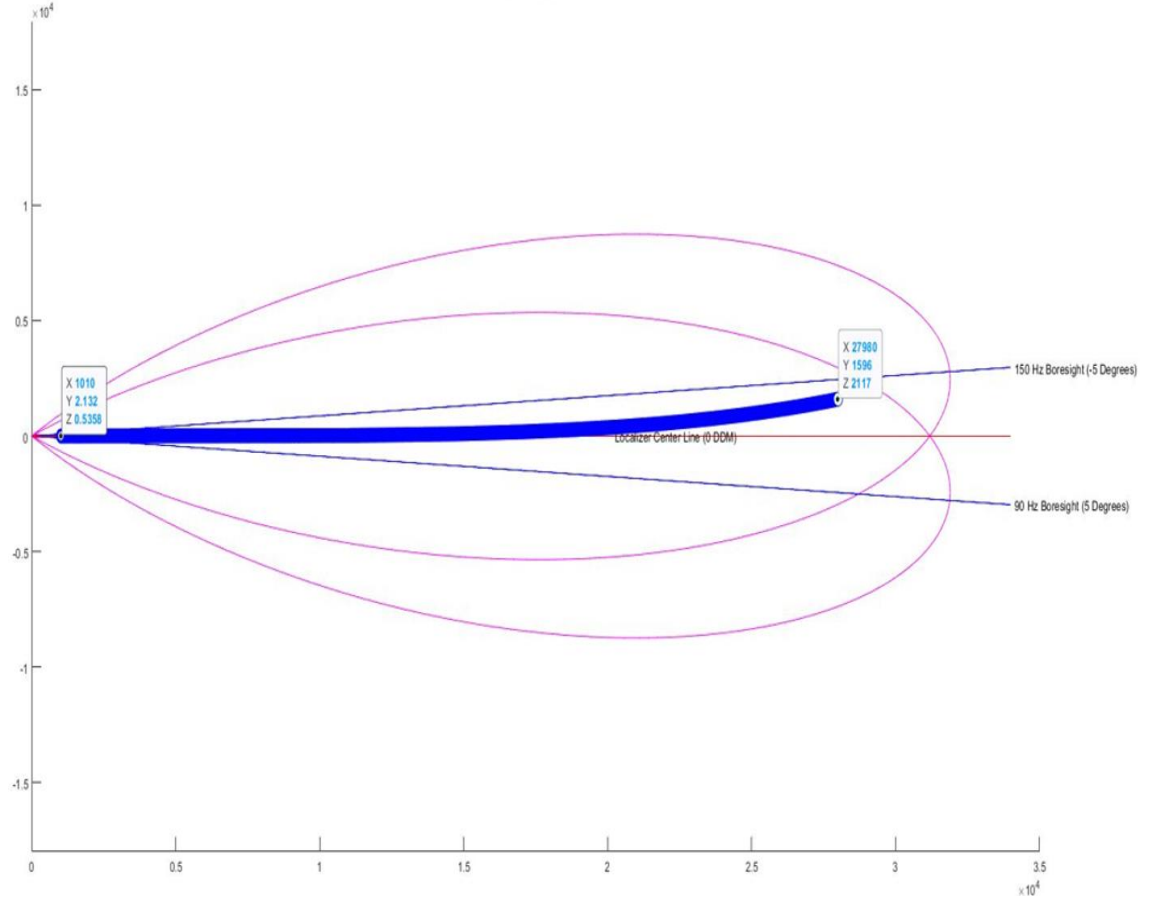
Algoritmada senaryo tanımlamak için girilmesi gereken değerler, uçağın ilk konum bilgileri  $x_{uçak}$ ,  $y_{uçak}$  ve  $z_{uçak}$ 'tır. Senaryo tamamlandığında uçağın son konumu pist merkez çizgisine olabildiği kadar yakın olmalı ve uçak iniş yaparken pist için tanımlanan 3°'lik ideal süzülme açısını bir noktada yakalamış ve bu doğruyu takip etmiş olmalıdır.

#### Senaryo 1

(x,y,z) eksenlerindeki ilk konumları ( $x_{uçak} = 27980$ ,  $y_{uçak} = 1596$ ,  $z_{uçak} = 2117$ ) olarak belirlenen bir uçağın, ilk konum bilgilerine bakılarak localizer tarafında yapılması gereken konum doğrulamasının yaklaşık 1596 metre olduğu görülür. Glideslope antenin x eksenindeki konumu 1000 m noktasında belirlendiğine göre 27980 m noktasında ideal süzülme açısı (GPA) doğrusunun z eksenindeki koordinatı eşitlik (66)'daki formül ile 1414 m olarak hesaplanır.

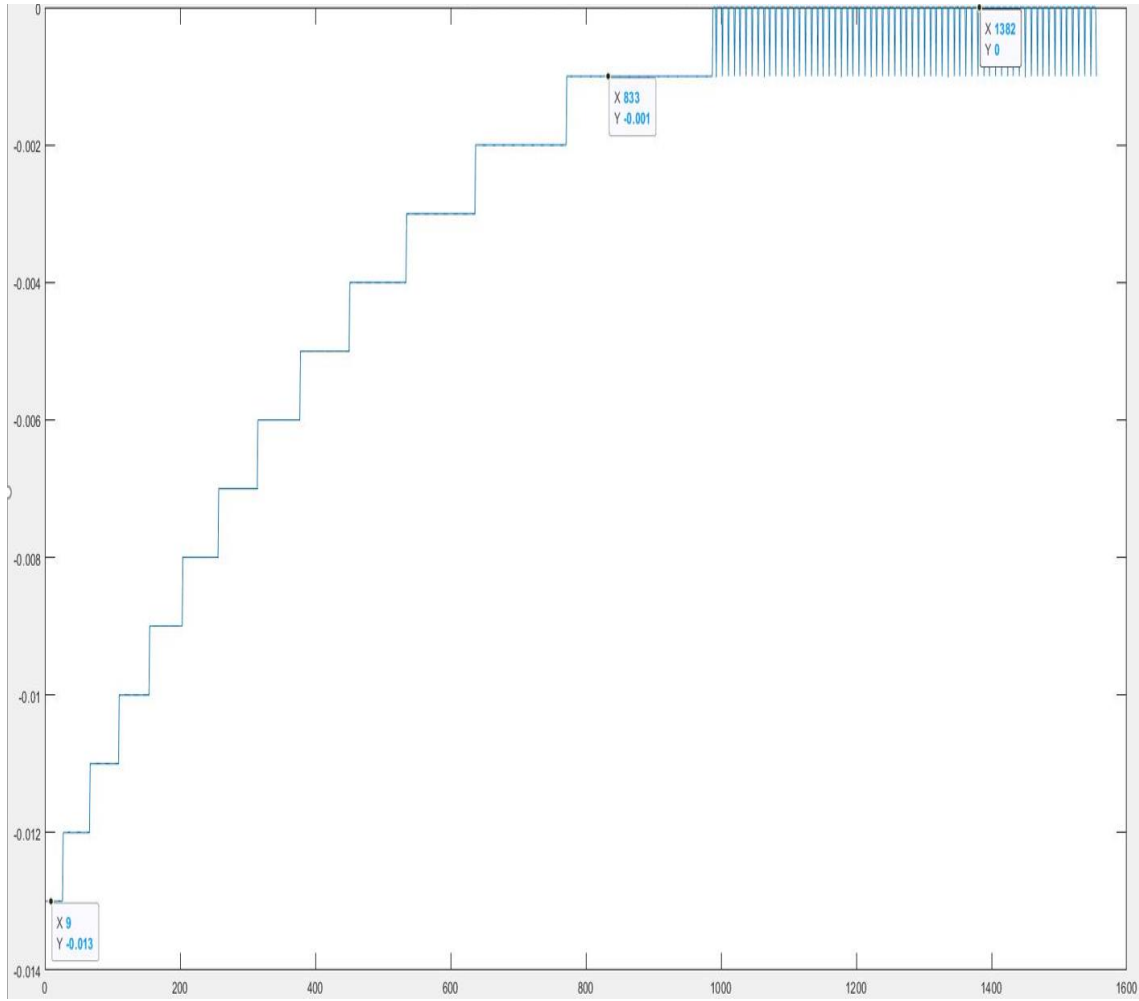
$$z_{GPA} = \tan(3^\circ) * (27980 - 1000) = 1414 \text{ m} \quad (66)$$

Dolayısıyla ilk konumda uçak ideal süzülme açısı doğrusundan 2117-1414 = 703 metre daha yukarıdadır. Dolayısıyla aşağı yönlü hareket tanımlanarak ideal çizginin yakalanması sağlanacaktır. Şekil 2.38'de ILS Localizer'dan alınan verilerle yatay doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. İlk konumu 150 Hz huzmesi tarafına daha yakın olan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile merkeze yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan Localizer DDM değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; daha basit düzeltmelerle merkez çizgiye çok yakın bir iniş yapılmıştır.



Şekil 2.38. Senaryo 1 - Yatay Eksende (x,y) Uçağın Takip Ettiği Yol

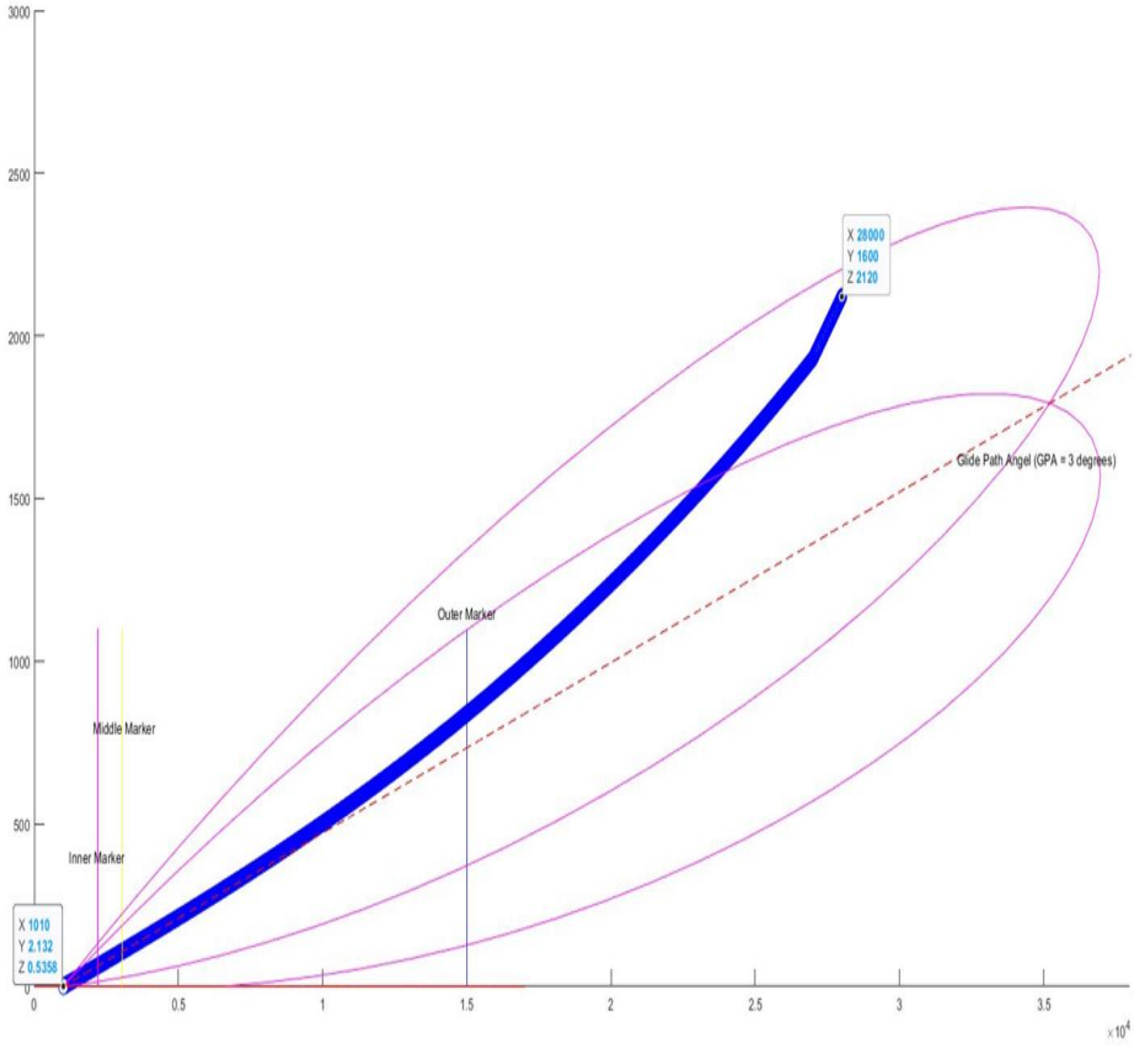
Şekil 2.39’da uçaktaki localizer alıcısında hesaplanan DDM değerinin önce hızla 0’a yaklaştığı daha sonra ise bu değerde devam edip büyük sapmalar yapmadığı gözlemlenmiştir.



Şekil 2.39. Senaryo 1 – Hareket Boyunca Alıcıda Hesaplanan Localizer DDM

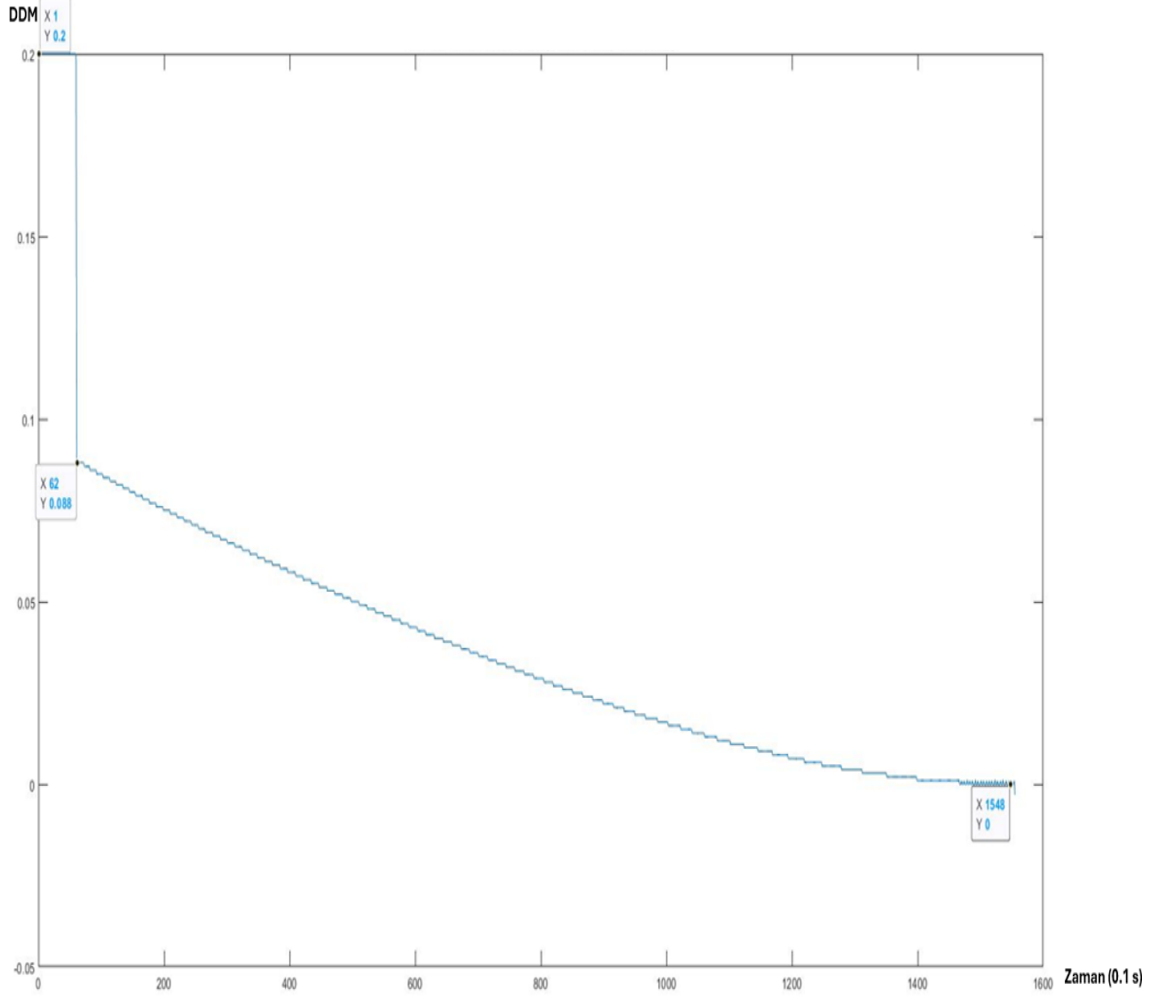
Şekil 2.40'ta ILS Glideslope'tan alınan verilerle dikey doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. Beklendiği gibi ilk konumu 90 Hz huzmesi tarafında bulunan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile ideal süzülme açısı doğrusuna yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan Glideslope DDM değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; uçak ideal süzülme açısı doğrusunu yakalamış ve inişe kadar bu doğrudan sapmamıştır.





Şekil 2.40. Senaryo 1 – Dikey Eksende (x,z) Uçağın Takip Ettiği Yol

Şekil 2.41’de görüldüğü gibi uçak en başta 150 Hz anten huzmesinin kapsama alanı dışında olduğu için bir süre tam sapma gözlemlenmiştir. Keskin bir hareketle 150 Hz anten huzmesinin kapsama alanına dahil olduktan sonra 90 Hz ve 150 Hz sinyallerinin modülasyon derinlikleri karşılaştırılmış ve 0.088 DDM değerine ulaşılmıştır. Bu noktadan sonra hareket vektörünün keskinliği azaltılmış, uçaktaki glideslope alıcısında hesaplanan DDM değerinin önce hızla 0’a yaklaştığı daha sonra ise bu değerde devam edip büyük sapmalar yapmadığı gözlemlenmiştir.



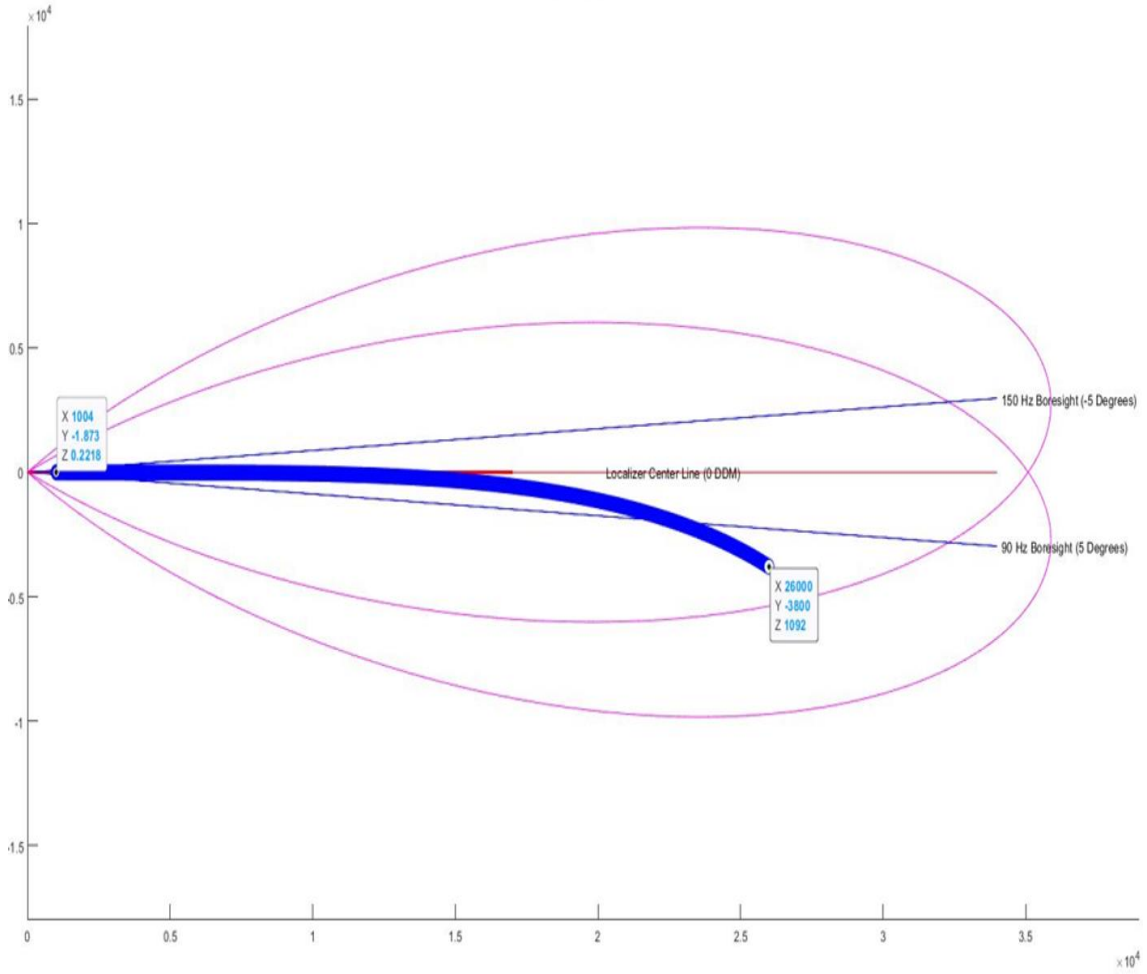
Şekil 2.41. Senaryo 1 - Hareket Boyunca Alıcıda Hesaplanan Glideslope DDM

## Senaryo 2

(x,y,z) eksenlerindeki ilk konum bilgileri ( $x_{uçak} = 26000$ ,  $y_{uçak} = -3800$ ,  $z_{uçak} = 1092$ ) olarak belirlenen bir uçağın, ilk konum bilgilerine bakılarak localizer tarafında yapılması gereken konum doğrulamasının yaklaşık 3800 metre olduğu görülür. Glideslope antenin x eksenindeki konumu 1000m noktasında belirlendiğine göre 26000 m noktasında ideal süzülme açısı (GPA) doğrusunun z eksenindeki koordinatı ideal süzülme açısı doğrusunun aşağısındadır.

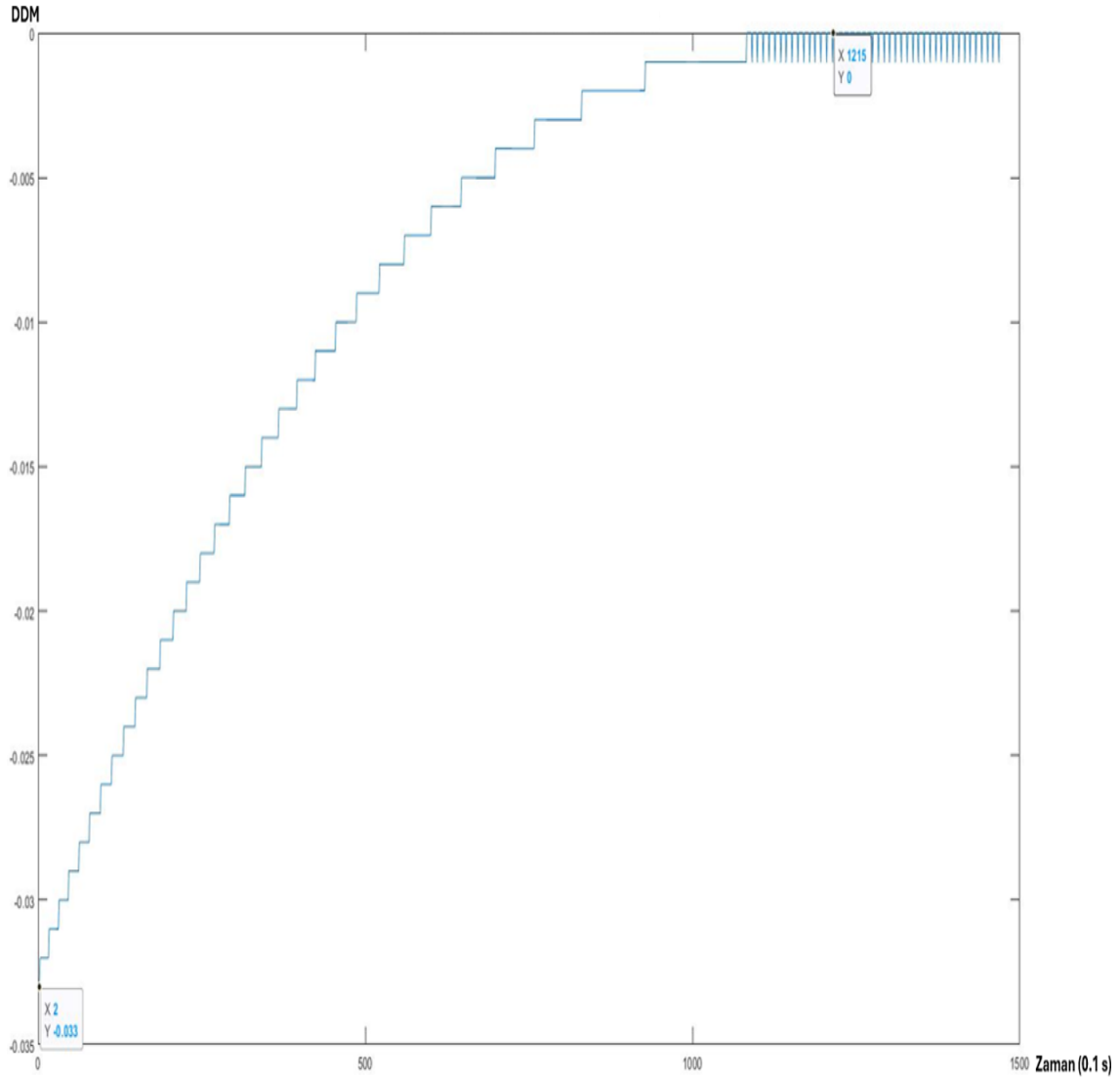
Dolayısıyla yukarı yönlü hareket tanımlanarak ideal çizginin yakalanması sağlanacaktır. İdeal çizgi yakalandıktan sonra z yönündeki hız vektörü  $V_z$ 'nin değeri tekrar negatif değerler olacaktır.

Şekil 2.42’de ILS Localizer’den alınan verilerle yatay doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. İlk konumu 90 Hz huzmesi tarafında bulunan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile merkeze yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan Localizer DDM değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; daha basit düzeltmelerle merkez çizgiye çok yakın bir iniş yapılmıştır.



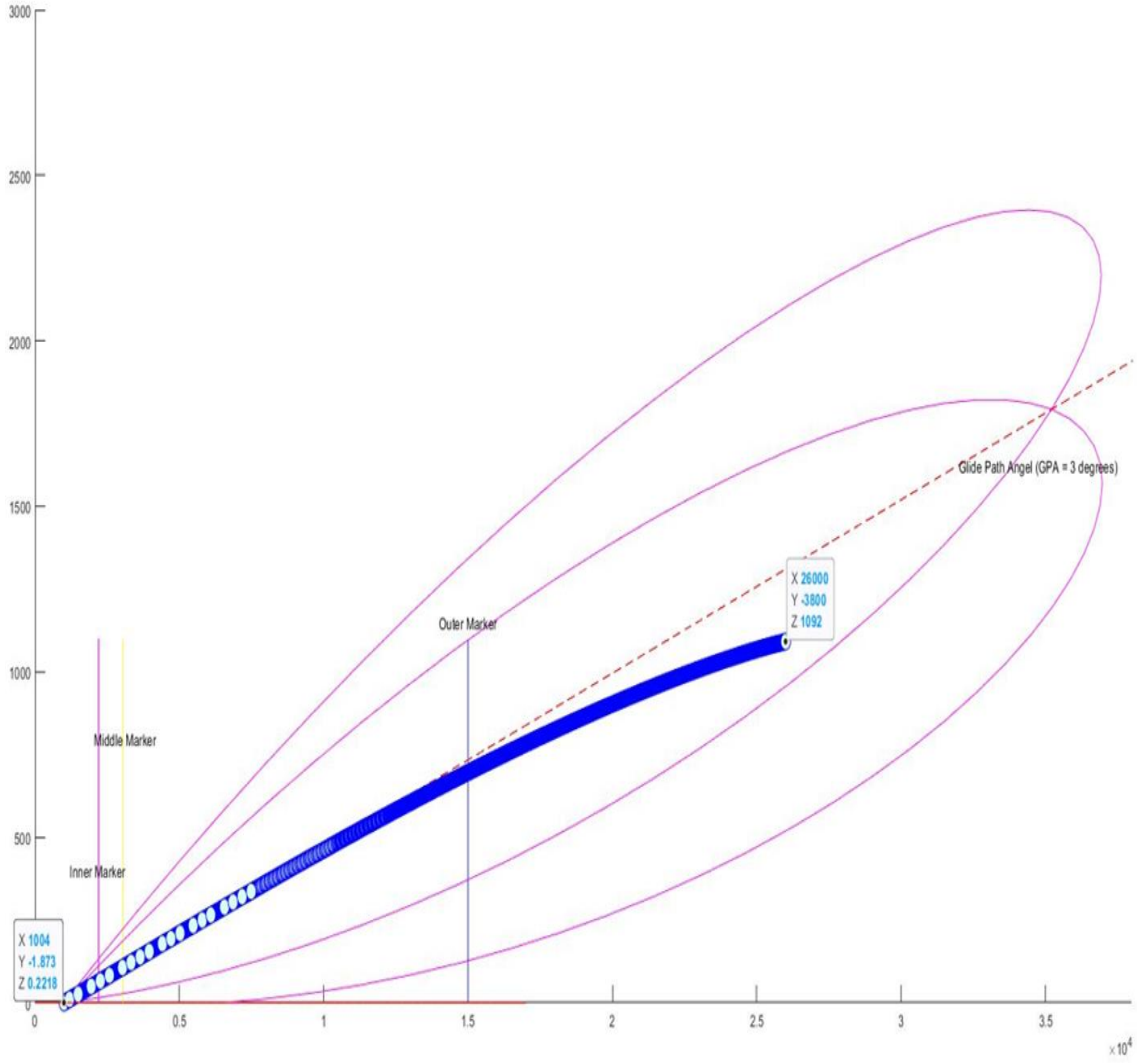
Şekil 2.42. Senaryo 2 – Uçağın Yatayda (x,y) Takip Ettiği Yol

Şekil 2.43’te uçaktaki localizer alıcısında hesaplanan DDM değerinin önce hızla 0’a yaklaştığı daha sonra ise bu değerde devam edip büyük sapmalar yapmadığı gözlemlenmiştir.

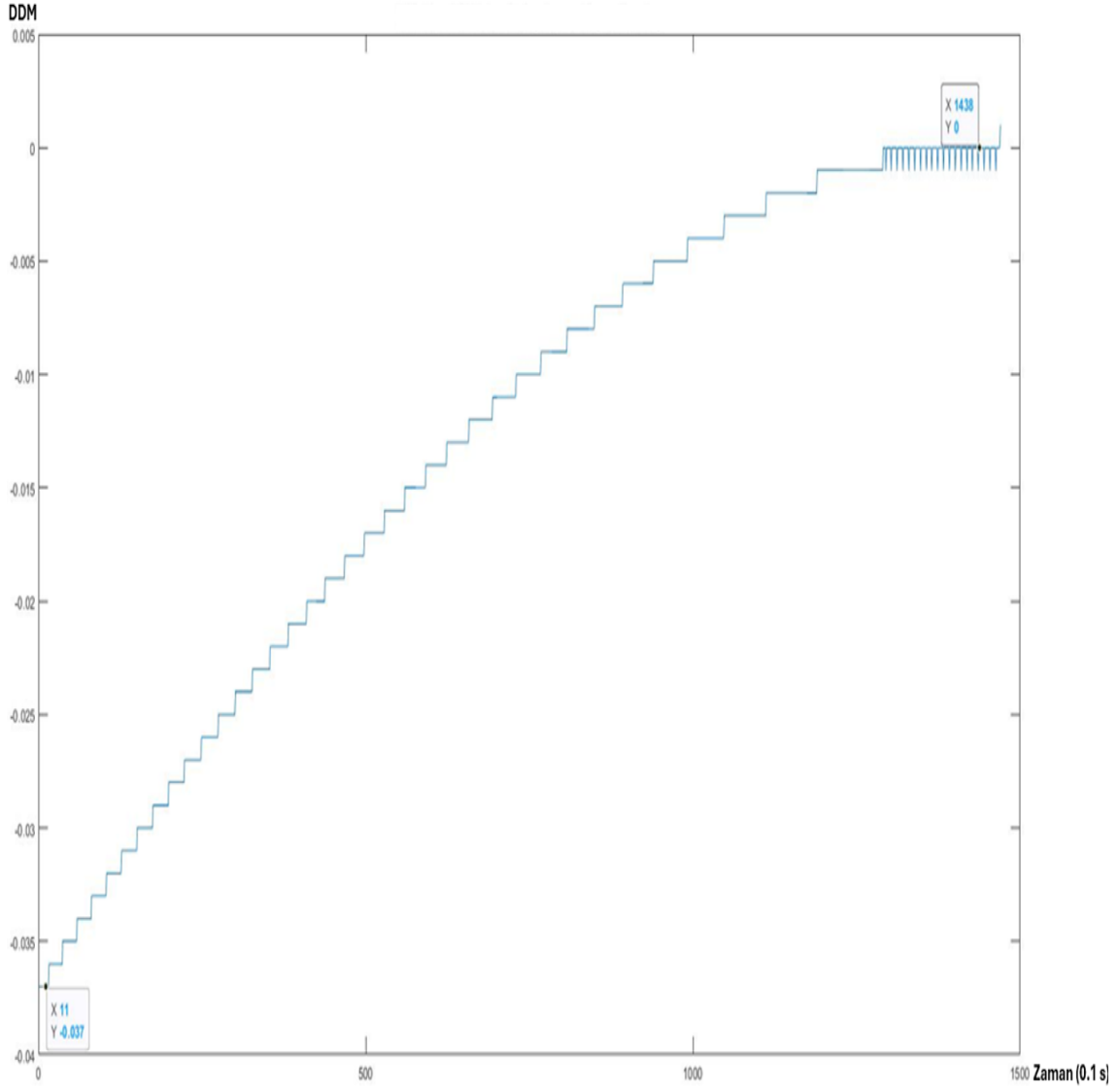


Şekil 2.43. Senaryo 2 – Hareket Boyunca Alıcıda Hesaplanan Localizer DDM

Şekil 2.44'te ILS Glideslope'tan alınan verilerle dikey doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. Beklendiği gibi ilk konumu 150 Hz huzmesi tarafında bulunan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile ideal süzülme açısı doğrusuna yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan Glideslope DDM değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; uçak ideal süzülme açısı doğrusunu “Outer Marker” işaretine yakın bir noktada yakalamıştır. Bu nokta yakalandıktan sonra inişe kadar uçak bu doğruyu takip ederek süzülme hareketi yapmıştır.



Şekil 2.44. Senaryo 2 – Uçağın Dikey Düzlemde (x,z) Takip Ettiği Yol



Şekil 2.45. Senaryo 2 – Hareket Boyunca Alıcıdaki Glideslope DDM

Şekil 2.45'te uçaktaki glideslope alıcısında hesaplanan DDM değerinin önce hızla 0'a yaklaştığı daha sonra ise bu değerde devam edip büyük sapmalar yapmadığı gözlemlenmiştir.

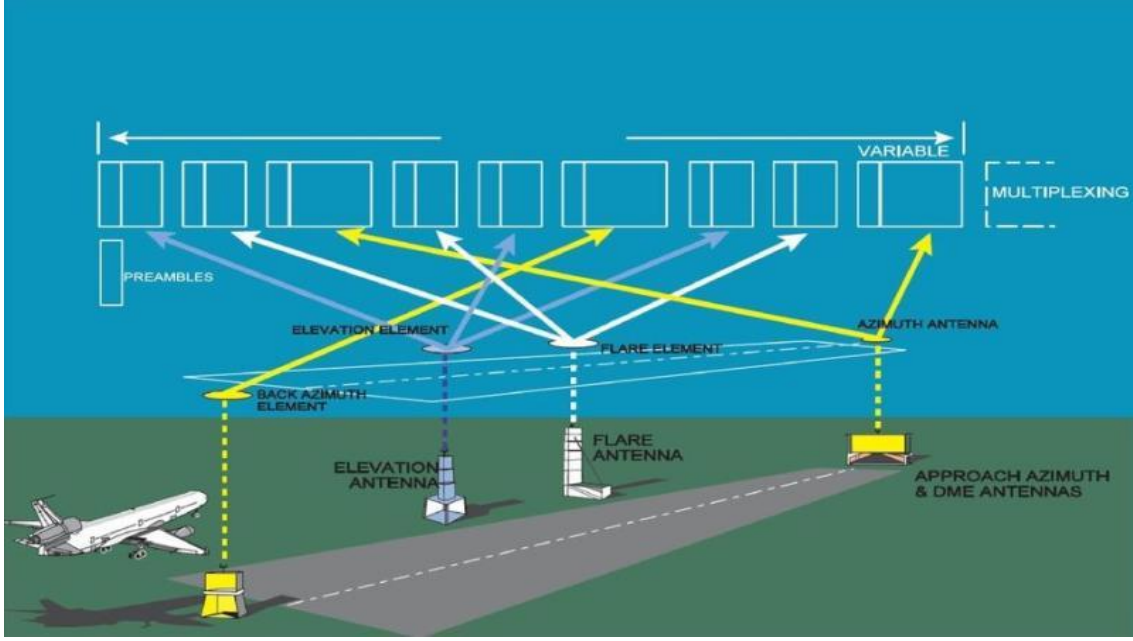
### 3. MLS SİSTEM TEMELLERİ

#### 3.1. MLS Genel Bilgileri

1938 yılından beri kullanımda olan ILS sisteminin yalnızca doğrudan yaklaşımlara izin vermesi, FM radyo broadcast istasyonları gibi sistemlerden kaynaklanan girişimlere açık olması, yalnızca 40 kanala sahip olması sebebiyle büyük havalimanlarında yetersiz kalması ve özellikle engebeli arazilerdeki uygulamalarda görülen düşük performans sebebiyle RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) 1967'de yeni bir iniş sistemi geliştirmek üzere özel bir komite oluşturmuştur. Yapılan çalışmalar sonunda 1974 yılında Tarama Huzmeleri (Scanning Beams) prensibine dayanan MLS, ICAO (International Civil Aviation Organization)'ya sunulmuştur. ICAO, 1978 yılında MLS'i uluslararası iniş sistemleri arasına almıştır [5].

MLS, kendisinden önce kullanımda olan ILS'ten tamamen farklı olarak engebeli ve yüksek binaların olduğu konumlarda aşamalı ve manevralı inişe imkan verir. Özellikle karıştırılmadığı sürece doğal girişim olasılığı zayıf olan C-Band (5031-5091 MHz)'da 300 kHz aralıklarla toplam 200 kanalı bulunan sistem, büyük hava alanlarında yetersiz kalan 40 kanallı ILS sisteminin bir başka eksikliğini daha gidermiştir [2,3,5].

Şekil 3.1'de havalanı pist yerleşimi gösterilen MLS sisteminin 3 ana bileşeni vardır. Bunlar: Yanca Tarama Huzmesi, Yükseliş Tarama Huzmesi ve Mesafe Ölçüm Ekipmanı (DME)'dir. Yataydaki ve süzülmedeki ayrışma bilgileri zaman referanslı tarama huzmeleri (TRSB) ile sağlanır. Ayrı bir aviyonik cihaz olan DME ise havaalanına olan uzaklık bilgisini sağlar [2,3,5].



Şekil 3.1. MLS Havaalanı Pist Yerleşimi [23]

ILS'teki frekans spektrumunda yapılan işlemlerden farklı olarak MLS'teki açısız sapma belirlemelerindeki işlemler zamanda (time domain) yapılır. Yatay ve dikey yönlerde iki ayrı Fan-Beam huzmesi belirli açı aralıklarında sırasıyla sağdan-sola ve yukarıdan-aşağıya belirli bir hızda elektronik olarak hareket ettirilir. Daha sonra aynı ışın soldan-sağa ve aşağıdan-yukarıya hareket ettirilir. Bu hareketler sırasında uçaktaki alıcının sinyali gördüğü iki farklı an arasındaki geçen zamandan sapma miktarı hesaplanır [2,3,5].

MLS'in çalışma prensibi düşünüldüğünde, sistemin hatalı çalışmasına sebep olacak en önemli etken, yer istasyonu ile uçak arasında anlık olarak giren hareketli ya da hareketsiz gölgeleyici cisimlerdir. Yüksek bir bina ya da havada bulunan bir başka uçak sebebiyle sinyal bir süre hiç alınmayabilir. Ancak daha tehlikeli olan, sinyalin böyle bir gölgeleyici cisimden bir yansıma yaparak uzun yoldan (multi-path) alıcıya ulaşmasıdır. MLS ayrışma hesapları TO-FRO tarama huzmeleri arasında geçen zamana göre yapıldığı için bu tip bir yansıma, arada geçen süreyi uzatıp ayrışma değerinde hatalara yol açacaktır [2,24].

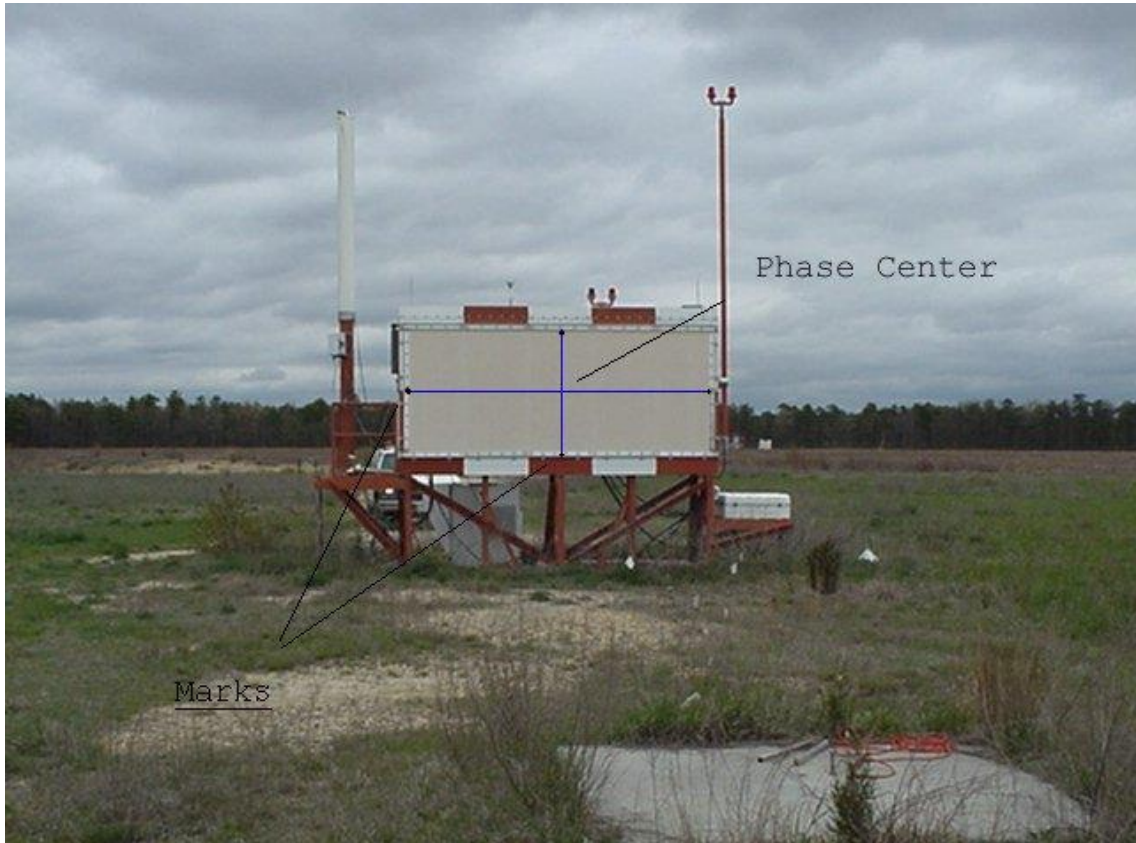
Ayrıca, sistemin çalıştığı frekans bandının aynı zamanda birçok radar sistemi tarafından da kullanıldığı düşünüldüğünde yakın frekansta çalışan radar sistemlerinin de sistemin çalışmasını etkileyebileceği öngörülebilir. Sistem darbe sinyalinin gidip gelme süresine göre işlem yaptığı için, yakın frekanstaki bir darbeleri radar sinyali alıcıda tespit edildiğinde TO-FRO sinyalleri arasındaki zaman farkı hatalı ölçülecek ve hatalı bir merkezden ayrışma açısı bilgisi elde edilecektir.



### 3.2. MLS Sinyali

MLS sinyali basit bir darbe sinyalidir. Sinyal herhangi bir bilgi içermemektedir. Standart darbe üretim yöntemleri ile oluşturulan sinyal hem yarıda (azimuth) hem de yükseliş düzleminde (elevation) yaklaşık 1°'lik huzme genişliğine sahip yarı ve yükseliş anten dizileri ile yayınlanır. Bu iki huzmeye 'Zaman Referanslı Tarama Huzmeleri' ismi verilir [2,3,5].

MLS Yarı Tarama Anteni ile yayınlanan yataydaki Yarı Tarama Huzmesi (Azimuth Scanning Beam) +40° açılarından -40° açısına kadar 1 milisaniyede (ms) 20° hareket edecek şekilde sağdan-sola doğru elektronik olarak hareket ettirilir, bu yönde yapılan harekete TO Tarama Huzmesi (TO Scanning Beam) adı verilir. -40° açısına ulaşıldığında sistem 0.2 ms boyunca bu açıda bekler. Bekleme süresinin ardından bu kez aynı ışın tam ters yönde -40°'den +40°'ye doğru hareket ettirilir, bu yönde yapılan harekete ise FRO Tarama Huzmesi (FRO Scanning Beam) adı verilir. Bir turun tamamlanması için geçen toplam süre 8.2 ms'dir. Bu sürenin 8 ms'lik kısmı TO ve FRO boyunca yapılan harekette geçerken; 0.2 ms'lik kısmı bekleme süresidir. MLS Yarı Tarama Anteni görseli Şekil 3.2'de verilmiştir [2,3,5,25,26,27].



Şekil 3.2. MLS Yarı Tarama Anteni [28]

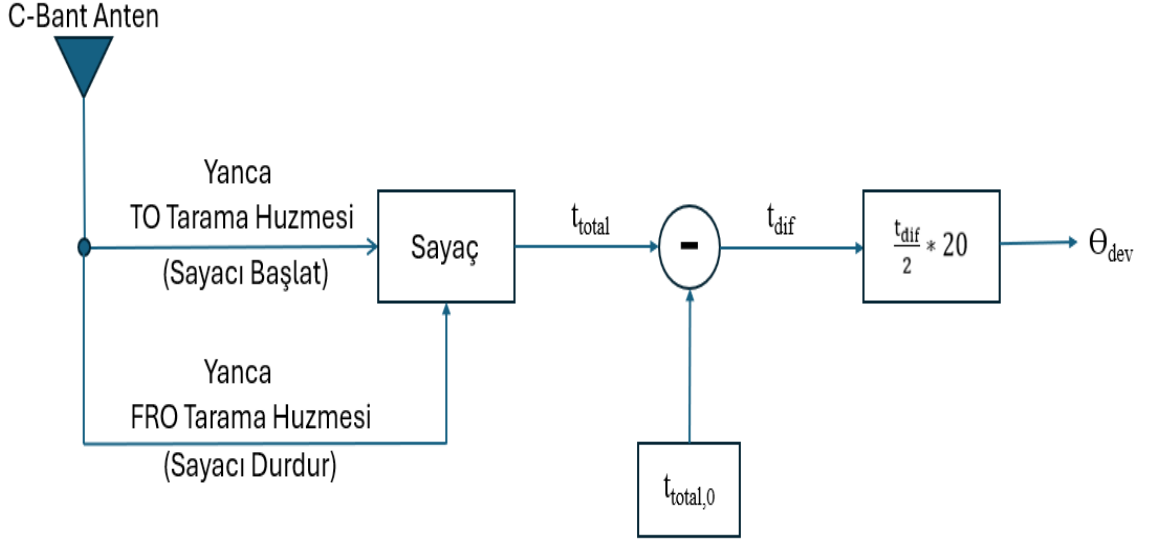
MLS Yükseliş Tarama Anteni ile yayınlanan dikey düzlemdeki Yükseliş Tarama Huzmesi (Elevation Scanning Beam) ise daha dar bir aralıkta  $2^\circ$  ile  $15^\circ$  arasında Yanca Tarama Huzmesi ile aynı şekilde 1 ms'de  $20^\circ$  ( $50 \mu\text{s}$ 'de  $1^\circ$ ) hareket ettirilir. Öncelikle üst sınır olan  $15^\circ$  noktasında  $2^\circ$  noktasına doğru ilerletilen Yükseliş Tarama Huzmesi, alt sınır olan  $2^\circ$  hizasına hareket ettirilir, bu yöndeki harekete TO Tarama Huzmesi adı verilir. Alt sınıra gelindiğinde huzme 0.2 ms bekletilir. Bu noktadan sonra  $2^\circ$ 'den  $15^\circ$ 'ye doğru hareket başlar. Bu yöndeki harekete de FRO Tarama Huzmesi ismi verilir.  $15^\circ$  hizasında FRO tarama huzmesi, dolayısıyla 1 tur tamamlanır. Bir tur için geçen süre 1.5 ms'dir. Bu sürenin 1.3 ms'lik kısmı TO ve FRO boyunca yapılan harekette geçerken; 0.2 ms'lik kısmı bekleme süresidir. MLS Yükseliş Tarama Anteni görseli Şekil 3.3'te verilmiştir [2,3,5,25,26,27].



Şekil 3.3. MLS Yükseliş Tarama Anteni [28]

### 3.3. MLS Sinyalinin Sezimlenmesi

MLS yer istasyonu tarafından gönderilen darbe sinyali herhangi bir bilgi içermediği için yapılan harekete göre bilgiyi oluşturmak tamamen uçaktaki MLS alıcısının görevidir. Öncelikle, uçaktaki MLS alıcısı iniş yapılacak pist için yayın yapan MLS kanal frekansına ayarlanır. Frekans ayarlama işleminden sonra yataydaki açısal sapmayı hesaplamak için Şekil 3.4'teki blok diyagramda gösterilen adımlar uygulanır.



Şekil 3.4. MLS Yanca Sapma ( $\Theta_{dev}$ ) Hesaplama Blok Diyagramı

Yanca TO Tarama Işını tespit edilene kadar herhangi işlem yapılmaz. TO Tarama Işını tespit edildikten sonra MLS alıcısında bir sayaç başlatılır. FRO Tarama Işını tespit edildiği anda bu sayaç durdurulur [2,3,27].

Sayaçın ölçtüğü toplam zaman  $t_{total}$  eşitlik (67)'de verilmiştir.

$$t_{total} = t_{FRO} - t_{TO} \quad (ms) \quad (67)$$

$t_{FRO}$ : FRO Tarama Işınının tespit edildiği zaman (ms)

$t_{TO}$  : TO Tarama Işınının tespit edildiği zaman (ms)

Bu noktadan sonra toplam sayaç süresi,  $t_{total}$  ile  $0^\circ$  noktasına karşılık gelen referans zaman değeri karşılaştırılır.  $0^\circ$  referans süre değeri hesaplanırken,  $0^\circ$  noktasında FRO ve TO Tarama Huzmeleri arasında geçecek zamanı hesaplamak gerekir.  $0^\circ$  noktasında TO Tarama Huzmesi görüldükten sonra ışın  $-40^\circ$  açısına kadar ilerleyecek ve bu noktada 0.2

ms bekleyecektir. Bekleme sonrasında  $0^\circ$  açısına geri dönmek için  $40^\circ$  pozitif yönde hareket yapılacaktır ve bu noktada sayaç duracaktır [2,3,26,27].

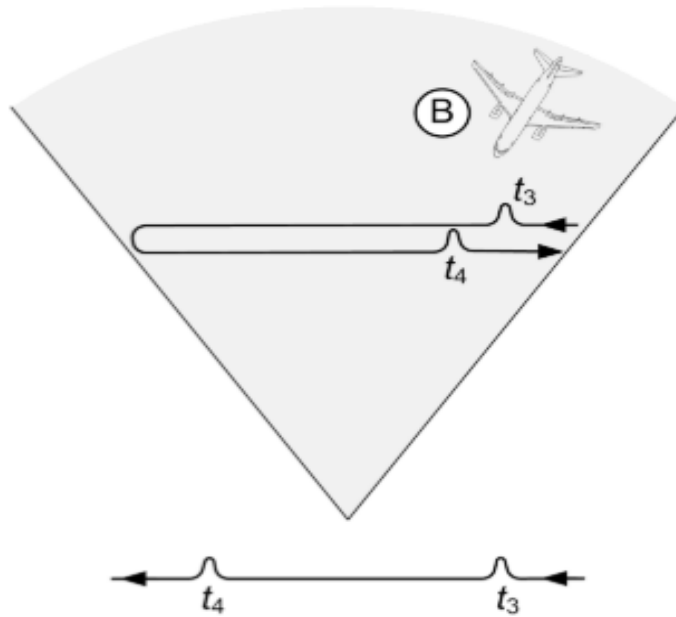
Toplam  $80$  derece hareket yapıldığı ve  $0.2$  ms bekleme yapıldığına göre;  $0^\circ$  noktasındaki bir uçak MLS alıcısının sayacında görülecek toplam zaman değeri,  $t_{total,0}$  eşitlik (68) ile hesaplanır.

$$t_{total,0} = \frac{40+40}{20^\circ} + 0.2 = 4.2 \text{ ms} \quad (68)$$

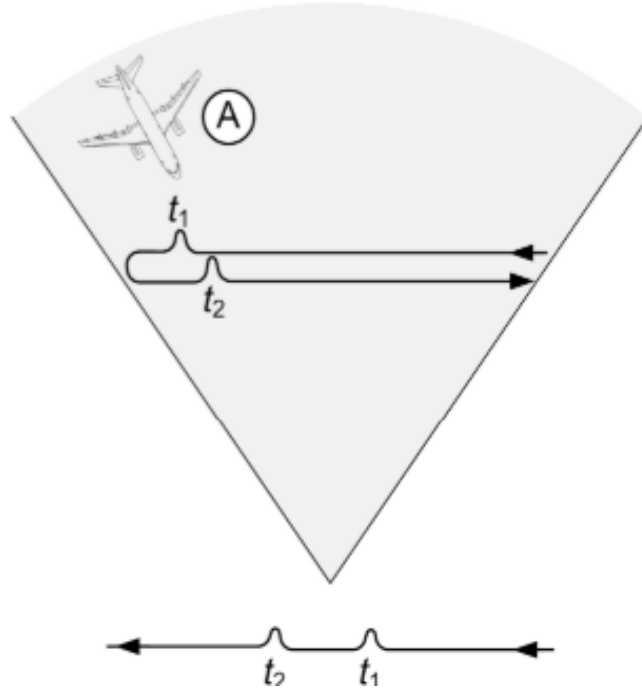
Toplam süreden  $0^\circ$  referans değeri çıkartıldıktan sonra elde edilen  $t_{dif}$  kullanılarak merkez çizgiden kaç derece sapıldığı,  $\theta_{dev}$  eşitlik (69)'daki formül ile hesaplanır.

$$\theta_{dev} = \frac{t_{dif}}{2} * 20 \quad (69)$$

Formüldeki  $\frac{1}{2}$  oranı, aynı açısal yolu hem TO hem FRO Tarama Huzmesi kat ettiği için kullanılır. Toplam kat edilen yolun yarısı gerçek açısal uzaklık bilgisini verir. Negatif açı değerlerinden pozitif değerlerine doğru ilerledikçe FRO ve TO tarama huzmeleri arasında geçen zaman giderek artar. Şekil 3.5'te pozitif açı değerleri alanında yer alan bir uçak; Şekil 3.6'da ise negatif açı değerleri alanında yer alan bir uçak için FRO ve TO huzmeleri arasında geçen süreler simgelenmiştir.



Şekil 3.5. Pozitif Açılı Alanında Yer Alan Bir Uçaktaki MLS Alıcısında FRO ve TO Darbeleri [3]



Şekil 3.6. Negatif Açılı Alanında Yer Alan Bir Uçaktaki MLS Alıcısında FRO ve TO Darbeleri [3]

Yukarıda verilen formül ile maksimum ve minimum sınır noktalarında doğrulama yapılabilir.

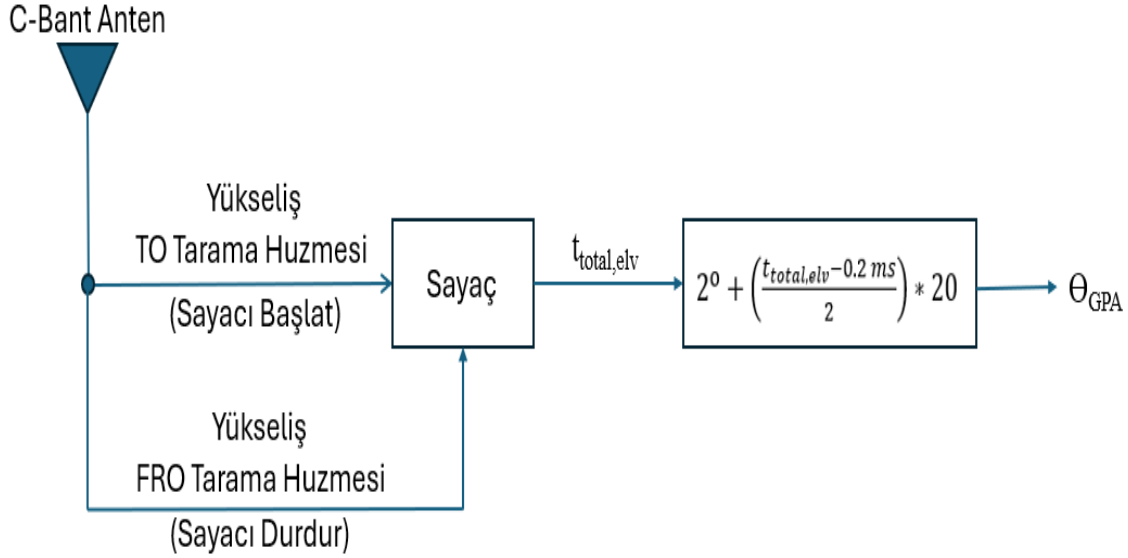
- Maksimum açı noktasında FRO ve TO huzmeleri arasında geçen süre  $t_{total} = 8.2$  ms'dir. Eşitlik (69)'daki formüle göre  $\Theta_{dev}$  aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\Theta_{dev} = [(8.2 - 4.2)/2] * 20 = 40^\circ$$

- Minimum açı noktasında FRO ve TO huzmeleri arasında geçen süre  $t_{total} = 0.2$  ms'dir. Eşitlik (69)'daki formüle göre  $\Theta_{dev}$  aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\Theta_{dev} = [(0.2 - 4.2)/2] * 20 = -40^\circ$$

Dikeyde anlık olarak hangi süzülme açısı doğrusu hizasında olduğunu hesaplamak için Şekil 3.7'deki blok diyagramda gösterilen adımlar uygulanır.



Şekil 3.7. MLS Yükseliş ( $\Theta_{GPA}$ ) Sapma Değerinin Hesaplanması Blok Diyagramı

Dikey düzlemdeki hesaplamalarda da yine FRO ve TO tarama huzmeleri arasında geçen süre ile aynı şekilde işlem yapılır. Ancak dikey yöndeki hesaplamaların sonucu sapma değerini değil; anlık olarak piste hangi açı değeri ile süzülme yapıldığı bilgisini verir. Piste hangi süzülme açısı (GPA) ile iniş yapmak isteniyorsa o değer MLS ile yakalanabilir. Farklı açılarla iniş yapabilme özelliği MLS'in ILS Glideslope'a karşı en büyük avantajlarından biridir. TO huzmesi minimum sınır olan  $2^\circ$  açısından sonra  $1.5^\circ$  gidecek ve bu noktada 0.2 ms bekleme yapacaktır. Aynı açı değeri kadar FRO huzmesi pozitif yönde ilerleyecektir. Yani toplam açısal hareket  $3^\circ$ 'dir. Anlık olarak  $3.5^\circ$  süzülme açısı hizasında bulunan bir uçak için  $t_{total,elv}$  değeri eşitlik (70)'de hesaplandığı gibi 0.35 ms'dir.

$$t_{total,elv} = \frac{1.5+1.5}{20} + 0.2 \text{ ms} = 0.35 \text{ ms} \quad (70)$$

Anlık olarak FRO ve TO huzmeleri arasında geçen süre  $t_{total,elv}$  olarak kaydedilirse, bu değere karşılık gelen anlık süzülme açı değeri  $\Theta_{GPA}$  eşitlik (71)'deki formül ile hesaplanır.

$$\Theta_{GPA} = 2^\circ + \left( \frac{t_{total,elv} - 0.2 \text{ ms}}{2} \right) * 20 \quad (71)$$

Formüldeki  $2^\circ$  değeri yükseliş tarama hızının minimum açı değerini temsil etmektedir;  $\frac{1}{2}$  oranı ise hem TO hem FRO hızı aynı yolu kat ettiği için kullanılır. Eşitlik (71)'de verilen formül ile maksimum ve minimum sınır noktalarında doğrulama yapılabilir.

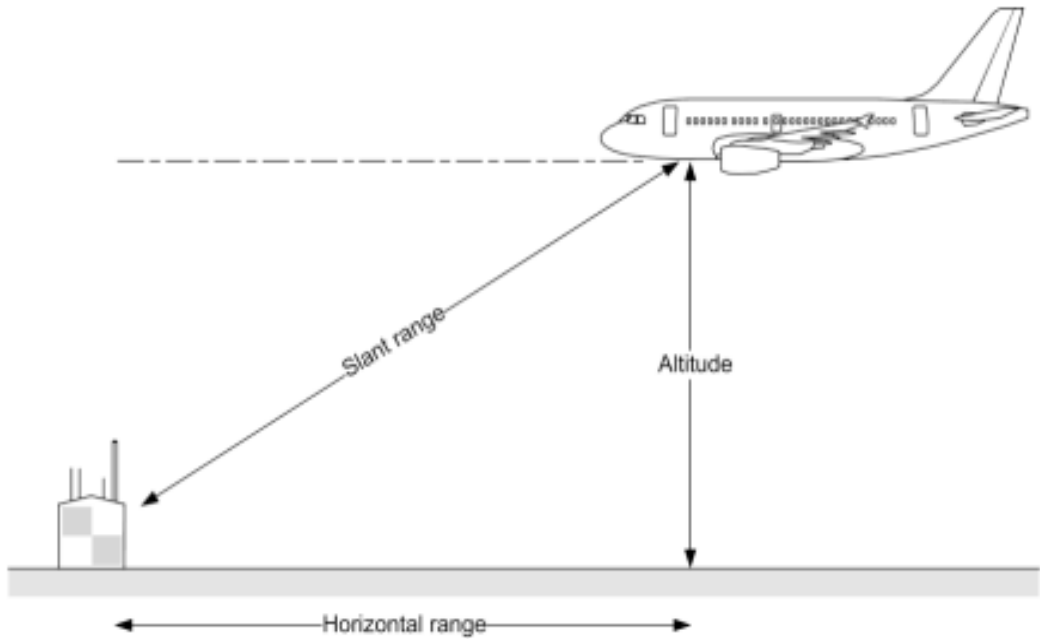
- Maksimum açı noktasında FRO ve TO hızları arasında geçen süre  $t_{total} = 1.5$  ms'dir. Eşitlik (71)'deki formül kullanılarak  $\Theta_{GPA}$  aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\Theta_{GPA} = 2 + [(1.5 - 0.2)/2] * 20 = 2 + 13 = 15^\circ$$

- Minimum açı noktasında FRO ve TO hızları arasında geçen süre  $t_{total} = 0.2$  ms'dir. Eşitlik (71)'deki formül kullanılarak  $\Theta_{GPA}$  aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\Theta_{GPA} = 2 + [(0.2 - 0.2)/2] * 20 = 2 + 0 = 2^\circ$$

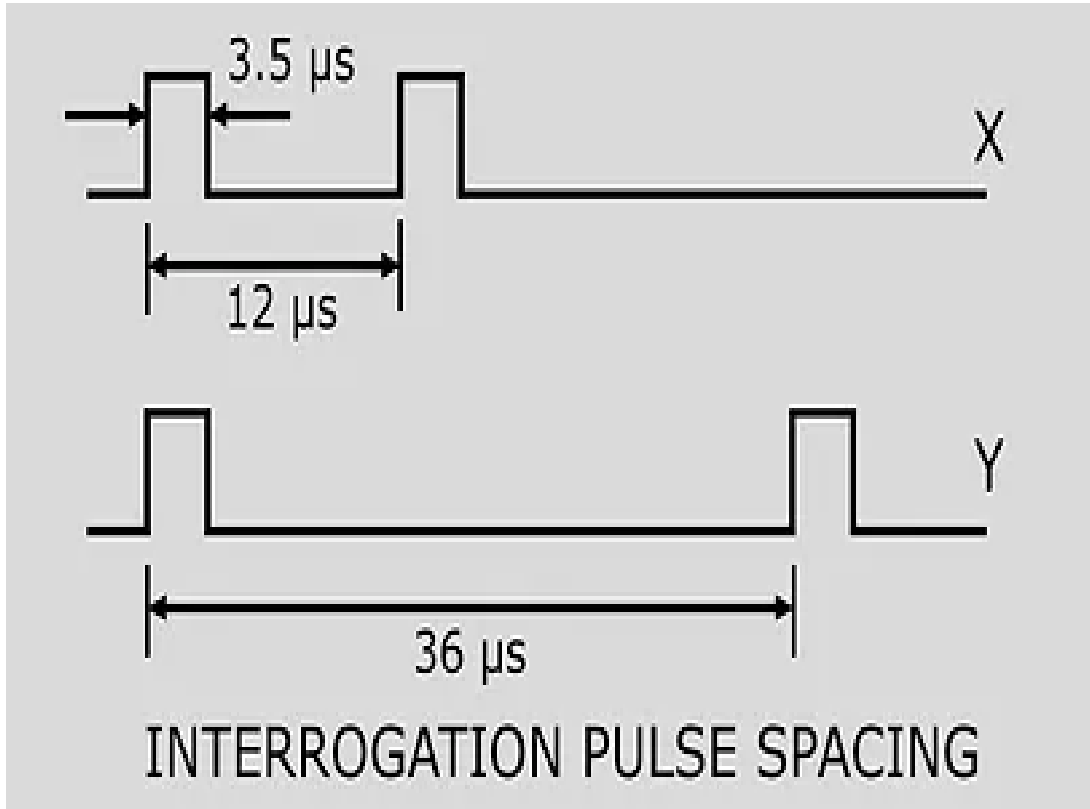
MLS sistemi piste olan uzaklık bilgisini almak üzere bir başka aviyonik navigasyon sistemi olan DME ile birlikte çalışır. DME, hava aracının, yer istasyonuna olan doğrudan uzaklık (slant range) bilgisini sağlar. Yani elde edilen doğrudan uzaklık bilgisi, Şekil 3.8'de görüldüğü gibi uçağın anlık yüksekliği ve DME yer istasyonuna olan yatay uzaklığının bileşkesidir [3].



Şekil 3.8. DME Direkt Uzaklık (Slant Range) Gösterimi [3]

DME sistemi, L-Band (962-1213 MHz)'de çalışır. Her MLS kanalı bir DME kanalı ile eşleştirilmiştir. Dolayısıyla uçaktaki MLS alıcısında bir MLS kanalı seçildiğinde eşlenmiş olduğu DME kanalı da seçilmiş olur [29,30].

DME, 'secondary radar' prensibi ile yer istasyonuna olan uzaklık bilgisini sağlar. Bu prensibe göre yerdeki istasyona sorgu (interrogate) sinyalinin gönderileceği frekans bellidir. Yer istasyonunun sorgu beklediği frekansta X ya da Y sorgu darbe çiftleri (pulse pair) yayınlanır. X ve Y sorgu sinyalleri aynı frekanstan yayınlanır. X ve Y sorgu sinyalleri arasındaki tek fark darbe çiftleri arasındaki boşluk (pulse spacing) süresidir. Şekil 3.9'da görüldüğü gibi X sorgu darbeleri arasında  $12\mu s$  boşluk varken; Y sorgu darbeleri arasında bu değer  $36\mu s$ 'dir [3,30].



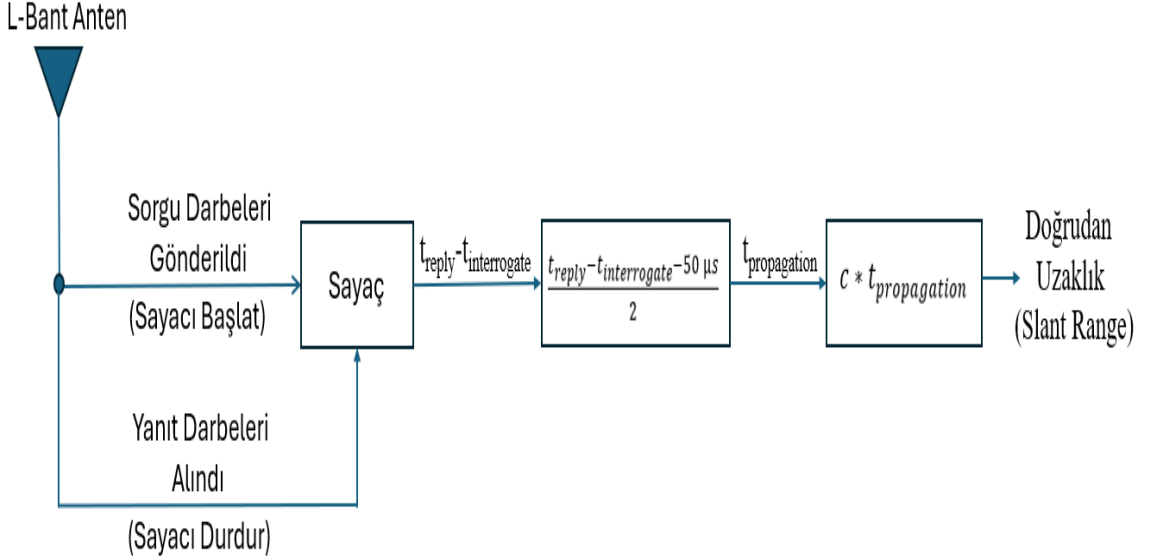
Şekil 3.9. X ve Y Sorgu Sinyalleri Karşılaştırması [31]

Yer istasyonu sorgu sinyalini aldıktan  $50\ \mu s$  sonra eğer sorgu bir X kanal sorgusuyorsa  $63\ \text{MHz}$  aşağısındaki frekanstan (Y kanal sorgusuyorsa  $63\ \text{MHz}$  yukarıdaki frekanstan) yanıt (reply) sinyalini yayımlar. Örneği 1X ve 1Y kanallarının her ikisi için iletim (Transmit) frekansı  $1025\ \text{MHz}$ 'dir. Ancak aynı frekanstan yapılan bu iki sorgu için yer istasyonu



tarafından üretilen 1X yanıt sinyalinin frekansı 962 MHz; 1Y yanıt sinyalinin frekansı ise 1088 MHz'dir [3,30].

Uçaktaki DME alıcısı, Şekil 3.10'daki blok diyagramdaki adımları uygulayarak yerdeki DME istasyonuna olan direkt uzaklık bilgisini hesaplar.



Şekil 3.10. DME Doğrudan Uzaklık (Slant Range) Hesaplaması Blok Diyagramı

Sorgu sinyalinin gönderildiği zaman ile yanıt sinyalinin alındığı zaman arasındaki farktan  $50 \mu s$ 'lik yanıt sinyali üretim süresini çıkartarak toplam yayılım süresini hesaplar. Bu süre gidiş-geliş süresi olduğuna göre bu sürenin yarısı uçak ile yer istasyonu arasında sinyalin gidiş süresini gösterir. Toplam yayılma süresi eşitlik (72)'de formülize edilmiştir.

$$t_{propagation} = \frac{t_{reply} - t_{interrogate} - 50 \mu s}{2} \quad (72)$$

Bu sinyalin ışık hızı ile hareket ettiği bilindiğine göre ışık hızı ile toplam yayılma süresi çarpılarak uçak ile DME yer istasyonu arasındaki mesafe eşitlik (73)'de gösterildiği gibi hesaplanır.

$$Slant Range = c * t_{propagation} \quad (73)$$

c: Işık Hızı ( $3 \cdot 10^8$  m/s) olarak alınır.

DME'den elde edilen mesafe bilgisi MLS Tarama Huzmeleri (scanning beams) yardımıyla elde edilen Yanca ve Yükseliş sapmaları ile birleştirilerek üç boyutlu konum

bilgisi sağlanır. Uçaktaki MLS alıcısı bu sapmaları minimal düzeyde tutarak ve DME'den gelen havaalanı pistine olan mesafe bilgisi devamlı kontrol ederek doğrudan, manevralı ya da aşamalı (segmented) yaklaşma ve iniş işlemini gerçekleştirir.

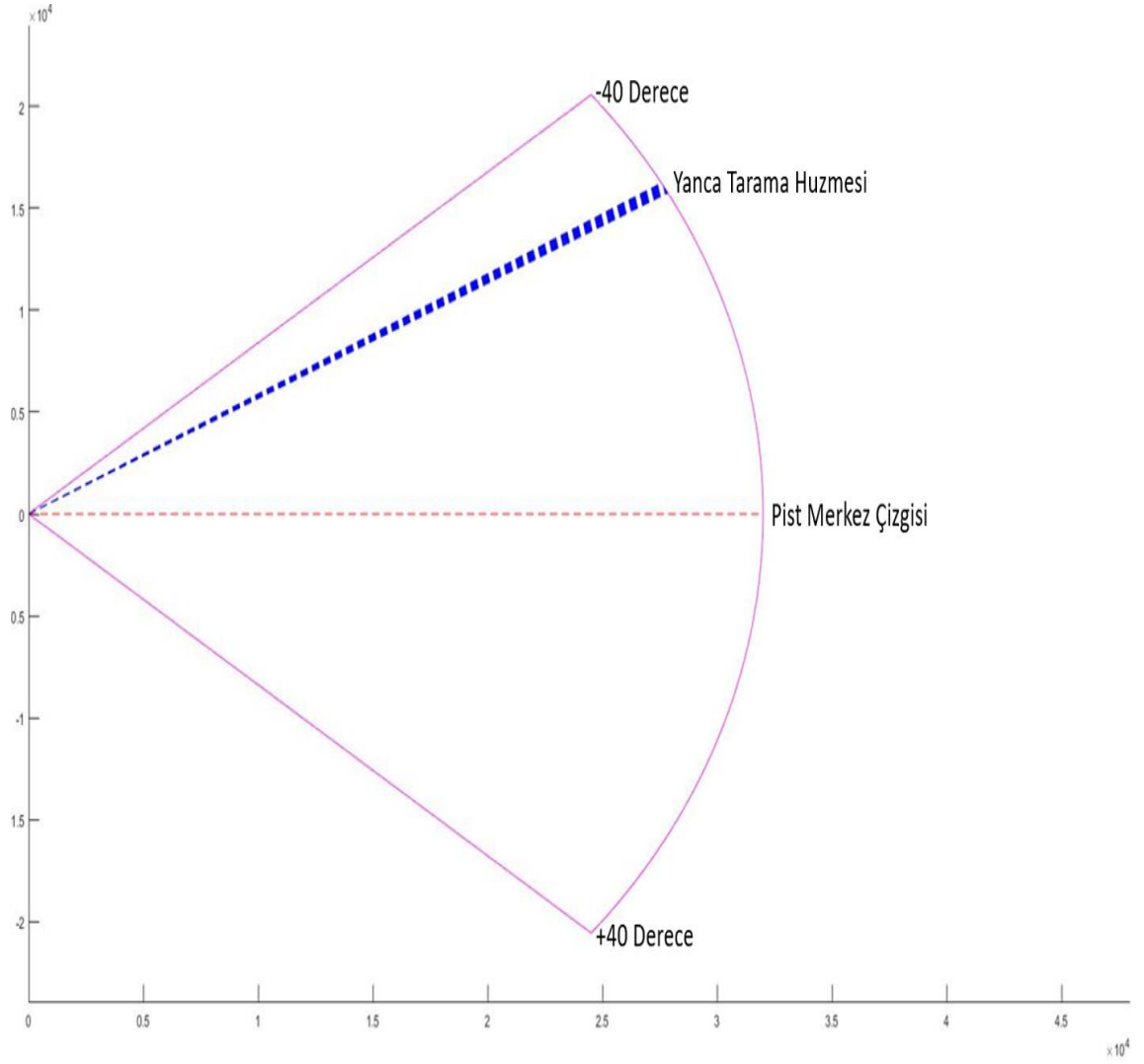
Aşamalı yaklaşımlarda (segmented approach) merkez çizgisi ( $0^\circ$ ) dışındaki açılara belirli mesafeler uçmak üzere birkaç nokta seçilir ve bu noktalar takip edilir. Mesafe kontrolleri DME ile sağlanır. Bu noktaları takip ettikten sonra piste  $0^\circ$  sapma ile doğrudan iniş yapılabilecek konuma ulaşılır ve iniş prosedürü başlar. Bu noktaları hesaplamak ve devamlı olarak bu noktaları değiştirmek pilot için ciddi bir iş yükü olacağı için tüm bu yaklaşma noktaları Flight Management System (FMS)'e uçuş öncesi yüklemek gerekir. FMS yaklaşma prosedürü sırasında otomatik olarak bu noktalar arasında sırasıyla seçimi sağlar [32].

### **3.4. MLS Verisinin Oluşturulması ve Analizi**

#### **3.4.1. MLS Verisinin Oluşturulması**

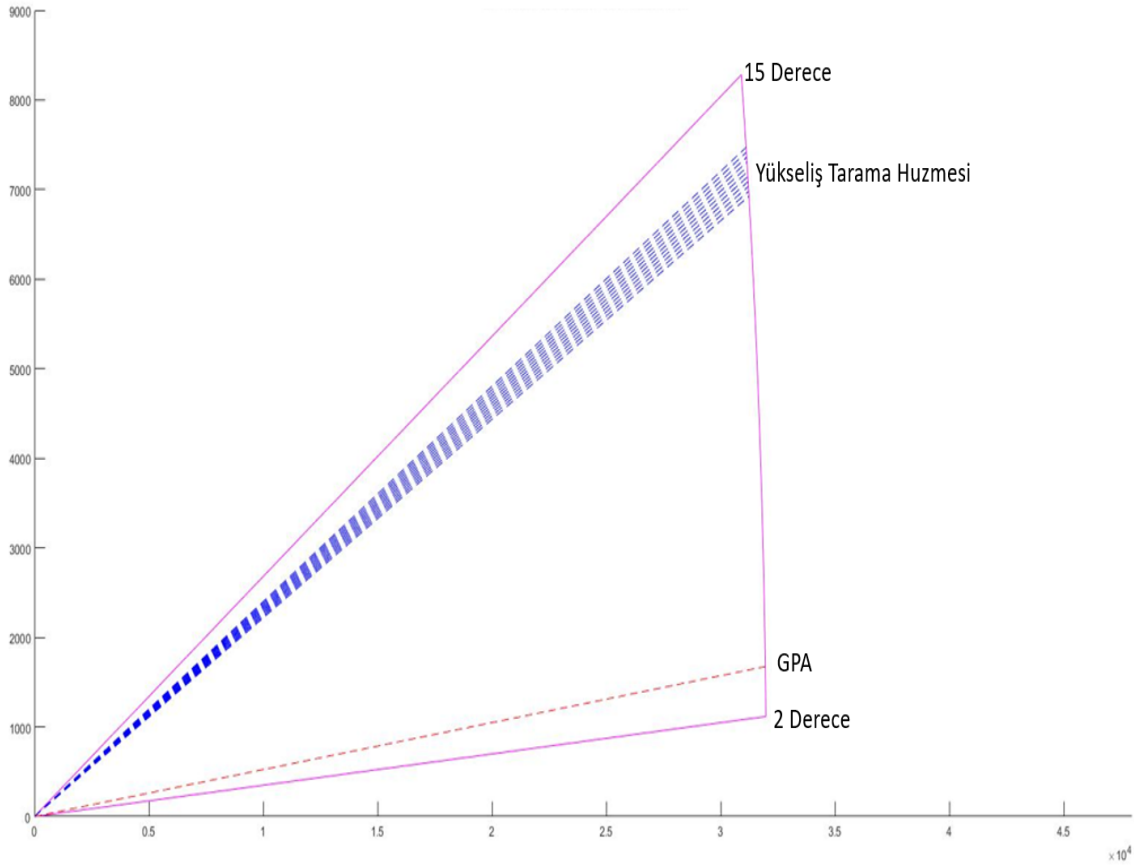
Bu tez kapsamında, MLS sisteminden sağlanan verileri kullanarak otomatik olarak iniş yapabilen bir algoritma geliştirilmesi planlanmıştır. Bu işlemin ilk adımı, MLS Yanca ve MLS Yükseliş tarama huzmelerini sistemin sınır açıları arasında hareket ettirecek bir döngü geliştirmektir.

Yatay düzlemde uçağa piste hangi açı ile yaklaşıldığı bilgisini vermek üzere Şekil 3.11'de gösterildiği gibi mavi renk ile gösterilen Yanca Tarama Işını, MLS'in sınır değerleri olan  $\pm 40^\circ$  arasında  $50\mu s$ 'de  $1^\circ$  ilerleyecek şekilde hareket ettirilir.  $-40^\circ$  noktasına ulaşıldığında  $0.2$  ms boyunca bu noktada beklenir, daha sonra ters yönde aynı hızla  $+40^\circ$  noktasına ulaşana kadar hareket ettirilir. Sistemin bir turu tamamlaması için geçen süre, yani periyodu  $8.2$  ms'dir.



Şekil 3.11. MLS Yanca Anteninin Kapsama Alanı

Dikey düzlemde uçağa piste hangi açı ile yaklaşıldığı bilgisini vermek üzere Şekil 3.12’de gösterildiği gibi mavi renk ile gösterilen Yükseliş Tarama Huzmesi, MLS’in sınır değerleri olan  $2^\circ$  ve  $15^\circ$  arasında  $50\mu\text{s}$ ’de  $1^\circ$  ilerleyecek şekilde hareket ettirilir.  $2^\circ$  noktasına ulaşıldığında 0.2 ms boyunca bu noktada beklenir, daha sonra ters yönde aynı hızla  $15^\circ$  noktasına ulaşana kadar hareket ettirilir. Sistemin bir turu tamamlaması için geçen süre, yani periyodu 1.5 ms’dir.



Şekil 3.12. MLS Yükseliş Anteninin Kapsamı Alanı

### 3.4.2. MLS Verisinin Analizi

Y-ekseninde elektronik olarak hareket ettirilen MLS yanca anteninin merkez bakış açısı ile uçağın MLS antenine göre (x,y) ayrışma açısı (bearing) eşit olduğu durumda tarama huzmesi uçağın üzerinde demektir. Bu aşamada herhangi bir demodülasyon işlemi yapılmaz. Basit bir darbe sinyali olarak yayınlanan MLS sinyali, y ekseninde sağdan-sola hareket ettirilirken uçaktaki MLS alıcısında tespit edildiği anda algoritmada anlık zaman bilgisi ms cinsinden  $t_{TO}$  olarak kaydedilir. Daha sonra anten huzmesi soldan-sağa hareket ederken uçağın MLS anteni ile ayrışma açısı ile anlık huzme asal ekseninin bir kez daha eşit olduğu zaman değeri  $t_{FRO}$  olarak kaydedilir. Daha sonra bu iki zaman referansı arasındaki fark  $t_{total}$  olarak kaydedilir.

Pist merkez çizgisi hizasında yani  $0^{\circ}$ 'de bulunan bir uçağın FRO ve TO tarama huzmelerini aldığı zamanlar arasındaki fark değeri bilgisi uçaktaki MLS alıcısında tarafından bilinmektedir. Bu değer  $t_{total,0} = 4.2 \text{ ms}$ 'dir. Dolayısıyla bu değeri referans alıp anlık  $t_{total}$  değeri ile karşılaştırarak merkez çizgiden sapma açısı hesaplanır.

Toplam süre  $t_{total}$ 'den  $0^\circ$  referans değeri  $t_{total,0}$  çıkartıldıktan sonra bu fark değeri gidiş-geliş toplam süresine karşılık geleceği için 2'ye bölünür. 1ms'de huzme  $20^\circ$  hareket ettiğine göre toplam kaç derece sapıldığı,  $\Theta_{dev}$  eşitlik (69)'daki formül ile hesaplanır.

Z-ekseninde elektronik olarak hareket ettirilen MLS yükseliş anteninin merkez bakış açısı ile uçağın MLS antenine göre (x,z) ayrışma açısı (bearing) eşit olduğu durumda tarama ışını uçağın üzerinde demektir. Bu aşamada herhangi bir düzeltme işlemi yapılmaz. Basit bir darbe (pulse) sinyali olarak yayınlanan MLS sinyali, z ekseninde yukarıdan-aşağıya hareket ettirilirken uçaktaki MLS alıcısında tespit edildiği anda algoritmada anlık zaman bilgisi ms cinsinden  $t_{TO,elv}$  olarak kaydedilir. Daha sonra anten huzmesi aşağıdan-yukarıya hareket ederken uçağın MLS anteni ile ayrışma açısı ile anlık huzme asal ekseninin bir kez daha eşit olduğu zaman değeri  $t_{FRO,elv}$  olarak kaydedilir. Daha sonra bu iki zaman referansı arasındaki fark  $t_{total,elv}$  olarak kaydedilir.

İdeal süzülme açısı (GPA) hizasında yani  $3^\circ$ 'de bulunan bir uçağın FRO ve TO tarama huzmelerini aldığı zamanlar arasındaki fark değeri bilgisi uçaktaki MLS alıcısında tarafından bilinmektedir. Bu değer  $t_{total3,elv} = 0.3$  ms'dir. Dolayısıyla bu değeri referans alıp anlık  $t_{total,elv}$  değeri ile karşılaştırarak ideal süzülme açısı doğrusundan sapma açısı hesaplanır.

Toplam süre  $t_{total,elv}$ 'den  $3^\circ$  referans değeri  $t_{total3,elv}$  çıkartıldıktan sonra bu fark değeri gidiş-geliş toplam süresine karşılık geleceği için 2'ye bölünür. 1ms'de huzme  $20^\circ$  hareket ettiğine göre toplam kaç derece sapıldığı,  $\Theta_{dev,elv}$  eşitlik (74)'teki formül ile hesaplanır.

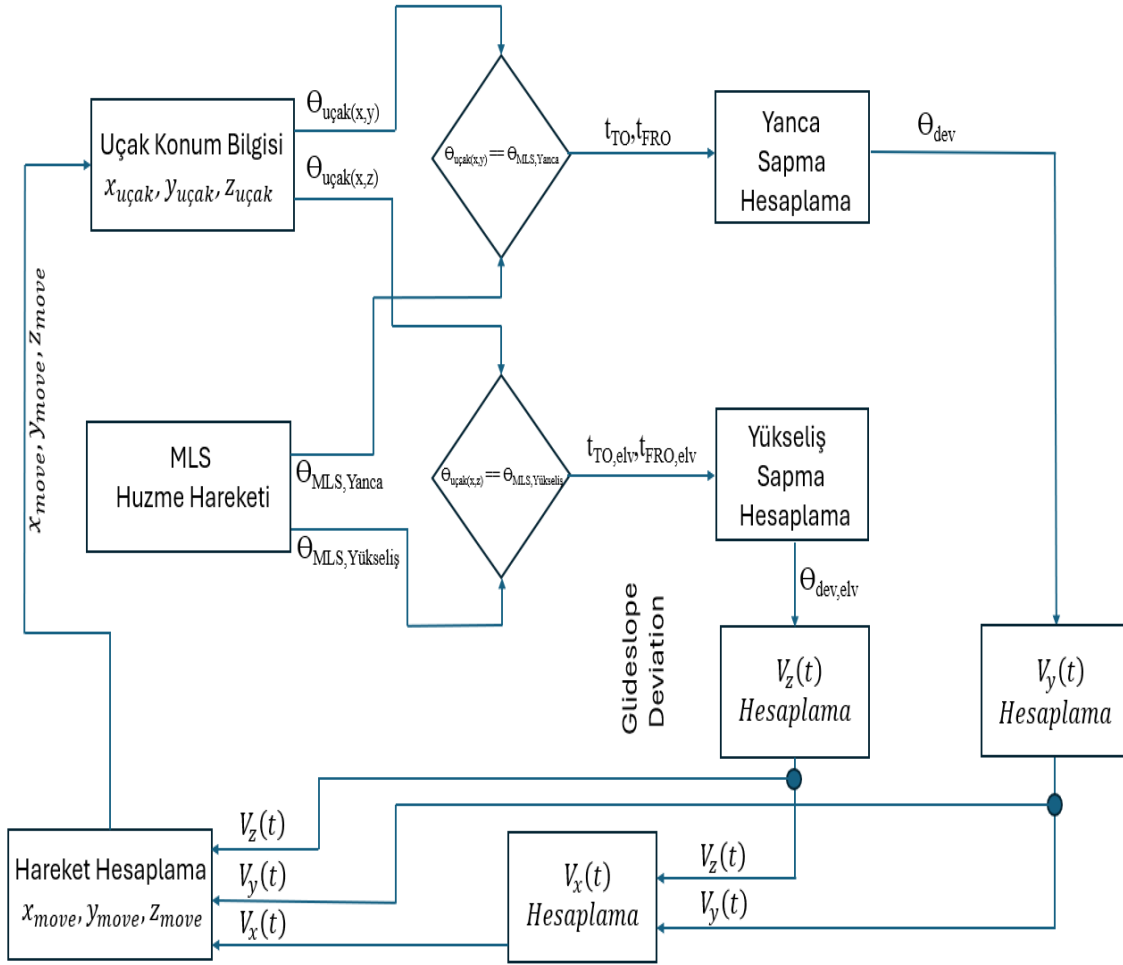
$$\theta_{dev,elv} = \frac{t_{total,elv} - t_{total3,elv}}{2} * 20 \quad (74)$$

### 3.4.3. MLS Otopilot Algoritması

#### 3.4.3.1. MLS Otopilot Algoritmasının Çalışma Prensibi

MLS otopilot algoritmasının çalışması için sisteme öncelikle uçağın üç boyuttaki ilk konum bilgisi (x,y,z) ve yatay eksenindeki hız bilgisi  $V_x$  girilir. Uçaklar yaklaşma sürecinden piste dokunana kadar sabit kabul edilebilecek bir hızda süzülme hareketi yaparlar. Bu hız değeri bir yolcu uçağı için 150-165 mph aralığındadır. Bu değer aralığı, yaklaşık olarak 240-265 km/s'e karşılık gelir. Hesaplamalar saniye cinsinden yapılacağı için bu değerleri m/s cinsinden dönüştürmek yararlı olacaktır. Minimum değer olarak belirtilen 240 km/saat, 66.7 m/s'e denk gelir. Tez kapsamında yatay yöndeki hız vektörü

$V_x = 70$  m/s olarak belirlenmiştir. Diğer eksenlerdeki ilk hız değerleri  $V_y = 0$  ve  $V_z = 0$  olarak belirlenmiştir. Otopilot algoritmasının çalışmasında Şekil 3.13'teki blok diyagramdaki adımlar takip edilir.



Şekil 3.13. MLS Otopilot Algoritması Blok Diyagramı

Yanca tarama huzmesi ile elde edilen sapma değerinin büyüklüğüne göre belirlenen z eksenindeki hız vektörü  $V_y$ , y eksenindeki sapmaları mümkün olduğunca 0'a yaklaştırır. MLS yanca sapma değeri, merkezden en fazla  $40^\circ$  derece sağa veya sola sapabilir. Sapma değerinin mutlak değeri  $40^\circ$ 'ye ne kadar yakınsa y yönündeki hız vektörü  $V_y$ , bu sapmayı desteklemek için aynı oranda büyük olarak tanımlanır. Sapma miktarı  $0^\circ$ 'ye yaklaştıkça  $V_y = 0$ 'a yaklaşır,  $0^\circ$ 'nin yakalandığı anda  $V_y = 0$  olarak tanımlanır.

Eş zamanlı olarak Yükseliş tarama ışınları ile elde edilen sapma değerinin büyüklüğüne göre z eksenindeki hız vektörü  $V_z$ , z eksenindeki  $3^\circ$ 'lik ideal süzülme açısı doğrularından minimum sapmayı sağlar. Yükseliş sapma açısı, ideal süzülme açısı olan  $3^\circ$ 'den en fazla

12° sapabilir. Sapma açısı 12°'ye ne kadar yakınsa tanımlanacak hız vektörünün büyüklüğü o kadar büyük olacaktır. İdeal süzülme açısı doğrusu yakalandığında  $V_z = 0$  olarak tanımlanacaktır.

Tanımlananan y eksenindeki hız değeri  $V_y$  ve z eksenindeki hız değeri  $V_z$ 'ye göre birim zamanda yapılan hareket miktarları  $y_{move}$  ve  $z_{move}$  hesaplanır. X eksenini doğrultusundaki hız sabit kabul edildiği için  $x_{move}$  da  $V_x$ 'e göre hesaplanır. Hesaplanan hareket değerleri döngüde anlık konum verisinden çıkartılarak, uçağın yeni konumu ( $x_{uçak}$ ,  $y_{uçak}$ ,  $z_{uçak}$ ) belirlenir. Daha sonra tekrar yeni konuma göre açı belirlemeleri yapılarak döngü kendini tekrar eder.

### 3.4.3.2. MLS Yaklaşma Simülasyonları

Algoritmada senaryo tanımlamak için girilmesi gereken değerler uçağın ilk konum bilgileri  $x_{uçak}$ ,  $y_{uçak}$  ve  $z_{uçak}$ 'tır. Senaryo tamamlandığında uçağın son konumu pist merkez çizgisine olabildiği kadar yakın olmalı ve uçak iniş yaparken pist için tanımlanan 3°'lik ideal süzülme açısını bir noktada yakalamış ve bu doğruyu takip etmiş olmalıdır.

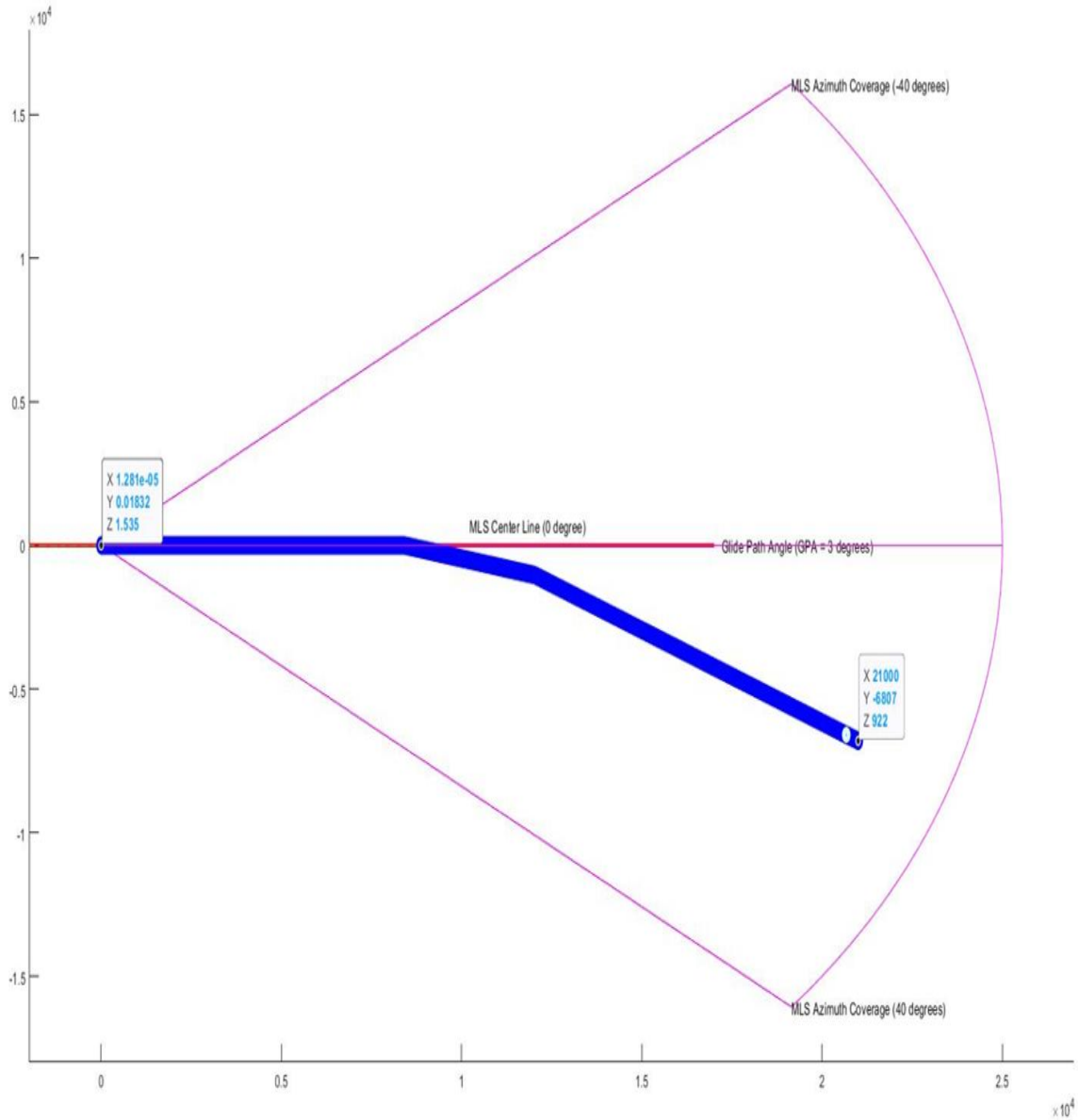
#### Senaryo 1

(x,y,z) eksenlerindeki ilk konum bilgileri ( $x_{uçak} = 21000$ ,  $y_{uçak} = -6807$ ,  $z_{uçak} = 922$ ) olarak verilen bir uçağın, ilk konum bilgilerine bakılarak Yanca tarama ışınları ile yapılması gereken konum doğrulamasının yaklaşık 6807 metre olduğu görülür. Yükseliş anteninin x eksenindeki konumu 1000m noktasında belirlendiğine göre 21000m (21km) noktasında ideal süzülme açısı (GPA) doğrusunun z eksenindeki koordinatı:

$$z_{GPA} = \tan(3^\circ) * (21000 - 1000) = 1048.16 \text{ m olarak hesaplanır.}$$

Dolayısıyla ilk konumda uçak ideal süzülme açısı doğrusundan  $1048.16 - 922 = 126.16$  metre daha aşağıdadır. Dolayısıyla yukarı yönlü hareket tanımlanarak ideal çizginin yakalanması sağlanacaktır.

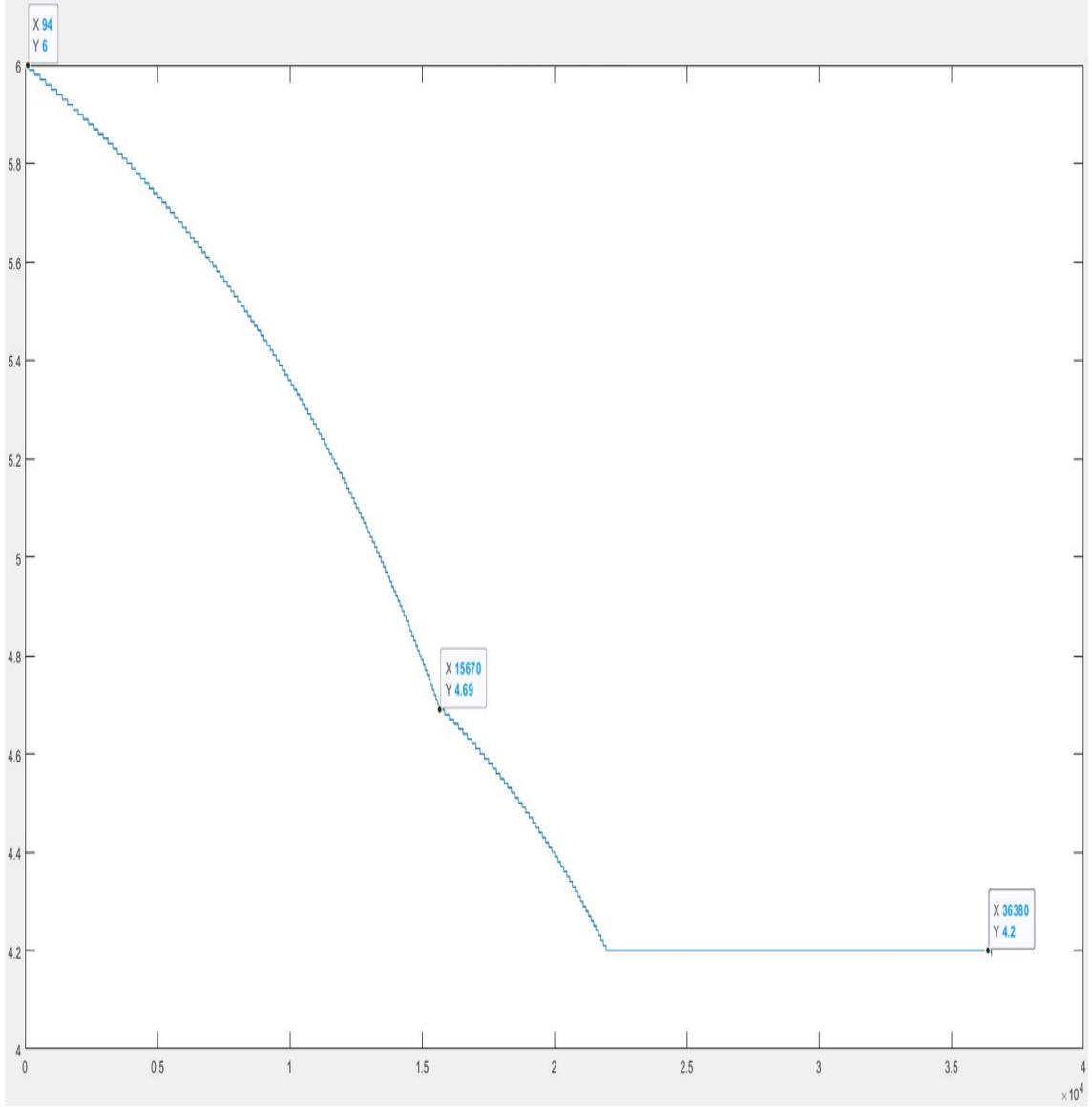
Şekil 3.14'te yanca tarama huzmesinden elde edilen verilerle yatay doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. İlk konumu pozitif açı değerleri (pistin sağ tarafı) tarafında bulunan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile merkeze yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan açısal sapma değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; daha basit düzeltmelerle merkez çizgiye çok yakın bir iniş yapılmıştır.



Şekil 3.14. Senaryo 1 – Uçağın Yatay Düzlemde Takip Ettiği Yol

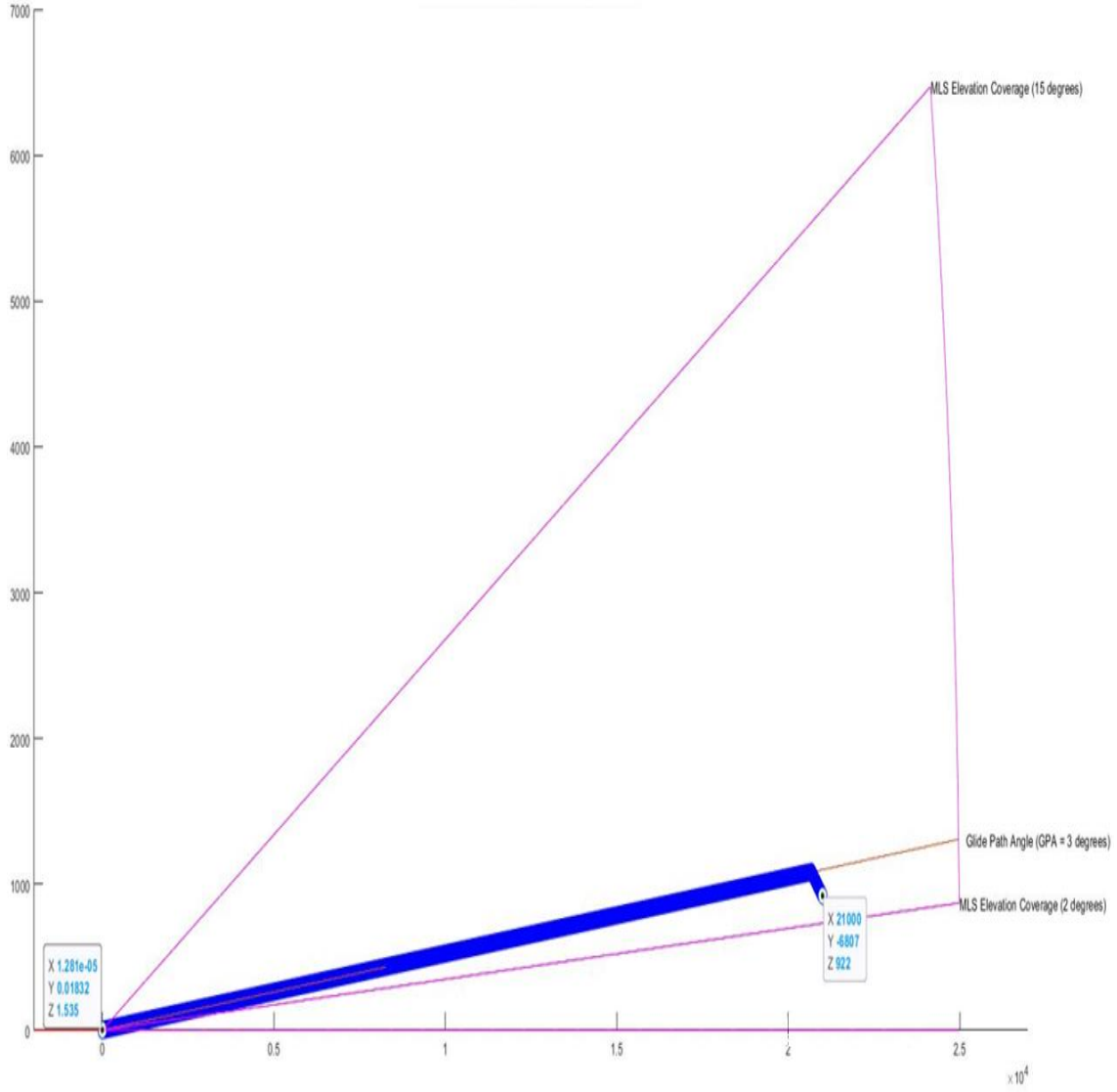
Şekil 3.15’te yapılan hareket boyunca uçaktaki MLS alıcısında hesaplanan TO-FRO tarama huzmeleri arasındaki farklar gösterilmiştir. Görüldüğü gibi en başta büyük bir sapma olduğu için otopilot algoritması tarafından merkeze doğru keskin bir hız vektörü tanımlanmıştır. Açısal sapma miktarı azaldıkça tanımlanan hız vektörünün keskinliği azaldığı için görseldeki zaman sapmaları eğrisinin eğimi bir miktar değişmiştir. TO-FRO tarama huzmeleri arasında geçen zaman giderek 0’ye karşılık gelen 4.2 ms’e yaklaşmaktadır. Bu değere ulaşıldıktan sonra büyük sapmalar görülmemiştir.





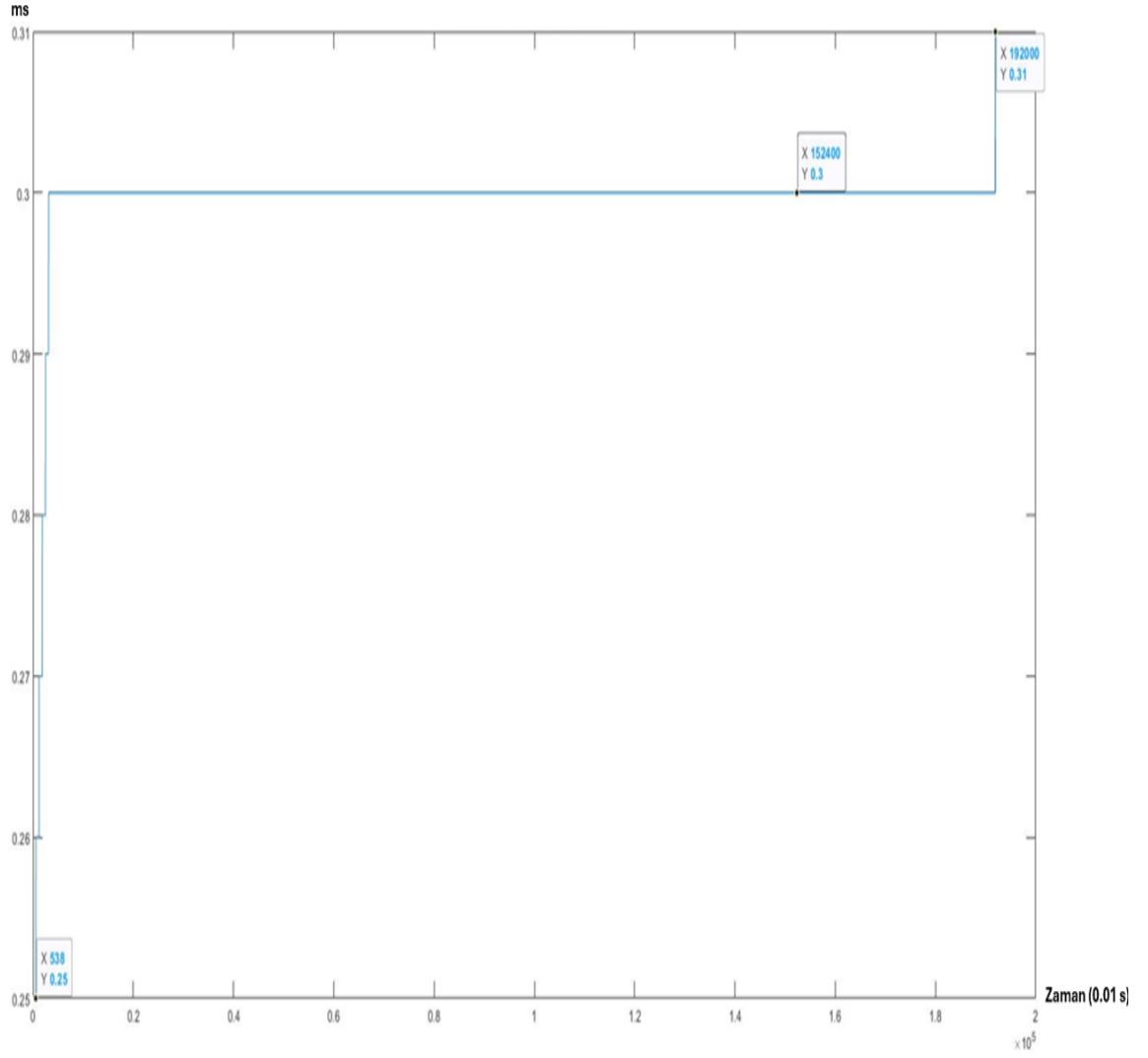
Şekil 3.15. Senaryo 1 - Hareket Boyunca MLS Yanca TO-FRO Tarama Huzmeleri Arasındaki Süreler

Şekil 3.16’da MLS Yükseliş tarama huzmeleri ile elde edilen verilerle dikey doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. Beklendiği gibi, ilk konumu ideal süzülme açısının aşağısında bulunan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile ideal süzülme açısı doğrusuna yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan sapma değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; uçak ideal süzülme açısı doğrusunu yakalamış ve inişe kadar bu doğrudan sapmamıştır.



Şekil 3.16. Senaryo 1 - Uçağın Dikey Eksende Takip Ettiği Yol

Şekil 3.17’de yapılan hareket boyunca uçaktaki MLS alıcısında hesaplanan yükseliş TO-FRO tarama huzmeleri arasındaki farklar gösterilmiştir. Görüldüğü gibi TO-FRO tarama ışınları arasında geçen zaman giderek 3°’ye karşılık gelen 0.3 ms’e yaklaşmaktadır. Bu değere ulaşıldıktan sonra büyük sapmalar görülmemiştir.



Şekil 3.17. Senaryo 1 - Hareket Boyunca MLS Yükseliş Tarama Huzmeleri Arasındaki Süreler

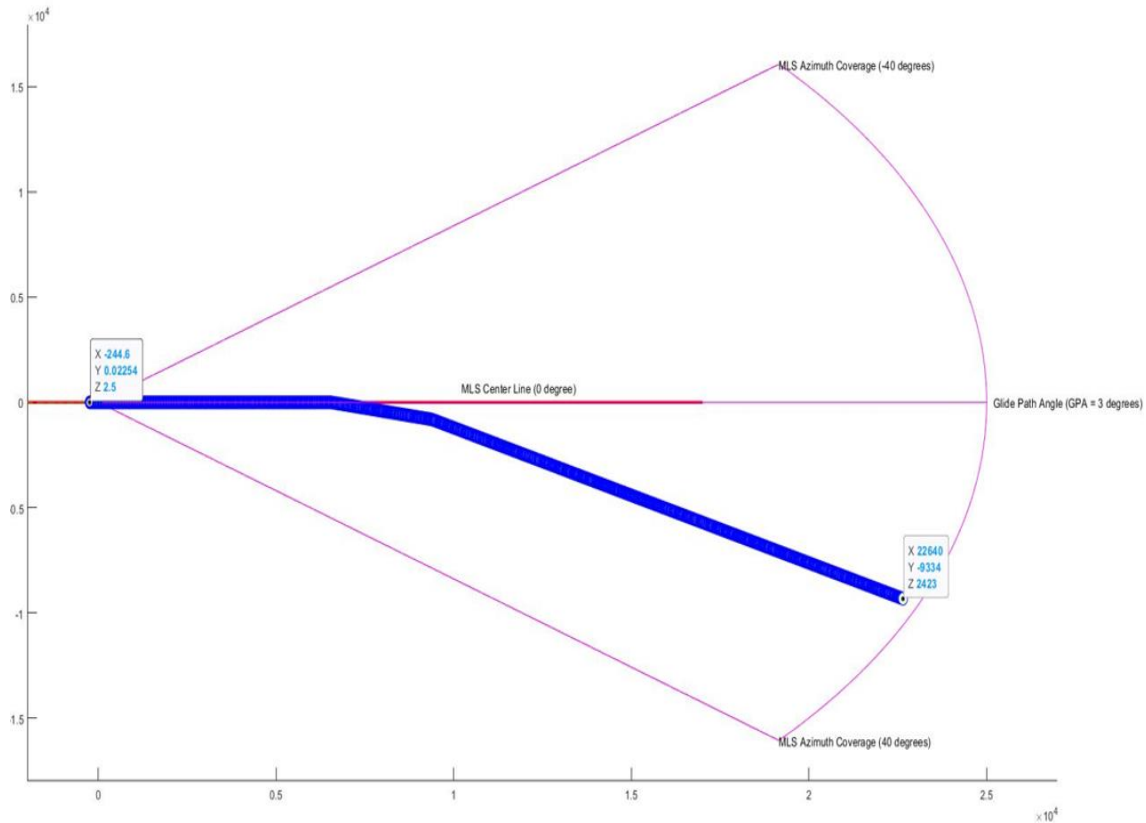
## Senaryo 2

(x,y,z) eksenlerindeki ilk konumu ( $x_{uçak} = 22640$ ,  $y_{uçak} = -9334$ ,  $z_{uçak} = 2423$ ) olarak verilen bir uçağın, ilk konum bilgilerine bakılarak Yanca tarama ışınları ile yapılması gereken konum doğrulamasının yaklaşık 9334 metre olduğu görülür. Yükseliş anteninin x eksenindeki konumu 1000m noktasında belirlendiğine göre 22640m noktasında ideal süzülme açısı (GPA) doğrusunun z eksenindeki koordinatı:

$$Z_{GPA} = \tan(3^\circ) * (22640 - 1000) = 1134.1 \text{ m olarak hesaplanır.}$$

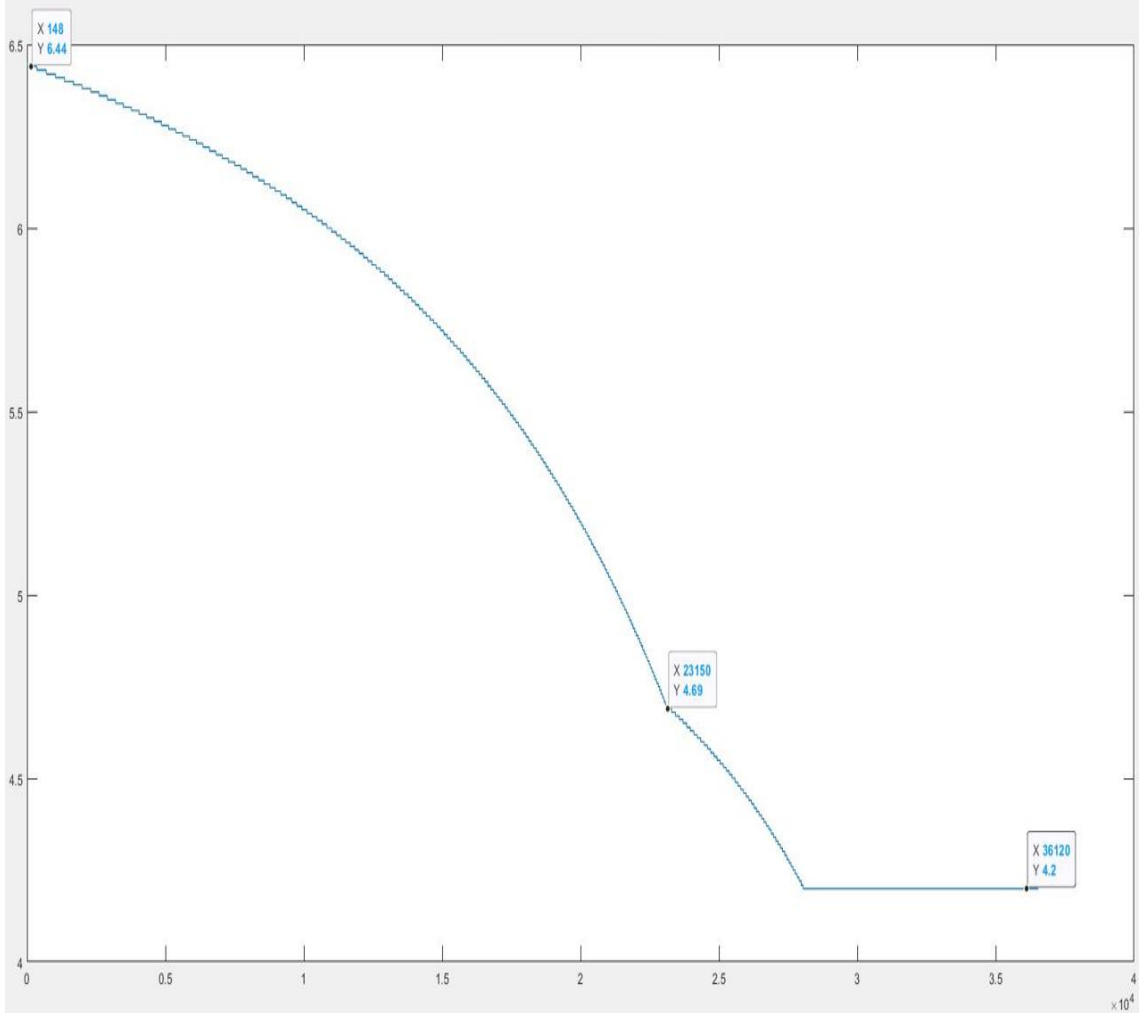
Dolayısıyla ilk konumda uçak ideal süzülme açısı doğrusundan  $2423 - 1134.1 = 1288.9$  metre daha yukarıdadır. Dolayısıyla aşağı yönlü hareket tanımlanarak ideal çizginin yakalanması sağlanacaktır.

Şekil 3.18’de yanca tarama huzmelerinden elde edilen verilerle yatay düzlemde yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. İlk konumu pozitif açı değerleri tarafında bulunan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile merkeze yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan açısal sapma değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; daha basit düzeltmelerle merkez çizgiye çok yakın bir iniş yapılmıştır.



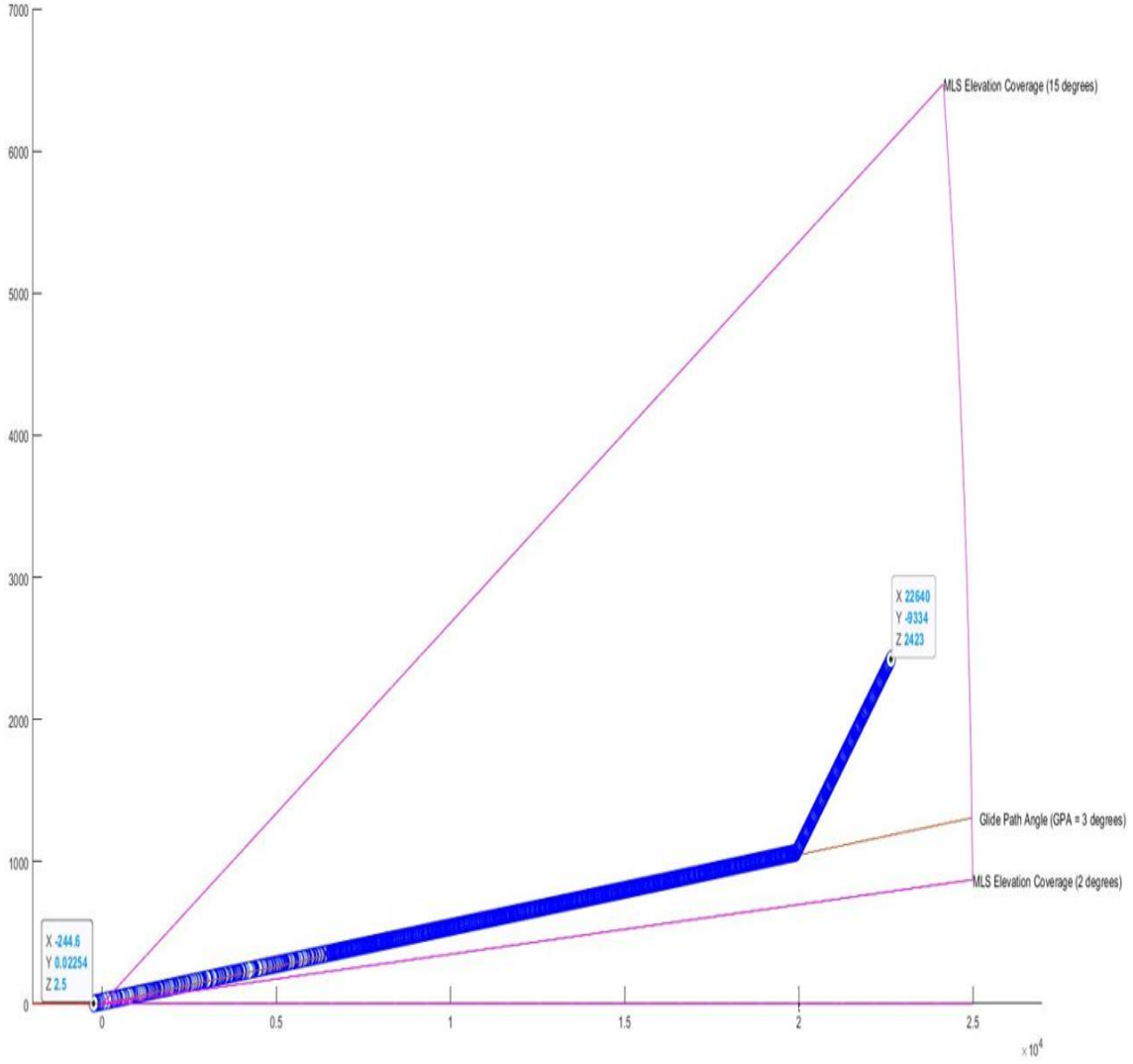
Şekil 3.18. Senaryo 2 – Uçağın Yatay Düzlemde Takip Ettiği Yol

Şekil 3.19’da yapılan hareket boyunca uçaktaki MLS alıcısında hesaplanan TO-FRO tarama ışınları arasındaki farklar gösterilmiştir. Görüldüğü gibi TO-FRO tarama ışınları arasında geçen zaman giderek  $0^\circ$ ’ye karşılık gelen 4.2 ms’e yaklaşmaktadır. Bu değere ulaşıldıktan sonra büyük sapmalar görülmemiştir.



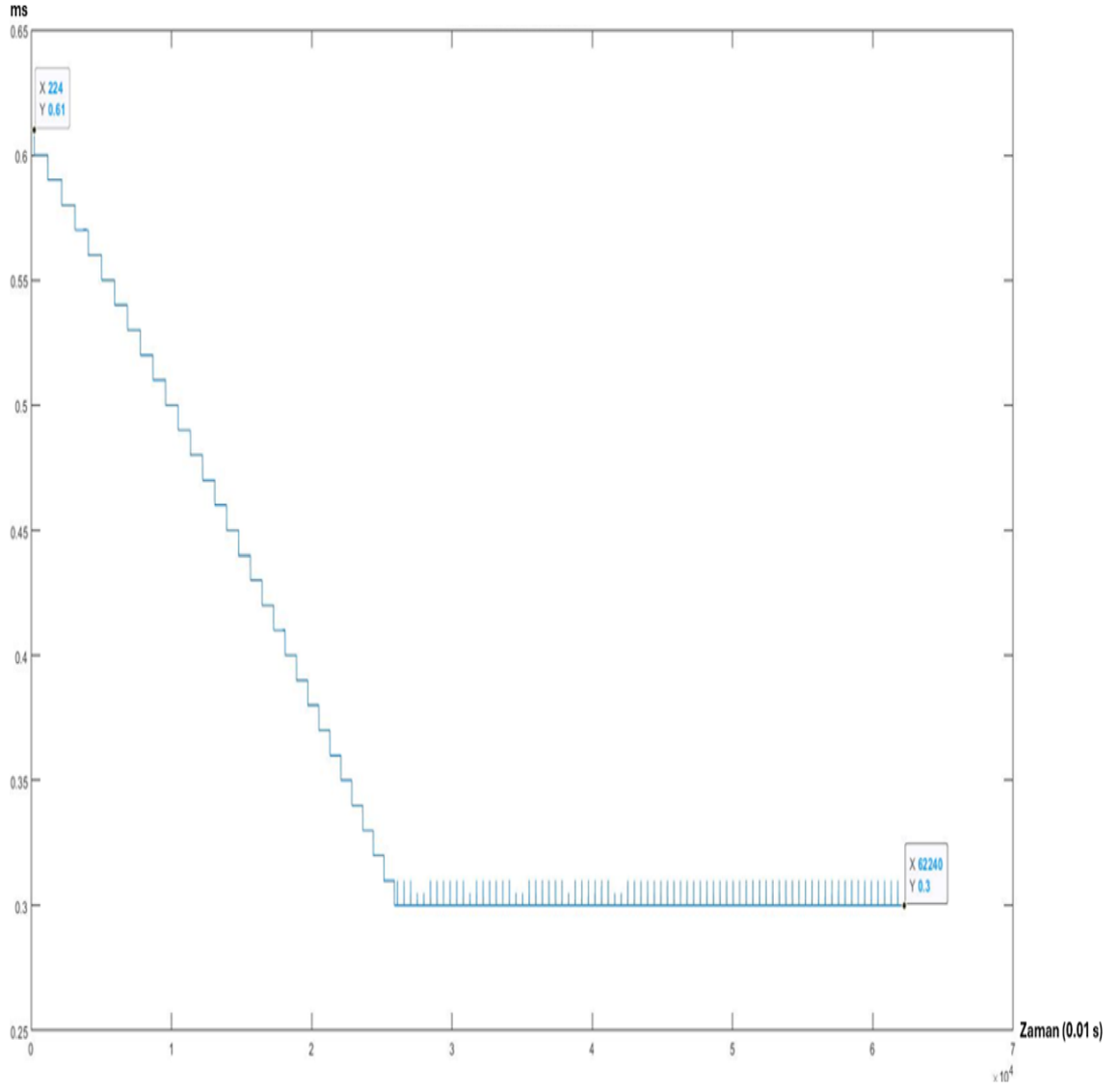
Şekil 3.19. Senaryo 2 - Hareket Boyunca MLS Yanca TO-FRO Tarama Huzmeleri Arasındaki Süreler

Şekil 3.20’de MLS Yükseliş tarama huzmeleri ile elde edilen verilerle dikey doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. Beklendiği gibi, ilk konumu ideal süzülme açısının yukarısında bulunan uçak başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile ideal süzülme açısı doğrusuna yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan açısal sapma değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; uçak ideal süzülme açısı doğrusunu yakalamış ve inişe kadar bu doğrudan sapmamıştır.



Şekil 3.20. Senaryo 2 - Uçağın Dikey Eksende Takip Ettiği Yol

Şekil 3.21’de yapılan hareket boyunca uçaktaki MLS alıcısında hesaplanan yükseliş TO-FRO tarama huzmeleri arasındaki farklar gösterilmiştir. Görüldüğü gibi TO-FRO tarama huzmeleri arasında geçen zaman giderek  $3^{\circ}$ ’ye karşılık gelen 0.3 ms’e yaklaşmaktadır. Bu değere ulaşıldıktan sonra büyük sapmalar görülmemiştir.



Şekil 3.21. Senaryo 2 - Hareket Boyunca MLS Yükseliş Tarama Huzmeleri Arasındaki Süreler

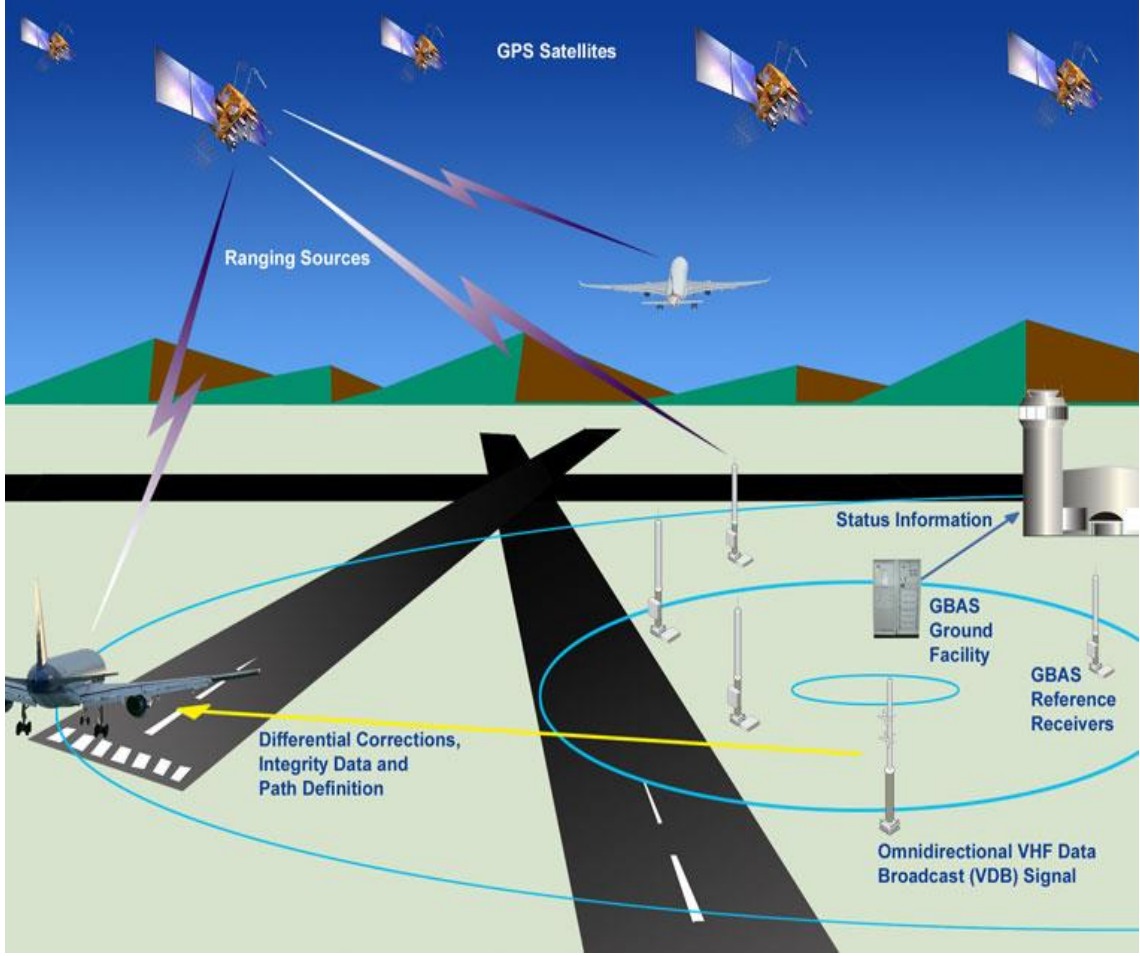
## 4. GLS SİSTEM TEMELLERİ

### 4.1. GLS Genel Bilgileri

1983 yılında Amerika Birleşik Devletleri hükümetinin GPS (Global Positioning Service) verilerini sivil uçakların kullanımına açmasından sonra, bu verileri kullanarak iniş yapılabileceği fikirleri ortaya çıkmıştır. Ancak, GPS verilerinin çok yüksek çözünürlük gerektiren ve yapılacak çok küçük hataların ağır sonuçlar doğurabileceği iniş işlemleri için her durumda yeterli tutarlılığı sağlayamaması sebebiyle FAA (Federal Aviation Administration) GPS verilerini iyileştirecek bir sistem geliştirilmesi kararı almıştır. Bu kapsamda farklı amaçlar için iki iyileştirme sistemi geliştirilmesine karar verilmiştir. Bunlardan ilki, özellikle kıtalar arası uçuşlarda uçakların veri kaybına uğramadan yolculuğuna devam etmesini sağlayan Wide Area Augmentation System (WAAS); ikincisi ise havalanına kurulan bir istasyon yardımı ile hassas bir yaklaşma ve iniş sağlayan Local Area Augmentation System (LAAS) ya da daha çok bilinen ismi ile GBAS (Ground Based Augmentation System)'tir [6].

Bu tez kapsamında yaklaşma ve iniş sistemleri incelendiği için GBAS'e odaklanılmıştır. Şekil 4.1'de gösterildiği gibi GBAS yer sisteminin temel bileşenleri; dünya üzerindeki kesin konumu bilinen noktalara yerleştirilen GPS antenleri, bu verileri işleyerek konum hatasını hesaplayan işlemci sistemi ve işlemcinin hesapladığı doğrulama sinyallerini VHF frekans bandında bir datalink ile çevredeki uçaklar ile paylaşan VHF Data Broadcast (VDB) vericisidir [7,8,9].

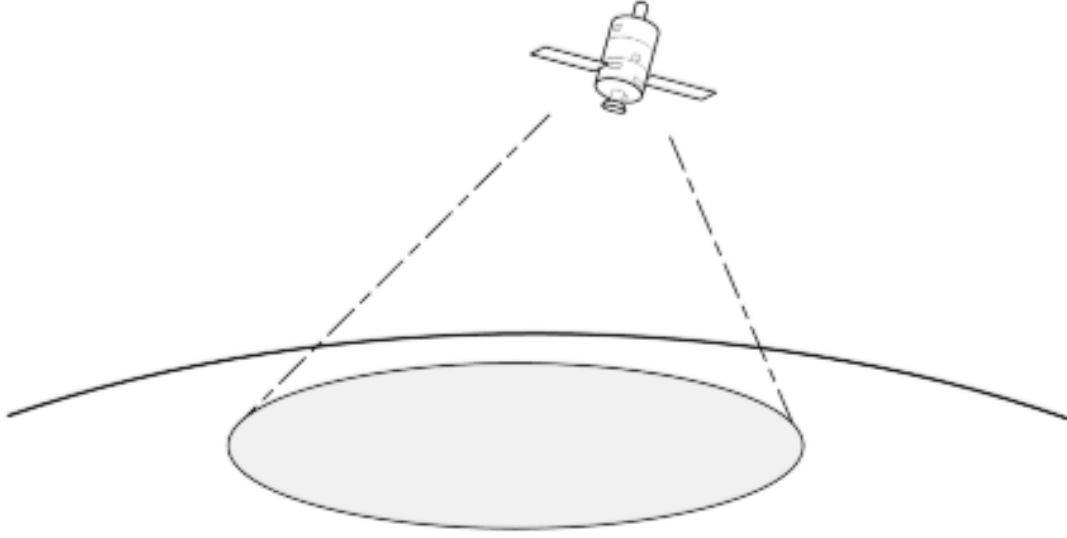




Şekil 4.1. GBAS Havaalanı Yerleşimi [8]

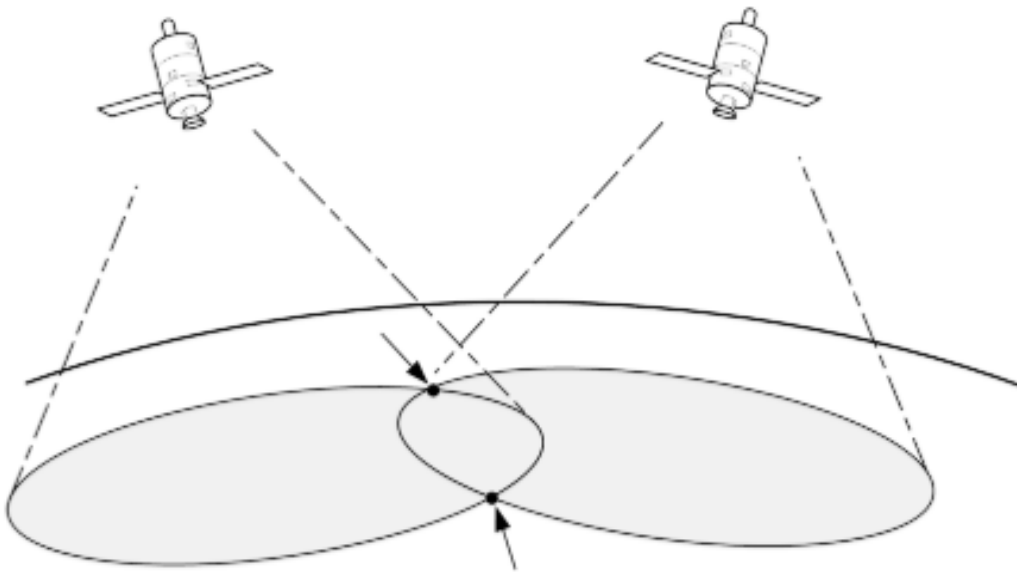
GBAS yer sisteminde belirli konumlara yerleştirilen GNSS (Global Navigation Satellite System) antenleri tarafından elde edilen konum bilgileri, işlemci tarafından gerçek konum bilgileri ile karşılaştırılır. İdeal durumda, yörüngede sabit irtifada hareket etmesi gereken uydular, dönüş esnasında zaman zaman yörüngede aşağı ve yukarı yönde sapmalar yaparlar. Bu gibi sapmalar, alıcıdaki sayaç (UTC) hataları, birden fazla yansıma (multi-path) yapılan sinyalin alıcıda sezilmesi gibi faktörler sonucu konum verilerinden hata oluşur [3].

Aynı anda tek GNSS anteninden veri alındığında elde edilecek konum bilgisi GNSS uydusunun kapsama alanında, merkeze belirli bir mesafe uzakta her bir nokta olabilir. Bu da Şekil 4.2’de gösterildiği gibi bir çemberi ifade eder [3].



Şekil 4.2. Bir GNSS Uydusundan Elde Edilen Konum Bilgisi [3]

İki GNSS uydusundan veri alındığında, Şekil 4.3'te gösterildiği gibi bu kez konum bilgisi iki çemberin kesişim noktalarıdır. Yani belirsizlik iki noktaya kadar düşer. Üçüncü uydudan veri alındığında ise üç çemberin kesiştiği nokta ancak tek bir nokta olabileceği için, bu nokta gerçek konumdur. Böylece yatay düzlemdeki konum bilgisi üç uydu ile elde edilir. Üçüncü eksendeki konum bilgisi yani irtifa için dördüncü bir GNSS uydusu gereklidir [3].



Şekil 4.3. İki GNSS Uydusundan Elde Edilen Konum Bilgisi [3]

İniş yapmaya hazırlanan bir uçak, piste görece yakın bir mesafede olacağı için aynı anda GBAS yer istasyonundaki referans antenler ile uçaktaki GNSS alıcısının gördüğü uydu takımı aynı dört uydu olacaktır. Dolayısıyla veri alınan dört uydunun, gerçek konumu bilinen GBAS referans antenlerinin konumunda yaptığı hata miktarı, uçağın anlık konumunda meydana gelecek hata miktarı ile ilişkilidir. Bu sebeple referans anten konumlarından elde edilen hatayı dengeleyecek şekilde bir doğrulama sinyali oluşturulur, bu doğrulama sinyali uçağa VDB üzerinde Tip-1 mesajın içinde gönderilir. Uçaktaki GNSS alıcısındaki anlık konuma bu doğrulama sinyalleri eklenerek hatalı konum bilgisi düzeltilmiş olur [2, 7, 8, 9, 33].

VDB'nin yaklaşma ve iniş sistemleri ile ilgili kısmı Tip 4 – Final Approach Segment (FAS) ismi verilen mesajın içindeki verilerdir. Dolayısıyla bu tezin asıl konusu konum doğrulamaları değil; uçağı yaklaşma ve iniş için takip etmesi gereken rota bilgilerinin iletim yöntemi ve içeriğidir. GLS ile yaklaşma ve iniş, bu mesaj içeriğindeki mesajlar ile sağlanır [34,35].

GBAS VDB Tip-4 mesajı içeriğinde aynı havalimanındaki tüm pistlerin iniş için kritik noktalarının bilgileri yer alır. Bunun yanında havaalanındaki manevralı-aşamalı iniş imkanı olan tüm pistler için takip edilecek rota içindeki kritik uçuş bacakları (flight leg) tüm detaylarıyla verilir. Engebeli arazilerde kurulu ya da çevresinde yüksek binalar bulunan havalimanlarında bu engebelerin etrafından dolanacak şekilde belli noktaların (waypoint) koordinatları uçak ile paylaşılarak ilgili noktaların takibi ile bu rota üzerinden iniş imkanı sağlanması GLS'in sağladığı önemli avantajlardan biridir. MLS'ten farklı olarak manevralı-aşamalı iniş için rota tanımlaması pilot tarafından yapılmaz. Yapılacak manevranın başlangıç noktası, dönüş merkezi ve dönüş yarıçapı gibi tüm detaylar VDB Tip-4 veri içeriğinde bulunur [33,34,36,37].

GBAS verilerini kullanarak yaklaşma ve iniş yapmayı planlayan bir uçak için pilot tarafında ilgili GBAS kanal numarası girdisinin sağlanması yeterlidir. GBAS kanal numarası 20001-39999 aralığında bir tam sayıdır. Bir yer istasyonu eşitlik (75)'teki formül ile tanımlanır [2,7].

$$GBAS\ Channel = 20000 + 40 * (VDB\ Freq - 108.000) + 411 * RPDS \quad (75)$$

Uçakta, girilen GBAS kanal numarası ve eşitlik (76) kullanılarak VDB alıcısının ayarlanacağı frekans bilgisi MHz cinsinden elde edilir. Bu frekans bilgisi 108.025 ile

117.975 MHz aralığında 25 kHz kanal aralığına sahiptir. VDB alıcısı yerdeki vericinin frekansına ayarlandıktan sonra, havaalanındaki tüm pistler için tanımlı olan tüm iniş bilgileri alınmaya başlar. Yine GBAS kanal numarası ve eşitlik (77) kullanılarak “Reference Path Data Selector (RPDS)” parametresi seçilir. RPDS parametresi tam sayı olarak tanımlıdır. Eğer elde edilen değer bir tam sayı değilse, en yakın tam sayıya yuvarlanır. VDB Tip-4 veri içeriğindeki her bir FAS ve TAP data bloğunun temsil edildiği Bir RPDS numarası vardır. Kanal numarası ile yapılan bu seçim sayesinde alınan VDB Tip-4 data içeriğinden sadece seçili RPDS ile ilgili olan veriler filtrelenir. Eğer seçilen RPDS bir TAP verisi ise; ilgili TAP data bloğu içeriğindeki tüm uçuş bacakları takip edildikten sonra “FAS RPDS or Continuation Link” parametresine karşılık gelen FAS data bloğuna ait veriler kullanılarak iniş tamamlanır [2,9].

$$VDB\ Freq = 108.00 + ((GBAS\ Channel - 20000) \bmod 411) * 0.025 \quad (76)$$

$$RPDS = (GBAS\ Channel - 20000) / 411 \quad (77)$$

GBAS sisteminin çalışmasında hatalara yol açabilecek etkenler, sistemin iki ana bileşeni olan GPS ve VDB için ayrı ayrı değerlendirilir. GPS sinyalleri sık sık karıştırma (jamming) işlemine maruz kalır. Karıştırma işlemine uğramış GPS sinyalleri sebebiyle yerdeki referans GPS antenleri, havadaki uçak ya da her ikisi birden konum bilgisi alamadığı için GBAS sistemi kullanılamaz hale gelebilir [2, 38].

Karıştırma işleminden daha tehlikeli olan ise GPS sinyallerinin aldatma (spoofing) işlemine uğramasıdır. Aldatma işlemi, GPS uydu sinyallerinin taklit edilmesi yöntemiyle konum bilgisinin hatalı gösterilmesidir. Özellikle savaş uçaklarına uygulanan bu yöntem ile hatalı GPS konumunu kullanan uçak tehlikeli bir alana çekilir. Aldatma işlemi uygulanan uçak, VDB’den gelen konum doğrulama verilerini hatalı konum verisine uygulayacağı için; GBAS sistemini hataya sürükleyecektir [2].

GBAS sisteminin diğer bileşeni olan VDB ise VOR/ILS sistemleri ile aynı frekans bandını kullanır. Bu sebeple ILS için tehdit olan FM Radyo istasyonları ve komşu kanal VOR ya da ILS istasyonları VDB verisinde bozulmalara yol açabilir. Bu sebeple, GBAS yer istasyonu kurulu olan havaalanlarının çevresinde FM Radyo vericilerinin olmaması, diğer VOR ya da ILS yer istasyonlarının ise mümkün olduğu kadar uzak frekanslarda olması tercih edilmelidir [2,38].

## 4.2. GLS Sinyali

Tez kapsamında incelenen diğer iki iniş sisteminden farklı olarak GLS sisteminde; konum verisi alınan uydu kümesinden kaynaklı konum hatalarını iyileştirmek için kullanılan düzeltme verileri, iniş yapılacak havaalanı pistine ait kritik noktalara ait üç eksende konum bilgileri, iniş sırasında izin verilen maksimum yatay ve dikey sapma sınır değerleri gibi birçok veri; yerdeki VDB (VHF Data Broadcast) vericisi tarafından tüm yönlere (omnidirectional) yayınlanır. Dolayısıyla, aynı pist için VDB'den faydalanan tüm uçaklar aynı veriyi alır [2, 38].

Aynı havaalanındaki farklı pistlere iniş için ayrı RPDS değerleri tanımlanmıştır. Uçuş öncesinde, ilgili pistlere ait RPDS bilgileri uçağın navigasyon veri tabanına girilir ya da pilotun uçuş planı notlarında bu bilgiler yer alır. İniş işlemi başladığında ilgili FAS dataya ait RPDS değerini içeren GBAS kanal numarasının girişi; FMS tarafından otomatik olarak ya da pilot tarafından manuel olarak sağlanır.

VDB mesajları, içeriklerine göre Şekil 4.4'teki gibi numaralandırılmış ve gruplandırılmıştır.

| <i>Message Type</i> | <i>Message Name</i>  |
|---------------------|--|
| 1                   | Differential Corrections – 100 sec smoothed pseudoranges           |
| 2                   | GBAS Related Data  |
| 3                   | Null Message   |
| 4                   | Final Approach Segment (FAS) Construction Data                     |
|                     | Terminal Area Path (TAP) Construction Data                         |
| 5                   | Ranging Source Availability (optional)                             |
| 6                   | Reserved For Carrier Corrections                                   |
| 7                   | Reserved for Military  |
| 8                   | Reserved for Test  |
| 11                  | Differential Corrections – 30 sec smoothed pseudoranges            |
| 101                 | GRAS Pseudorange Corrections – (As defined in ICAO SARPS Annex 10) |

Şekil 4.4. VDB Mesaj Listesi [33]

VDB Tip-1 (Pseudo-Range Corrections) mesaj formatı, GBAS yer istasyonuna kurulan ve konumu kesin olarak bilinen referans alıcı antenlerinin konumlarındaki sapma miktarına göre konum bilgisinde meydana gelen hata miktarına göre oluşturulan konum düzeltme verilerini içerir. Bu düzeltme verileri, anlık olarak uçaktaki GNSS alıcısından elde edilen konum bilgilerine eklenerek çok yüksek çözünürlüklü konum bilgisi elde edilir. VDB Tip-1 mesaj içeriği Şekil 4.5'te gösterilmiştir [33].

| <i>Data Content</i>                            | <i>Bits Used</i>                    | <i>Range of Values</i>         | <i>Resolution</i>      |
|--|-------------------------------------|--------------------------------|------------------------|
| Modified Z-count                               | 14                                  | 0 – 1199.9 sec                 | 0.1 sec                |
| Additional Message Flag                        | 2                                   | 0 – 3                          | 1                      |
| Number of Measurements                         | 5                                   | 0 – 18                         | 1                      |
| Measurement Type                               | 3                                   | 0 – 7                          | 1                      |
| Ephemeris Decorrelation Parameter (Notes 2, 5) | 8                                   | 0 – 1.275x10 <sup>-3</sup> m/m | 5x10 <sup>-6</sup> m/m |
| Ephemeris CRC (Notes 2, 5)                     | 8 (most significant byte) (Note 6)  | -                              | -                      |
|  | 8 (least significant byte) (Note 7) |                                |                        |
| Source Availability Duration (Notes 4, 5)      | 8                                   | 0 – 2540 sec                   | 10 sec                 |
| <b>For N Measurement Blocks:</b>               |                                     |                                |                        |
| Ranging Source ID                              | 8                                   | 1 – 255                        | 1                      |
| Issue of Data (IOD)                            | 8                                   | 0 – 255                        | 1                      |
| Pseudorange Correction (PRC)                   | 16                                  | ±327.67 m                      | 0.01 m                 |
| Range Rate Correction (RRC)                    | 16                                  | ±32.767 m/s                    | 0.001 m/s              |
| $\sigma_{pr\_end}$ (Note 3)                    | 8                                   | 0 - 5.08 m                     | 0.02 m                 |
| B <sub>1</sub> (Note 1)                        | 8                                   | ±6.35 m                        | 0.05 m                 |
| B <sub>2</sub> (Note 1)                        | 8                                   | ±6.35 m                        | 0.05 m                 |
| B <sub>3</sub> (Note 1)                        | 8                                   | ±6.35 m                        | 0.05 m                 |
| B <sub>4</sub> (Note 1)                        | 8                                   | ±6.35 m                        | 0.05 m                 |

Şekil 4.5. VDB Tip-1 Mesaj İçeriği [33]

VDB Tip-2 (GBAS Related Data) mesaj formatı, GBAS yer istasyonuna ait enlem, boylam, ortamın kırılma endeksi, toplam alıcı anten sayısı gibi bilgileri içerir. Bu bilgiler doğrudan uçaktaki alıcıda konum doğrulama ya da iniş için kullanılsa da olası bir sorunlu iniş ya da kaza durumunda sorunun yer istasyonundan kaynaklı olup olmadığını ayırt edebilmek için kritiktir. VDB Tip-2 mesaj içeriği Şekil 4.6'da gösterilmiştir [33].

| <i>Data Content</i>  | <i>Bits Used</i> | <i>Range of Values</i>          | <i>Resolution</i>          |
|--|------------------|---------------------------------|----------------------------|
| Ground Station Reference Receivers   | 2                | 2 – 4                           | -                          |
| Ground Station Accuracy Designator   | 2                | -                               | -                          |
| Spare  | 1                | -                               | -                          |
| Ground Station Continuity/Integrity Designator   | 3                | -                               | -                          |
| Local Magnetic Variation   | 11               | ± 180°                          | 0.25°                      |
| Spare  | 5                | -                               | -                          |
| $\sigma_{\text{vert\_iono\_gradient}}$   | 8                | 0 – 25.5 x 10 <sup>-6</sup> m/m | 0.1 x 10 <sup>-6</sup> m/m |
| Refractivity Index   | 8                | 16 – 781                        | 3                          |
| Scale Height   | 8                | 0 - 25500 m                     | 100 m                      |
| Refractivity Uncertainty   | 8                | 0 – 255                         | 1                          |
| Latitude   | 32               | ± 90.0°                         | 0.0005 arcsec              |
| Longitude  | 32               | ± 180.0°                        | 0.0005 arcsec              |
| Reference Point Height   | 24               | ± 83886.07 m                    | 0.01 m                     |
| Additional data block 1 (if provided)  |                  |                                 |                            |
| Reference station data selector  | 8                | 0 to 48                         | 1                          |
| Maximum use distance ( $D_{\text{max}}$ )  | 8                | 2 to 510 km                     | 2 km                       |
| $K_{\text{md}} \text{ e POS,GPS}$  | 8                | 0 to 12.75                      | 0.05                       |
| $K_{\text{md}} \text{ e C,GPS}$  | 8                | 0 to 12.75                      | 0.05                       |
| $K_{\text{md}} \text{ e POS,GLONASS}$  | 8                | 0 to 12.75                      | 0.05                       |
| $K_{\text{md}} \text{ e C,GLONASS}$  | 8                | 0 to 12.75                      | 0.05                       |
| Additional data block(s) (if provided, may be included only if Additional Data Block 1 is also provided) |                  |                                 |                            |
| <b>Repeat for X Additional Data Blocks</b>   |                  |                                 |                            |
| Additional Data Block Length   | 8                | 2 to 198                        | 1 byte                     |
| Additional Data Block Number   | 8                | 2 to 255                        | 1                          |
| Data Content   | Variable         |                                 |                            |

Şekil 4.6. VDB Tip-2 Mesaj İçeriği [33]

GLS iniş sistemi için asıl kritik veri ve bu tez kapsamında asıl incelenecek veri formatı, VDB Tip-4 (Final Approach Segment) formatıdır. FAS data, inişin yapılacak havaalanı pistindeki kritik noktaların koordinatları, ideal süzülme açısı (GPA), verinin alındığı havaalanı ID bilgisi, pist numarası, yatayda ve dikeydeki uyarı limitlerini içerir. Eğer ilgili havaalanı pisti için aşamalı ya da manevralı iniş tanımlıysa, VDB Tip-4 mesajındaki FAS dataya ek olarak TAP (Terminal Area Path) data formatını da sağlar. Yine havaalanı pistinde pas geçme (Missed Approach) durumlarında işletilecek prosedür VDB Tip-4 mesajında TAP MA (Terminal Area Path Missed Approach) data formatı ile sağlanır. FAS data içeriği Şekil 4.7’de verilmiştir. Bu veri içeriği, daha önce belirtildiği gibi çevredeki tüm uçaklar için aynıdır. Sistemin çalışması, tamamen verinin uçaktaki alıcıda anlık uçak konumuna göre anlamlandırılmasına dayanır [33].

| <i>Data Content</i>                      | <i>Bits Used</i> | <i>Range of Values</i>           | <i>Resolution</i>   |
|--|------------------|----------------------------------|---------------------|
| Operation Type                           | 4                | 0                                | 1                   |
| SBAS Service Provider                    | 4                | 0 – 15                           | 1                   |
| Airport ID                               | 32               | -                                | -                   |
| Runway Number                            | 6                | 1 – 36                           | 1                   |
| Runway Letter                            | 2                | -                                | -                   |
| Approach Performance Designator          | 3                | 0 – 7                            | 1                   |
| Route Indicator                          | 5                | -                                | -                   |
| Reference Path Data Selector             | 8                | 0 – 48                           | 1                   |
| Reference Path ID                        | 32               | -                                | -                   |
| LTP/FTP Latitude                         | 32               | $\pm 90.0^\circ$                 | 0.0005 arcsec       |
| LTP/FTP Longitude                        | 32               | $\pm 180.0^\circ$                | 0.0005 arcsec       |
| LTP/FTP Height                           | 16               | -512.0 – 6041.5<br>m             | 0.1 m               |
| $\Delta$ FPAP Latitude                   | 24               | $\pm 1^\circ$                    | 0.0005 arcsec       |
| $\Delta$ FPAP Longitude                  | 24               | $\pm 1^\circ$                    | 0.0005 arcsec       |
| Approach Threshold Crossing Height (TCH) | 15               | 0 – 1638.35 m<br>or 0- 3276.7 ft | 0.05 m or<br>0.1 ft |
| Approach TCH Units Selector              | 1                | -                                | -                   |
| Glide Path Angle (GPA)                   | 16               | 0 - 90.0 $^\circ$                | 0.01 $^\circ$       |
| Course Width at Threshold                | 8                | 80.0 to 143.75<br>m              | 0.25 m              |
| $\Delta$ Length Offset                   | 8                | 0 to 2032 m                      | 8 m                 |
| Final Approach Segment CRC               | 32               | -                                | -                   |

Şekil 4.7. VDB Tip-4 FAS Data Mesaj İçeriği [33]

Manevralı ve aşamalı inişlerde FAS data içeriğinin kritik noktası olan TCP noktasına varmak için kullanılan TAP data içeriği Şekil 4.8’de verilmiştir. Özellikle şehir içinde kalmış havaalanlarında; yüksek binalar sebebiyle doğrudan yaklaşımın tehlikeli ya da imkansız olması sebebiyle TAP data tarafında sağlanan koordinatlar ve ilgili uçuş bacağı tanımlarına uygun hareket edilerek doğrusal inişin başlayacağı TCP noktasına ulaşım sağlanır. Bu noktadan sonra yine VDB Tip-4 mesajı ile sağlanan FAS data içeriğindeki verilerle iniş tamamlanır [33].



| <i>Data Content</i>                          | <i>Bits Used</i>                                  | <i>Range of Values</i>                            | <i>Resolution</i>                                 |
|--|---|---|---|
| Operation Type                               | 4   | 1   | 1   |
| Spare  | 4   | -   | -   |
| Reference Path Data Selector                 | 8   | 0 – 254   | 1   |
| Reference Path ID                            | 32  | -   | -   |
| Number of Path Points – N                    | 4   | 2 – 15  | -   |
| Spare  | 4   | -   | -   |
| <b>For N Pathpoints:</b>                     |   |   |   |
| TAP Leg Type                                 | 4   | 0 - 15  | 1   |
| Spare  | 4   | -   | -   |
| TAP Leg Data Byte Count                      | 5   | 0 - 31  | 1 byte  |
| Spare  | 3   | -   | -   |
| TAP Leg Data                                 | See <a href="#">Table 2-22 through Table 2-25</a> | See <a href="#">Table 2-22 through Table 2-25</a> | See <a href="#">Table 2-22 through Table 2-25</a> |
| Lateral Displacement Sensitivity at Point n  | 8   | 80.0 - 2120 m                                     | 8 m   |
| Vertical Displacement Sensitivity at Point n | 8   | 3.0 - 258 m                                       | 1 m   |
| TAP-Leg Additional Data                      | 1   | 0 – 1   | -   |
| Height Reference Datum                       | 1   | 0 – 1   | -   |
| Altitude Crossing Description                | 2   | 0 - 3   | -   |
| TAP Point Description – GAST                 | 4   | 1 - 5   | 1   |
| FAS RPDS or Continuation Link                | 8   | 0- 255  | 1   |
| TAP CRC                                      | 32  | -   | -   |

Şekil 4.8. VDB Tip-4 TAP Data Mesaj İçeriği [33]

TAP Data içeriğindeki “TAP Leg Type” verisine göre ilgili koordinatta ilgili tanıma uygun bir uçuş bacağı tanımlanır. IF (Initial Fix), TF (Track to Fix), RF (Radius to Fix) ve DD/TF (Dynamic Downwind Track to Fix) veri içerikleri sırasıyla Şekil 4.9, Şekil 4.10, Şekil 4.11 ve Şekil 4.12’de verilmiştir [33].

| <i>Data Content</i> | <i>Bits Used</i> | <i>Range of Values</i> | <i>Resolution</i> |
|---------------------|------------------|------------------------|-------------------|
| Leg Latitude        | 24               | $\pm 90.0^\circ$       | 0.0000125 Deg.    |
| Leg Longitude       | 24               | $\pm 180.0^\circ$      | 0.000025 Deg.     |
| Leg Height          | 16               | -512.0 –15872<br>m     | 0.25 m            |
| Leg Waypoint Name   | 30               | A-Z                    | IA-5              |
| Spare               | 2                | -                      | -                 |

Şekil 4.9. VDB Tip-4 TAP IF Leg Data Mesaj İçeriği [33]

| <i>Data Content</i> | <i>Bits Used</i> | <i>Range of Values</i> | <i>Resolution</i> |
|---------------------|------------------|------------------------|-------------------|
| Leg Latitude        | 24               | $\pm 90.0^\circ$       | 0.0000125 Deg.    |
| Leg Longitude       | 24               | $\pm 180.0^\circ$      | 0.000025 Deg.     |
| Leg Height          | 16               | -512.0 –15872<br>m     | 0.25 m            |
| Leg Waypoint Name   | 30               | A-Z                    | IA-5              |
| Spare               | 2                | -                      | -                 |

Şekil 4.10. VDB Tip-4 TAP TF Leg Data Mesaj İçeriği [33]

| <i>Data Content</i>            | <i>Bits Used</i> | <i>Range of Values</i> | <i>Resolution</i> |
|--------------------------------|------------------|------------------------|-------------------|
| Leg Latitude                   | 24               | $\pm 90.0^\circ$       | 0.0000125 Deg.    |
| Leg Longitude                  | 24               | $\pm 180.0^\circ$      | 0.000025 Deg.     |
| Leg Height                     | 16               | -512.0 –15872<br>m     | 0.25 m            |
| $\Delta$ Latitude Turn Center  | 16               | $\pm 0.819^\circ$      | 0.000025 Deg.     |
| $\Delta$ Longitude Turn Center | 16               | $\pm 0.819^\circ$      | 0.000025 Deg.     |
| Leg Waypoint Name              | 30               | A-Z                    | IA-5              |
| Spare                          | 2                | -                      | -                 |

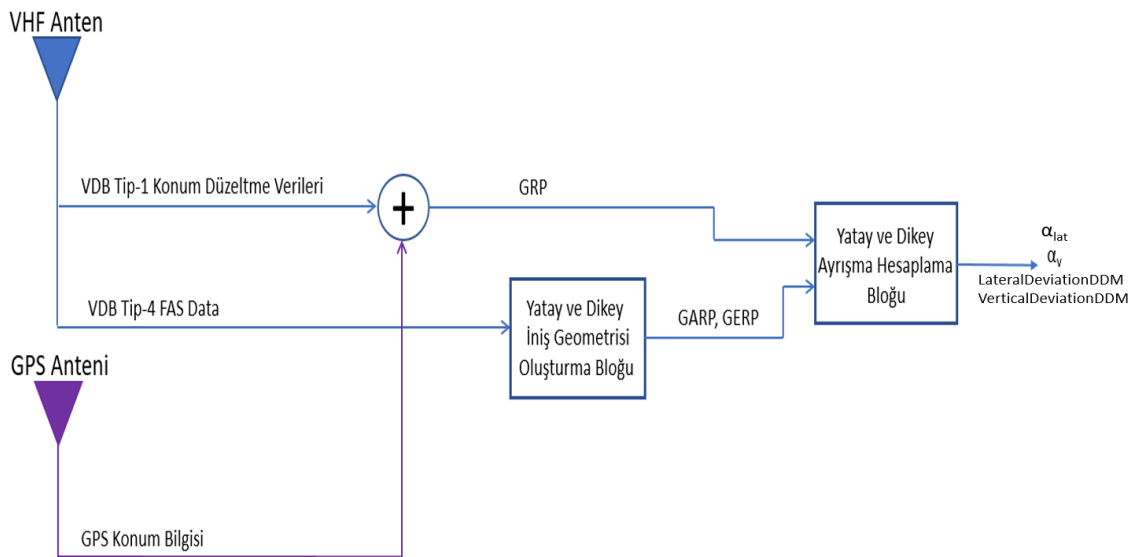
Şekil 4.11. VDB Tip-4 TAP RF Leg Data Mesaj İçeriği [33]

| <i>Data Content</i>                       | <i>Bits Used</i> | <i>Range of Values</i> | <i>Resolution</i> |
|---|------------------|------------------------|-------------------|
| Leg Latitude                              | 24               | $\pm 90.0^\circ$       | 0.0000125 Deg.    |
| Leg Longitude                             | 24               | $\pm 180.0^\circ$      | 0.000025 Deg.     |
| Leg Height                                | 16               | -512.0 –15872<br>m     | 0.25 m            |
| Leg Waypoint Name                         | 30               | A-Z                    | IA-5              |
| Spare                                     | 2                | -                      | -                 |
| Minimum base leg turn initiation distance | 8                | 0-25.5 NM              | 0.1 NM            |

Şekil 4.12. VDB Tip-4 TAP DD/TF Leg Data Mesaj İçeriği [33]

### 4.3. GLS Sinyalinin Sezimlenmesi

GBAS yer istasyonu tarafından gönderilen VDB sinyali doğrudan yatayda veya dikeydeki sapma bilgilerini içermediği için anlık doğrulanmış konuma göre yatay ve dikeydeki sapma bilgilerini oluşturmak tamamen uçaktaki GBAS VDB alıcısının görevidir. Öncelikle, pilot tarafından girilen GBAS kanal numarasına göre uçaktaki VDB alıcısı iniş yapılacak pist için yayın yapan VDB kanal frekansına ayarlanır. Frekans ayarlama işleminden sonra yataydaki açısal sapmayı hesaplamak için VDB Tip-4 mesaj içeriğindeki FAS data kullanılarak Şekil 4.13'teki blok diyagramda gösterilen adımlar uygulanır.



Şekil 4.13. GLS Yatay ve Dikey Sapma Verilerinin Hesaplanma Blok Diyagramı

VDB Tip-4 mesajında yer alan FAS data içeriğindeki aşağıdaki veriler kaydedilir:

- LTP/FTP (Landing/Fictitious Threshold Point) noktasının enlem/boylam ve yükseklik bilgileri
- TCH (Threshold Crossing Height) bilgisi
- GPA (Glide Path Angle) süzülme açısı
- Course Width
- $\Delta$ Length Offset
- $\Delta$ FPAP (Delta Flight Path Alignment Point) enlem/boylam bilgileri

Kaydedilen LTP/FTP verisinin yükseklik verisine TCH parametresi eklenerek TCP (Threshold Crossing Point) noktasının koordinatları elde edilir. Bu veri iniş için kritik noktadır. Bu noktaya ulaşana kadar manevralı ya da aşamalı yaklaşımlar yapılabilir. Ancak TCP noktasından sonra iniş için süzülme işlemi başlatılacaktır [38].

LTP/FTP enlem/boylam bilgilerine  $\Delta$ FPAP enlem/boylam bilgileri eklenerek FPAP (Flight Path Alignment Point) noktasının koordinatları elde edilir. FPAP ile LTP/FTP noktalarını birleştiren doğru pistin tam ortasından geçer. Bu doğrunun tam üzerindeyken yataydaki sapma miktarı sıfır (0) olarak görülür [38].

VDB Tip-1 mesajı ile düzeltilmiş konum bilgisine GRP (Guidance Reference Point) ismi verilir. GRP'nin FPAP ile LTP/FTP arasına çizilen doğrudan x-eksenindeki ayrışma miktarı metre cinsinden  $d_{lat}$  olarak kaydedilir [38].

LTP/FTP-FPAP doğrusunu FPAP'ın ötesine 305 metre kadar daha uzatarak GARP (GNSS Azimuth Reference Point) noktası elde edilir. GRP noktasının GARP noktasına pist merkez çizgisi üzerinden uzaklık bilgisi  $D_{lat}$  olarak kaydedilir [38].

LTP/FTP ve GARP noktaları arasındaki pist merkez çizgisi üzerinden uzaklık bilgisi  $D_G$  olarak kaydedilir [38].

Anlık olarak uçağın yatay düzlemdeki açısal sapma miktarı  $\alpha_{lat}$  eşitlik (78)'deki formül ile hesaplanır [38].

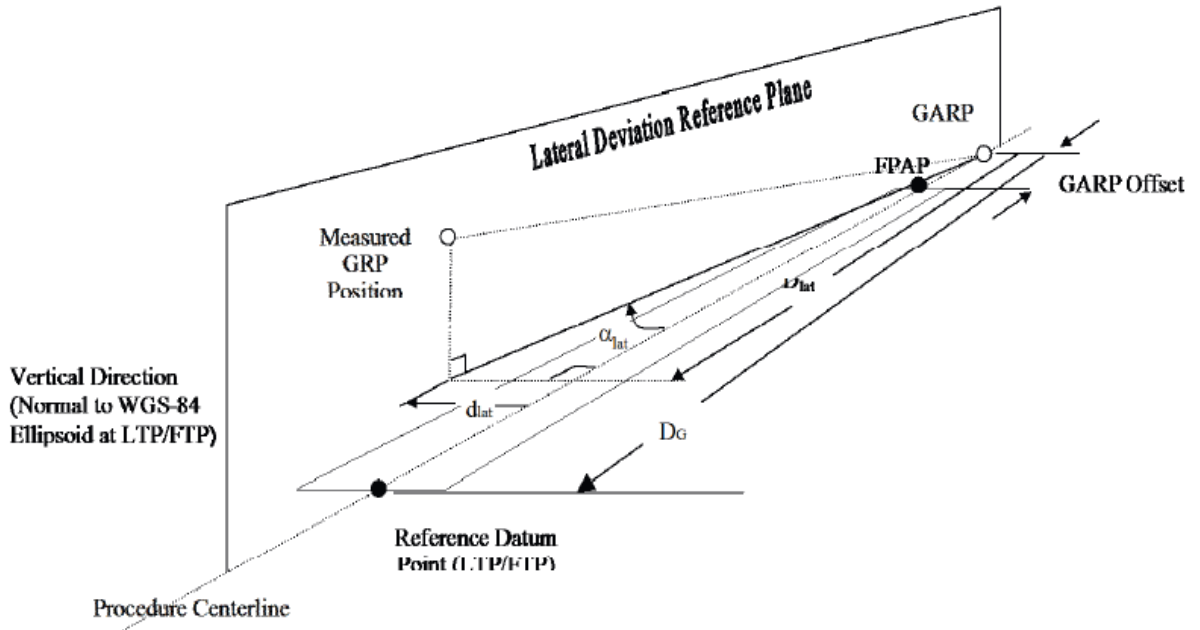
$$\alpha_{lat} = \arctan\left(\frac{d_{lat}}{D_{lat}}\right) \quad (78)$$

Elde edilen açısal sapma,  $\alpha_{lat}$  verisi eşitlik (79) kullanılarak, ILS sisteminin yatay düzlemdeki ayrışmayı sağladığı DDM birimine çevrilir. Formülde yer alan 0.155 katsayısı, tezin ILS kısmında bahsedildiği gibi localizer için standartlarda tanımlanan tam ayrışma (Full Deviation) değeridir. Uçakta, yataydaki ayrışmayı gösterecek göstergeler

DDM birimini desteklediği için ILS için kullanılan göstergeler GLS için de aynen kullanılır [38].

$$LateralDeviationDDM = \frac{0.155}{\arctan\left(\frac{Course\ Width}{D_G}\right)} * \alpha_{lat} \quad (79)$$

Yataydaki sapmayı hesaplamak için kullanılan tüm parametrelerin gösterildiği örnek bir gösterim Şekil 4.14'te verilmiştir.



Şekil 4.14. Yataydaki Sapma Hesaplaması için Kritik Nokta ve Parametreler [34]

Dikeydeki ayrışmayı hesaplama işlemleri, GPIP (Glide Path Intercept Point) noktasının elde edilmesi ile başlar. Bu noktayı bulmak için TCP noktasından, yatayla GPA açısı yapılacak şekilde bir doğru çizilir. Bu doğrunun, LTP/FTP noktasının yükseklik (height) seviyesinde kestiği nokta GPIP olarak isimlendirilir. Dünyanın küresel şekli ve engebe durumuna göre GPIP noktası, gerçek yer seviyesinin altında ya da üstünde olabilir. Havaalanı pisti, çok keskin yükseliş farklılıklarına sahip olmayacağı için bu durum bir sorun yaratmamaktadır [38].

Dikeydeki ayrışmaların hesaplanması için referans nokta olarak GERP (GNSS Elevation Reference Point) noktası tanımlanmıştır. GERP noktası GPIP noktasından 150 metre uzakta, pistin yan tarafındadır [38].

GERP noktasında yer ile GPA açısı yapılacak şekilde sonsuz bir doğru çizilir. Uçağın VDB Tip-1 verileri ile düzeltilmiş konum bilgisi olan GRP noktasından, bu GERP-GPA doğrusuna bir dik çizilir. Çizilen dikin uzunluğu, aslında bu doğruya olan en yakın uzaklığı verir. Elde edilen bu uzaklık verisi  $d_v$  olarak kaydedilir [38].

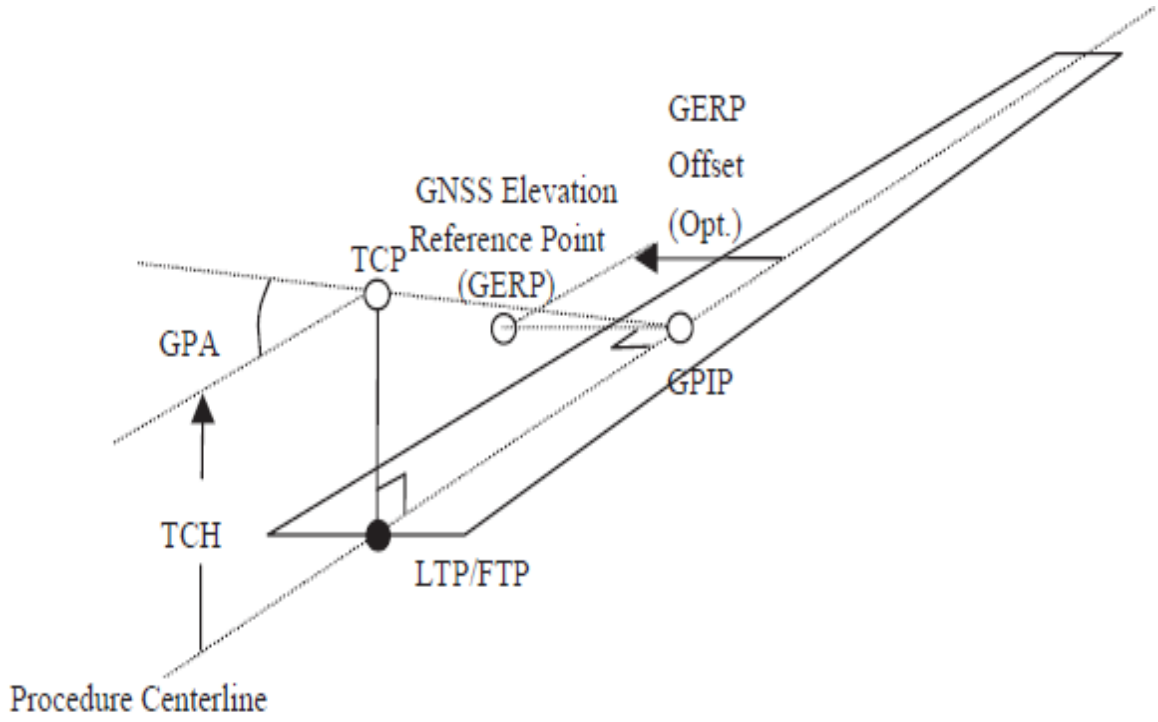
GRP ve GERP noktaları arasındaki direkt uzaklık (slant range) verisi,  $D_v$  olarak kaydedilir. Anlık olarak uçağın dikey düzlemdeki açısal sapma miktarı  $\alpha_v$  eşitlik (80)'deki formül ile hesaplanır [38].

$$\alpha_v = \arcsin\left(\frac{d_v}{D_v}\right) \quad (80)$$

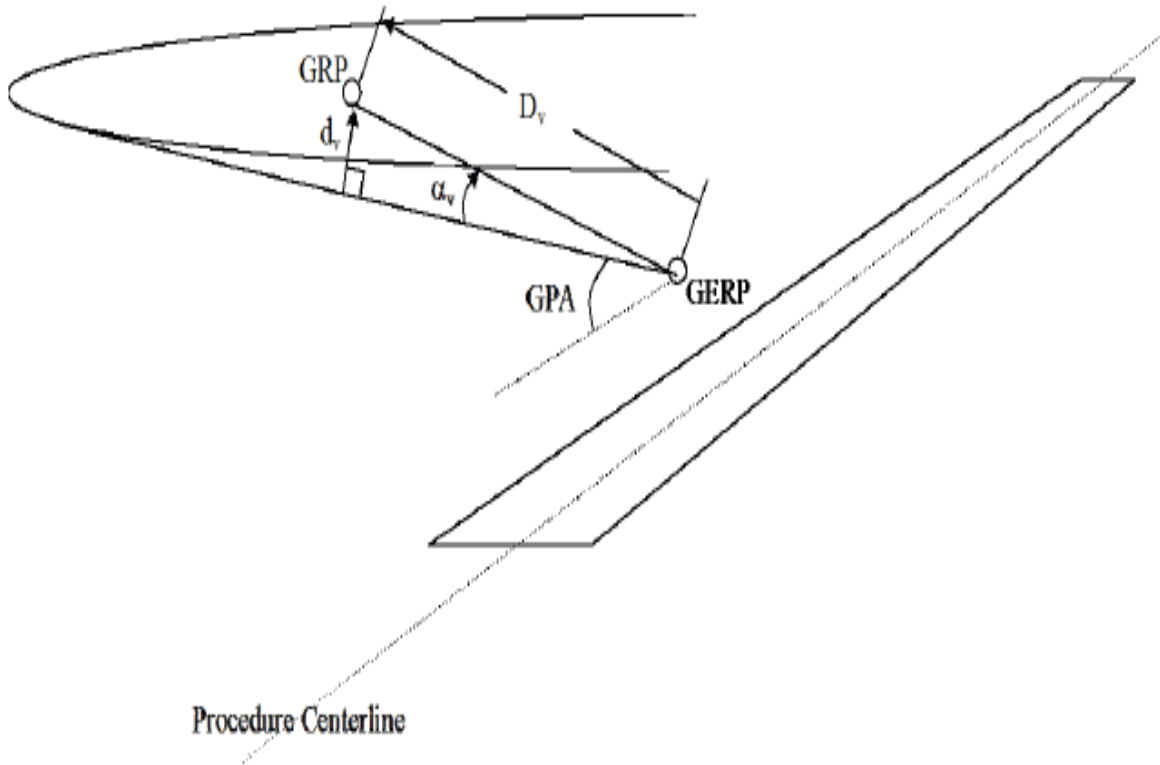
Elde edilen açısal sapma,  $\alpha_v$  verisi eşitlik (81) kullanılarak, ILS sisteminin dikey düzlemdeki ayrışmayı sağladığı DDM birimine çevrilir. Formülde yer alan 0.175 katsayısı, tezin ILS kısmında anlatılan glideslope için standartlarda tanımlanan tam ayrışma (Full Deviation) değeridir. Uçakta dikeydeki ayrışmayı gösterecek göstergeler DDM birimini desteklediği için ILS için kullanılan göstergeler GLS için de aynen kullanılır [38].

$$VerticalDeviationDDM = \frac{0.175}{0.25 * GPA} * \alpha_v \quad (81)$$

Dikeydeki sapmayı hesaplamak için kullanılan tüm parametrelerin gösterildiği örnek bir gösterim Şekil 4.15'te; GERP noktasından çizilen doğru ve açısal ayrışmayı hesaplamakta kullanılan parametreler ise Şekil 4.16'da gösterilmiştir.

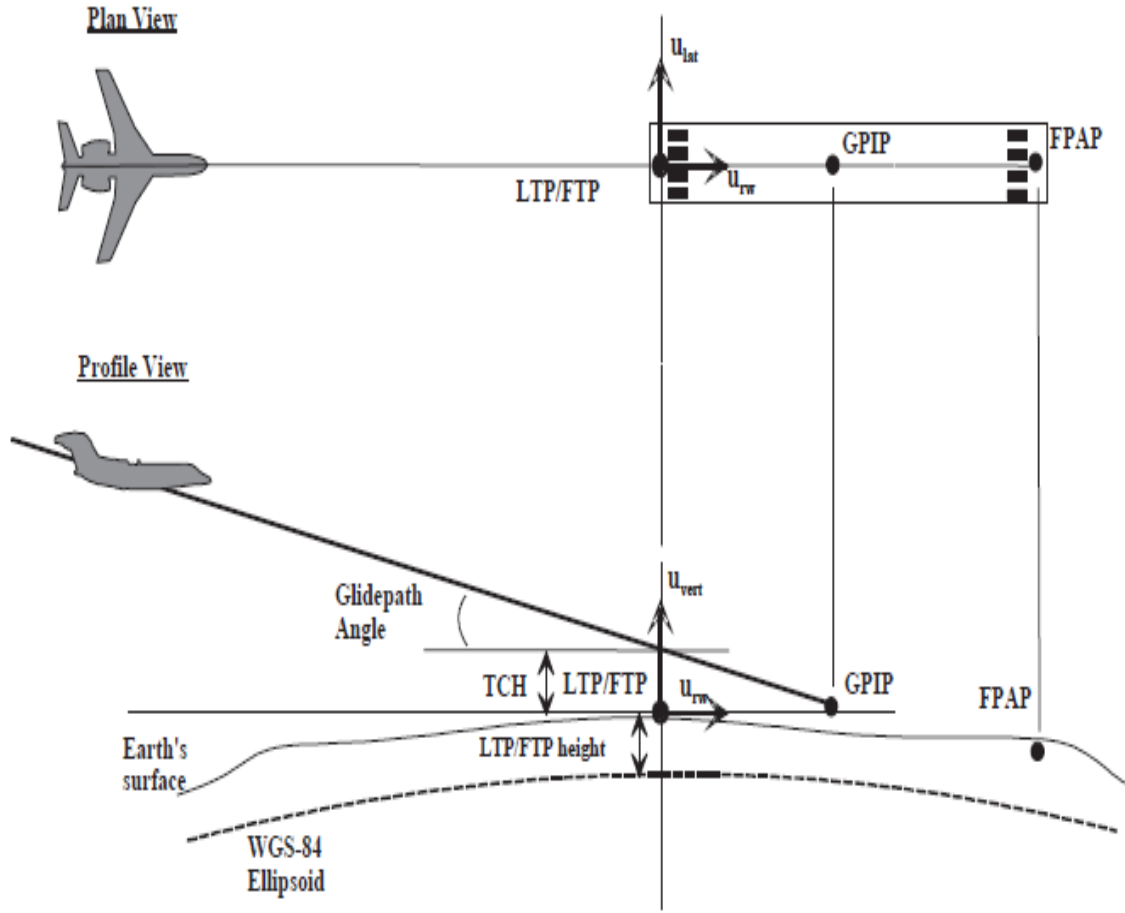


Şekil 4.15. Dikeydeki Sapma Hesaplaması için Kritik Nokta ve Parametreler [38]



Şekil 4.16. GPA'dan Açısal Sapma Hesaplaması için Kritik Nokta ve Parametreler [38]

Şekil 4.17’de iki farklı düzlemde (x-y ve y-z) inişin detayları iki boyutlu olarak gösterilmiştir.

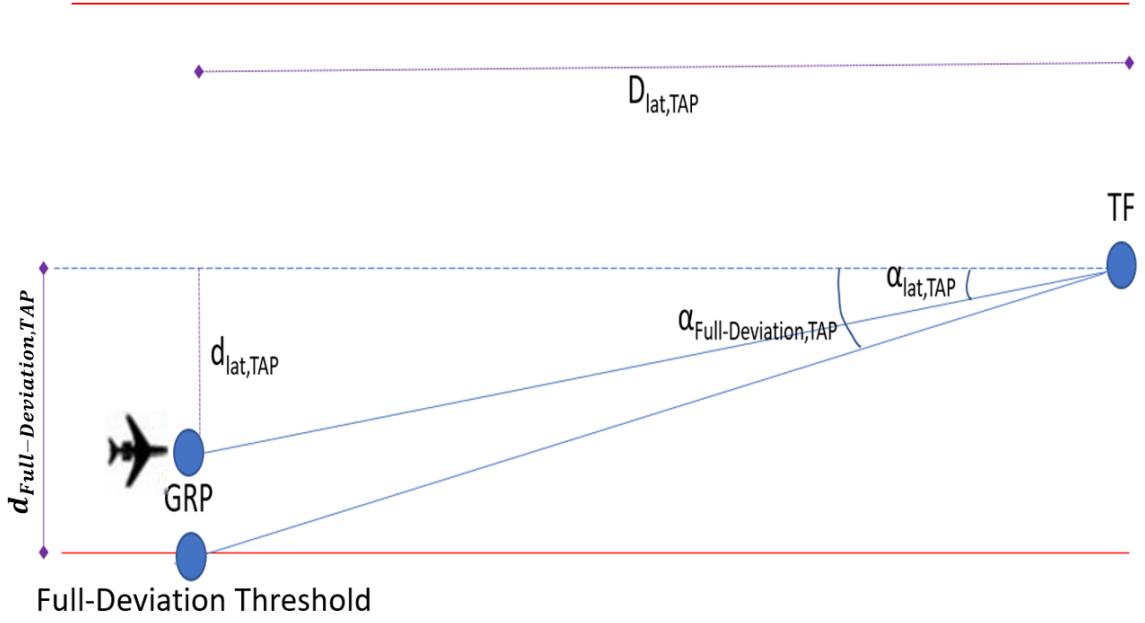


Şekil 4.17. (x-y) ve (y-z) Düzlemlerinde İnişte Kullanılan Kritik Noktalar [38]

Manevralı ve aşamalı inişlerde VDB Tip-4 TAP data içeriğindeki verilerde yer alan koordinatlarda tanıma uygun şekilde IF, TF, RF ve DDTF uçuş bacakları tanımlanır. Bu uçuş bacakları ilgili tanıma göre doğrusal ya da manevralı şekilde birbirlerine bağlanır. Bağlantının yapıldığı çizgilerin sağına ve soluna (merkez çizgiye paralel), “Lateral Displacement Sensitivity at Point n” parametresinde belirtildiği kadar öteye tam sapma (full-deviation) sınırları çizilir. FAS datadan farklı olarak, TAP data kullanılırken sapma miktarı DDM cinsinden hesaplanmaz. Uçuş rotasından sapma hesabında CDI (Course-Deviation Indicator) kullanılır [38].

Doğrusal bir rotada yatay doğrultudaki sapma hesabı için kullanılan geometri Şekil 4.18’de verilmiştir.





Şekil 4.18. Doğrusal Bir Rota İçin Yatay Doğrultuda Sapma Geometrisi

CDI hesabında açısal ayrışmalar dikkate alınır. Öncelikle, tam sapma (full-deviation) değeri eşitlik (82)'deki formül ile hesaplanır.

$$\alpha_{Full-Deviation,TAP} = \arctan\left(\frac{d_{Full-Deviation,TAP}}{D_{lat,TAP}}\right) \quad (82)$$

Daha sonra uçağın anlık konumunun ideal çizgiden kaç derece saptığı eşitlik (83) ile hesaplanır.

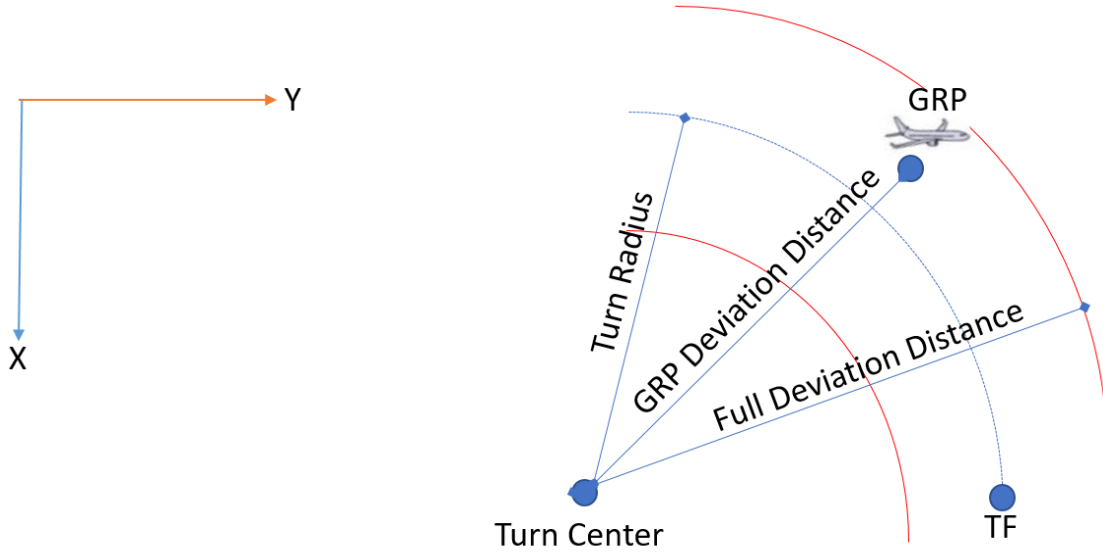
$$\alpha_{lat,TAP} = \arctan\left(\frac{d_{lat,TAP}}{D_{lat,TAP}}\right) \quad (83)$$

CDI verisi, eşitlik (84)'te gösterildiği gibi anlık sapma açısının maksimum sapma (full-deviation) açısına oranı ile hesaplanır. Bu verinin maksimum değeri, tam sapma değeridir. Uçak, anlık olarak tanımlı sınır çizgilerinin dışına çıktığında; anlık sapma açısı, tam-sapma açısından daha büyük olacaktır. Ancak, bu durumlarda da sapma miktarı pilota tam-sapma değeri olarak gösterilir.

$$CDI = \frac{\alpha_{lat,TAP}}{\alpha_{Full-Deviation,TAP}} \quad (84)$$

RF ile başlayan uçuş bacakları çeyrek çember boyunca manevralı bir hareket tanımladığı için bu yollar üzerinde CDI hesaplamak için doğrusal bir noktaya göre açı hesaplaması

yapılamaz. Bu tip manevralı uçuş rotalarında CDI hesaplaması için kullanılacak geometri Şekil 4.19’da verilmiştir.



Şekil 4.19. Manevralı Bir Rota İçin Yatay Doğrultuda Sapma Geometrisi

İki farklı yay için ortak bir referans noktadan açısal farklılık hesaplamak doğru olmayacağı için yataydaki sapma miktarı hesabında öncelikle dönüşün merkezi kullanılarak merkezden ne kadar sapıldığı eşitlik (85) ile elde edilir.

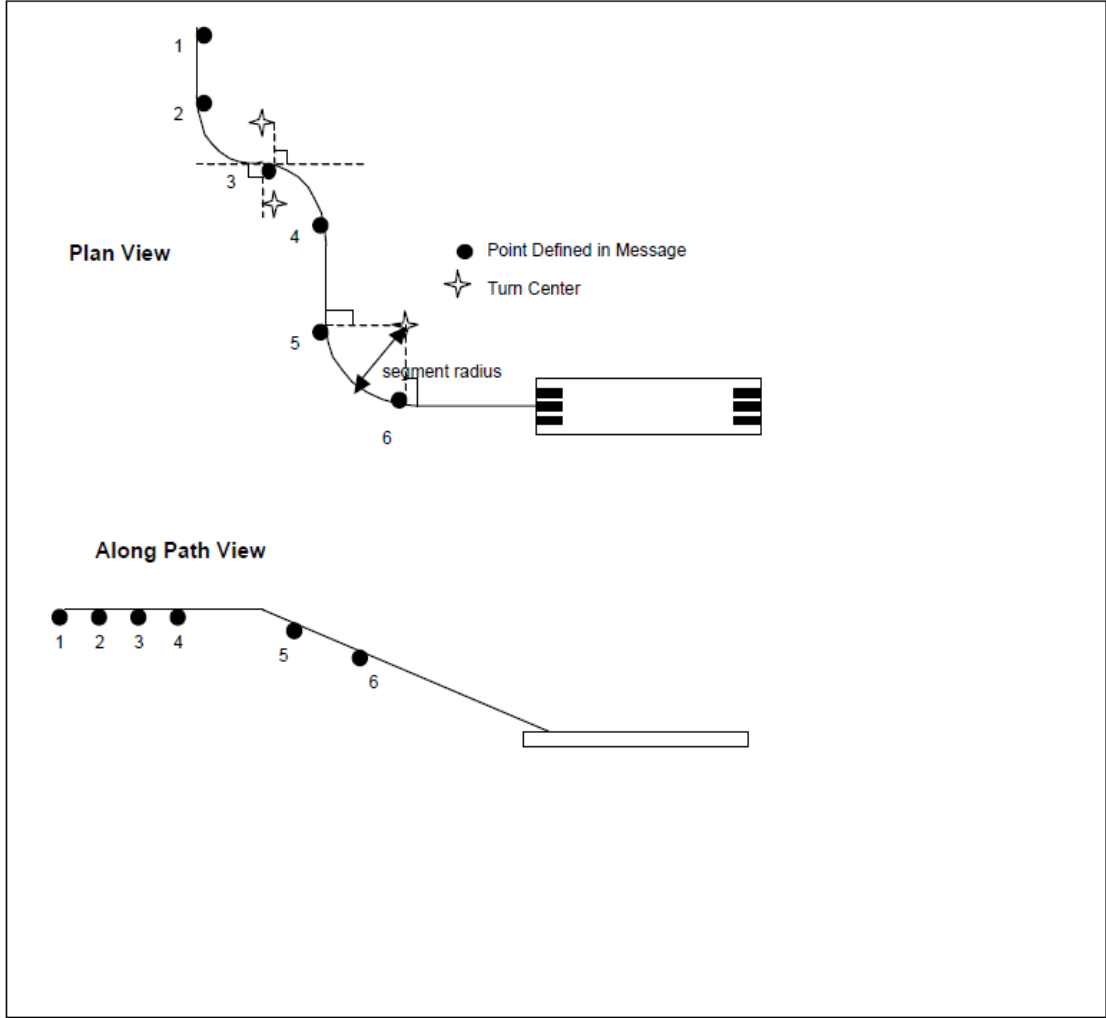
$$GRP\ Deviation = GRP\ Deviation\ Distance - Turn\ Radius \quad (85)$$

Hesaplanan GRP Deviation değeri, eşitlik (86)’te gösterildiği gibi VDB Tip-4 TAP data mesajında yer alan “Lateral Displacement Sensitivity at Point n” parametresi ile oranlanır. Bu oran 1’i gösterdiğinde tam sapma durumu yaşandığı anlaşılır. Doğrusal sapma hesaplamalarına benzer şekilde CDI oranı 1 değerini aşsa da maksimum değer olarak pilota ve uçaktaki göstergelere tam-sapma değeri gösterilir.

$$CDI = \frac{GRP\ Deviation}{Lateral\ Displacement\ Sensitivity\ at\ Point\ n} \quad (86)$$

Manevralı ve aşamalı yaklaşımlar yapılırken CDI değeri mümkün olduğunca 0’a yakın tutulur. Değerin 0’a yakın olması ideal rotadan minimum sapmayı simgeler. TAP data içeriğindeki tüm uçuş bacakları sırasıyla takip edildikten sonra LTP/FTP noktasının TCH

kadar üzerinde tanımlı olan TCP noktası son yaklaşım bacağı olarak kabul edilir. Bu noktaya ulaştıktan sonra FAS data kullanılarak iniş prosedürü başlatılır. Örnek bir manevralı ve aşamalı yaklaşım ve sonrasında iniş prosedürü Şekil 4.20’de gösterilmiştir.



Şekil 4.20. Manevralı ve Aşamalı Bir Yaklaşım Prosedürü [35]

Şekilde gösterilen 1 numaralı nokta TAP prosedürünün başladığı noktayı yani IF uçuş bacağına gösterir. 2 numaralı noktada bir RF uçuş bacağı tanımlıdır, 90°'lik manevra sonrasında 3 numaralı noktadaki bir başka RF uçuş bacağına ulaşılır. Bir başka 90°'lik manevra sonrasında 4 numaralı TF uçuş bacağına ulaşılır. Bu rota takip edilip 5 numaradaki RF uçuş bacağına bağlanılır. Bu uçuş bacağı ile başlayan 90°'lik manevra ile 6 numara ile gösterilen TCP noktasına ulaşılır. Bu noktadan sonra doğrusal bir şekilde iniş yapılır [38].

## 4.4 GLS Verisinin Oluşturulması ve Analizi

### 4.4.1. GLS Verisinin Oluşturulması

Bu tez kapsamında, GLS sisteminden sağlanan verileri kullanarak otomatik olarak iniş yapabilen bir algoritma geliştirilmesi planlanmıştır. Bu işlemin ilk adımı, alıcıya VDB Tip-4 verilerinin sağlanmasıdır. Çevredeki tüm uçaklar aynı VDB datasını gördükleri için uçağa özgü bir veri oluşturma işlemi gerekmemektedir.

Veri oluşturma işlemi, örnek bir havalimanı pistine göre FAS ve TAP data setleri oluşturulmasından ibarettir. Alıcıda anlamlandırılacak her bir FAS veya TAP data içeriği otopilot algoritmasına girdi olarak sağlanacaktır.

### 4.4.2. GLS Verisinin Analizi

Oluşturulan örnek FAS sisteme girdi olarak sağlandıktan sonra, ilk olarak LTP/FTP noktasının (x,y,z) koordinatları (0,0,0) olarak tanımlanır. TCP noktasının koordinatları ise (0,0,TCH) olarak tanımlanır. Öncelikle sisteme girdi olarak sağlanan veri tipinde TAP data bilgisi olup olmadığına bakılır. Veri içeriğinde TAP data varsa ve manevralı-aşamalı iniş planlanıyorsa, ilk olarak TAP data içeriğinde yer alan IF (Initial Fix) konumu, LTP/FTP konumu referans alınarak (x,y,z) koordinatlarına dönüştürülür. Bu noktadan başlayarak TAP data içeriğindeki tüm uçuş bacakları ilgili dönüşümler yapılarak tanımlanır. Bu noktadan sonra hedef, veri içeriğinde belirtildiği sırayla ilgili uçuş bacaklarını takip ederek iniş için kritik olan TCP noktasına ulaşmaktır.

Bu rota boyunca ideal rotadan sapmalar CDI cinsinden hesaplanır. Ancak grafiklerde yaklaşma ve inişteki sapmaları birlikte sunmak için CDI değerleri DDM'e çevrilmiştir. Bu dönüşümde, elde edilen CDI oranı eşitlik (87)'de gösterildiği gibi 0.155 ile çarpılarak DDM'e dönüştürülmüştür. CDI parametresinin alabileceği maksimum değer olan '1' tam sapmayı gösterir. Bu çarpım sonrasında  $CDI = 1$  değeri 0.155 DDM'e denk gelecektir. Daha önceki bölümlerde anlatıldığı gibi 0.155 DDM tam sapmayı simgelediği için kavramsal anlamda bir uygunsuzluk oluşmamaktadır.

$$CDI_{DDM\_Representative} = CDI * 0.155 DDM \quad (87)$$

Tanımlanan son uçuş bacağı, TAP data ile takip edilen rotayı FAS data başlangıç noktası olan LTP/FTP'nin TCH kadar yukarısındaki TCP noktasına bağlar. Tanımlı bir TAP data yoksa, doğrudan TCP noktasına ulaşip iniş prosedürünün başlatılması hedeflenir. Bu

nokta, iniş işlemine başlanmak istenen nokta olarak tanımlandığı için öncelikli hedef; GRP konumundan bu noktaya gelmek için hareket tanımlanmasıdır.

Hareketin yönü ve büyüklüğünün tanımlanması için DDM cinsinden sapmaların hesaplanması gerekir. GRP konumunun WGS-84 modeline göre tanımlanan enlem, boylam ve yükseklik (height) verileri ile TCP noktasının enlem, boylam ve yükseklik verileri arasındaki farka göre GRP'nin kartezyen (x,y,z) konum bilgileri elde edilir.

LTP/FTP noktası ile FPAP noktası arasındaki enlem boylam farkları kullanılarak FPAP noktasının x ve y eksenlerindeki konumu elde edilir. Aynen LTP/FTP'de olduğu gibi FPAP noktasının da yerde olduğu (z=0) kabul edilir.

LTP/FTP noktası ile FPAP noktası arasındaki doğrunun eğimine bakılarak merkez çizgi referansının kaç derece olduğu hesaplanır. Merkez referans çizgisinin eğim açısı değeri,  $\alpha_{\text{LateralRef}}$  olarak kaydedilir. Aynı eğim açısı ile doğru 305 metre daha uzatılır ve açısal referans noktası olan GARP noktasının (x,y,0) koordinatları elde edilir.

Bu noktadan sonra, eldeki parametreler yataydaki açısal sapmayı hesaplamak için yeterlidir. GRP konumunun y-koordinatı hangi değeri gösteriyorsa, FPAP-FTP/FTP doğrusu bu y değerine kadar uzatılır.  $\alpha_{\text{LateralRef}}$  açısı değeri bilindiği için ilgili y-koordinatına denk gelen x-koordinatı tanjant fonksiyonu ile hesaplanır. Elde edilen noktanın x-eksenindeki bileşeni  $X_{\text{CenterLine}}$  olarak kaydedilir. Eşitlik (88) kullanılarak  $X_{\text{GRP}}$  ile  $X_{\text{CenterLine}}$  noktaları arasındaki uzaklık bilgisi,  $X_{\text{lat\_hypotenuse}}$  elde edilir.

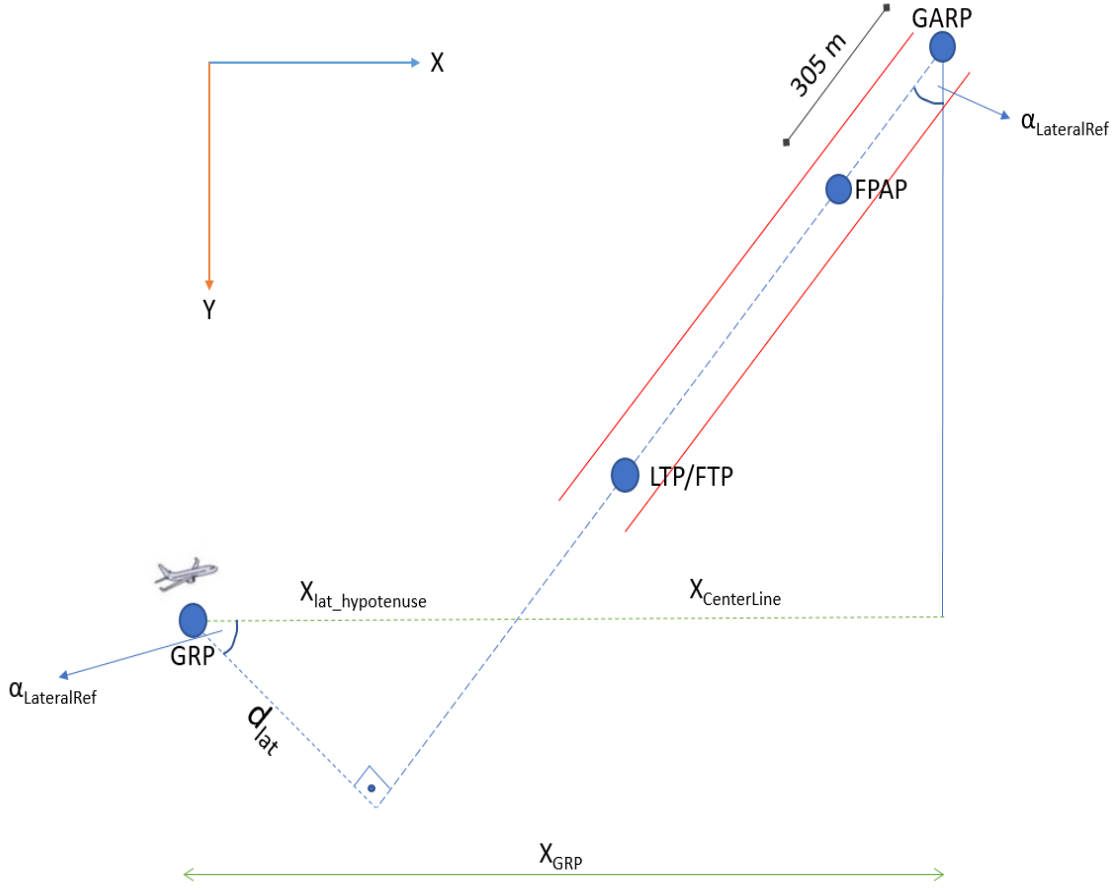
$$x_{\text{lat,hypotenuse}} = X_{\text{GRP}} - X_{\text{CenterLine}} \quad (88)$$

$X_{\text{GRP}}$  : Uçağın düzeltilmiş konumun x eksenindeki bileşeni

$X_{\text{CenterLine}}$ : Pist merkez çizgisinin, GRP konumu ile aynı y değerine sahip noktasının x-eksenindeki değeri

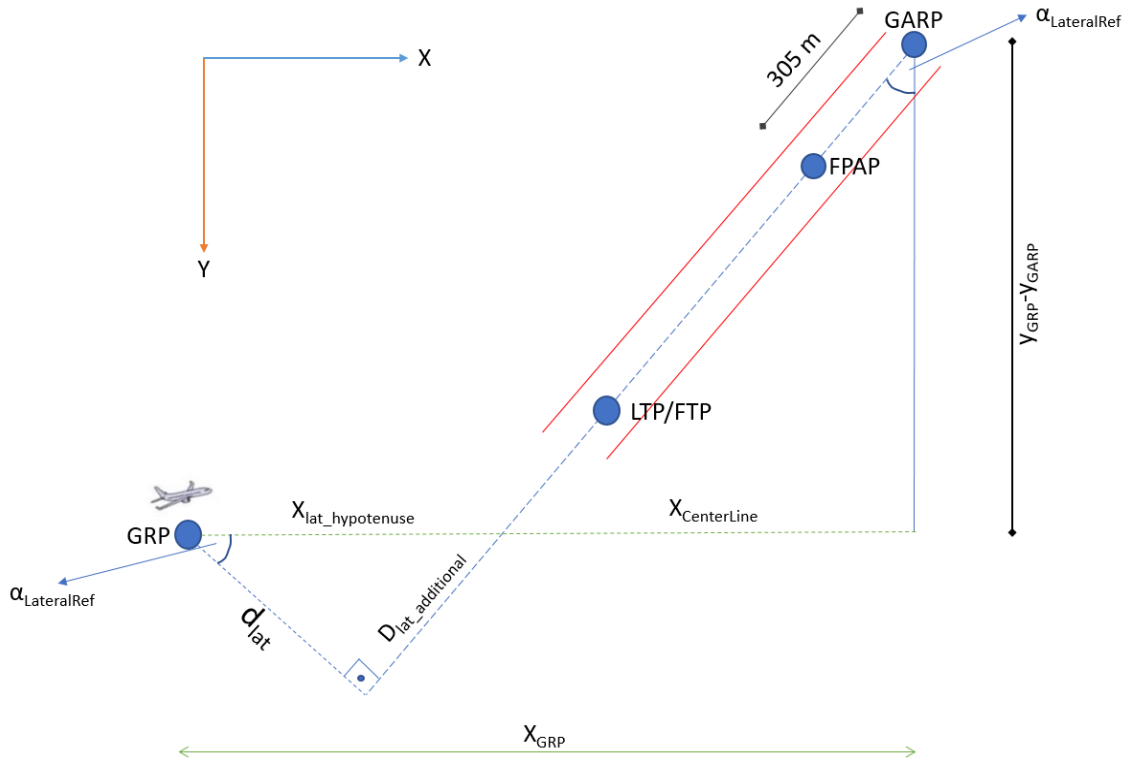
Eşitlik (89) kullanılarak  $d_{\text{lat}}$  bilgisi metre cinsinden elde edilir. Şekil 4.21'de eşitliklerde hesaplanan parametreler gösterilmiştir.

$$d_{\text{lat}} = x_{\text{lat,hypotenuse}} * \cos(\alpha_{\text{LateralRef}}) \quad (89)$$



Şekil 4.21. Yataydaki Sapma için Kullanılan Geometrik Model-1

Açısal sapmayı hesaplayabilmek için ihtiyaç duyulan diğer parametre  $D_{lat}$  pistin merkez çizgisi eksen kabul edilirse; bu eksen üzerinden uzaklığa karşılık gelir. Bu uzaklığın hesaplanması için kullanılan geometrik model Şekil 4.22’de gösterilmiştir.



Şekil 4.22. Yataydaki Sapma için Kullanılan Geometrik Model-2

Eşitlik (88) ile hesaplanan  $X_{lat\_hypotenuse}$  ve  $\alpha_{LateralRef}$  açısı değeri eşitlik (90)'da yerine konularak  $D_{lat\_additional}$  uzunluk bilgisi elde edilir.

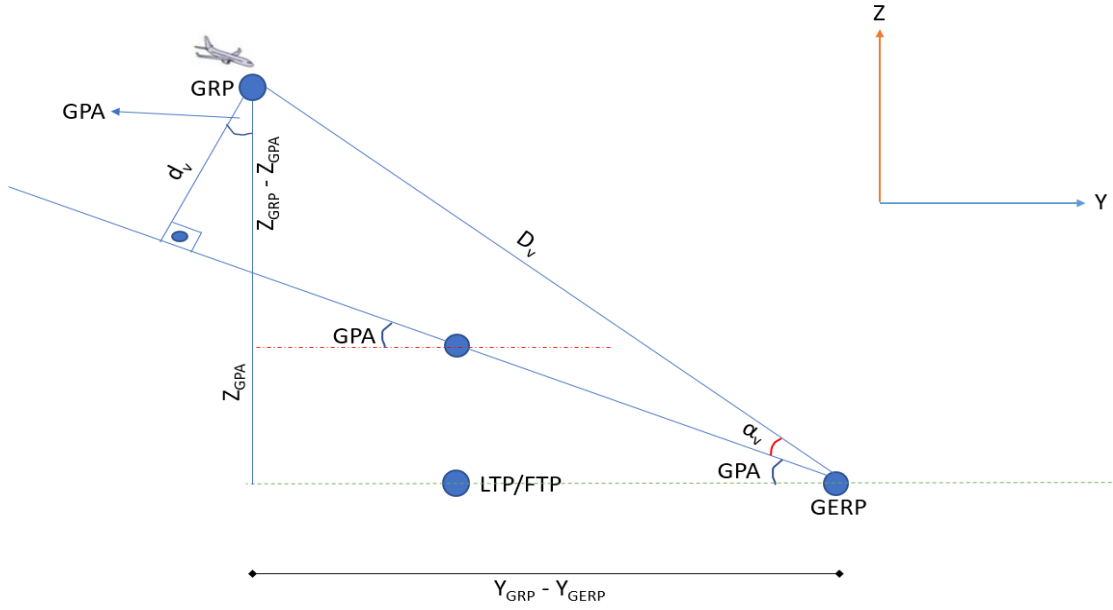
$$D_{lat\_additional} = X_{lat\_hypotenuse} * \sin(\alpha_{LateralRef}) \quad (90)$$

Uçağın anlık konumu GRP ile GARP noktasının y-eksenindeki konumları arasındaki uzaklık ( $y_{GRP} - y_{GARP}$ ),  $X_{CenterLine}$  ve  $D_{lat\_additional}$  eşitlik (91)'de yerlerine konularak  $D_{lat}$  bilgisi metre cinsinden elde edilir.

$$D_{lat} = \sqrt{(y_{GRP} - y_{GARP})^2 + (x_{CenterLine})^2} + D_{lat\_additional} \quad (91)$$

Elde edilen  $d_{lat}$  ve  $D_{lat}$  verileri eşitlik (78)'de kullanılarak  $\alpha_{lat}$  verisi elde edilir. Hesaplanan  $\alpha_{lat}$  verisi, eşitlik (79)'da kullanılır ve yataydaki sapma miktarı LateralDeviationDDM bilgisi DDM cinsinden elde edilir.

Dikey eksenindeki sapmayı hesaplamak için  $d_v$  ve  $D_v$  uzaklıklarını metre cinsinden hesaplamak gerekir. Bu hesaplamalarda Şekil 4.23'teki geometrik model kullanılır.



Şekil 4.23. Süzülme Açısından Sapma için Kullanılan Geometrik Model

Süzülme açısı (GPA) doğrusuna en yakın uzaklık ( $d_v$ ) bilgisinin elde edilmesi için öncelikle GPA eğrisinin GRP noktası ile aynı  $y$  değerindeki yükseklik bilgisi ( $Z_{GPA}$ ), eşitlik (92) kullanılarak hesaplanır.

$$Z_{GPA} = (Y_{GRP} - Y_{GERP}) * \tan(GPA) \quad (92)$$

Süzülme açısı doğrusunun yüksekliği ( $Z_{GPA}$ ) hesaplandıktan sonra eşitlik (93) kullanılarak GRP düzeltilmiş konumunun ideal süzülme doğrusuna en yakın uzaklık bilgisi elde edilir.

$$d_v = (Z_{GRP} - Z_{GPA}) * \cos(GPA) \quad (93)$$

GRP noktasının GERP noktasına olan doğrudan uzaklığı (slant range)  $D_v$ , eşitlik (94) ile hesaplanır.

$$D_v = \sqrt{(Y_{GRP} - Y_{GERP})^2 + (Z_{GRP})^2} \quad (94)$$

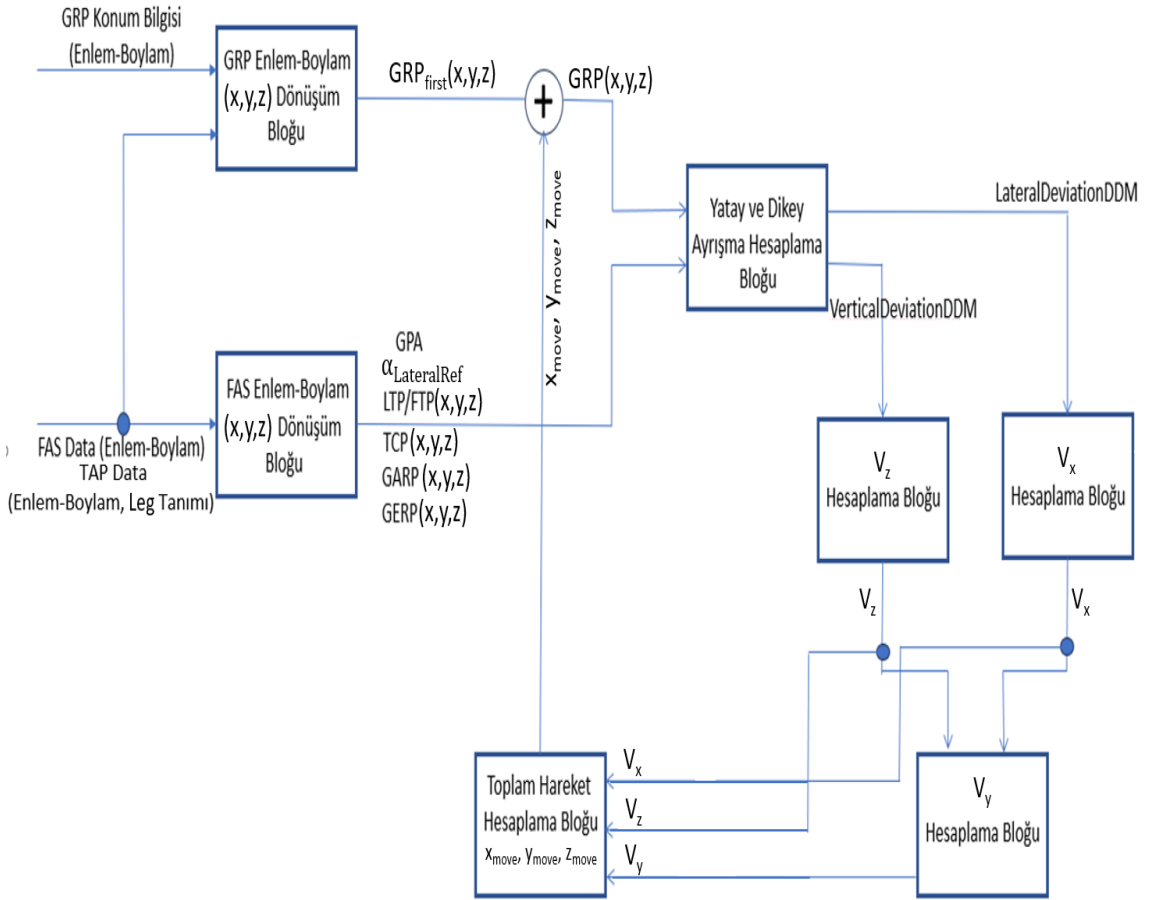
Eşitlik (93) ve (94) ile elde edilen  $d_v$  ve  $D_v$  eşitlik (80)'de yerlerine konularak  $\alpha_v$  açısal sapma değeri elde edilir. Daha sonra  $\alpha_v$  açısal sapma değeri, eşitlik (78)'deki yerine konularak dikey düzlemde ideal süzülme açısından sapma değeri VerticalDeviationDDM, DDM biriminden hesaplanır.



### 4.4.3. GLS Otopilot Algoritması

#### 4.4.3.1. GLS Otopilot Algoritmasının Çalışma Prensibi

GLS otopilot algoritmasının çalışması için sisteme öncelikle uçağın enlem-boylam bilgileri ve yatay eksendeki hız bilgisi  $V_y$  girilir. Uçaklar yaklaşma sürecinden piste dokunana kadar sabit kabul edilebilecek bir hızda süzülme hareketi yaparlar. Bu hız değeri bir yolcu uçağı için 150-165 mph aralığındadır. Bu değer aralığı, yaklaşık olarak 240-265 km/s'e karşılık gelir. Hesaplamalar saniye cinsinden yapılacağı için bu değerleri m/s cinsinden dönüştürmek gerekir. Minimum değer olarak belirtilen 240 km/saat, 66.7 m/s'e denk gelir. Tez kapsamında, yatay yöndeki ilk hız değeri  $V_y = 70$  m/s olarak belirlenmiştir. Diğer eksenlerdeki ilk hız değerleri  $V_x = 0$  ve  $V_z = 0$  olarak belirlenmiştir. GLS sapma bloğundan gelen DDM birimindeki sapma değerlerine göre sapmayı dengeleyecek yönde hareket tanımlanır. Otopilot algoritmasının çalışmasında Şekil 4.24'deki blok diyagramdaki adımlar takip edilir.



Şekil 4.24. GLS Otopilot Algoritması Blok Diyagramı

#### 4.4.3.2. GLS Yaklaşma Simülasyonları

Algoritmada senaryo tanımlamak için girilmesi gereken değerler, FAS data içeriğindeki LTP/FTP noktasının konum bilgileri, TCH yükseklik bilgisi, GPA süzülme açısı bilgisi,  $\Delta$ FPAP verisi ve uçağın VDB Tip-1 verisi ile düzeltilmiş konum bilgisidir. Eğer manevralı-aşamalı iniş planlanıyorsa, TAP data kapsamında uçuş bacağı tanımlanacak noktaların konum bilgileri ve bu uçuş bacaklarının tipleri girdi olarak sisteme sağlanacaktır.

Gerekli dönüşümler yapıldıktan sonra elde edilen sapmalara göre tanımlanan hareketler sonucunda, uçağın son konumu pist merkez çizgisine olabildiği kadar yakın olmalı ve uçak iniş yaparken pist için tanımlanan GPA'lık ideal süzülme açısını bir noktada yakalamış ve bu doğruyu takip etmiş olmalıdır.

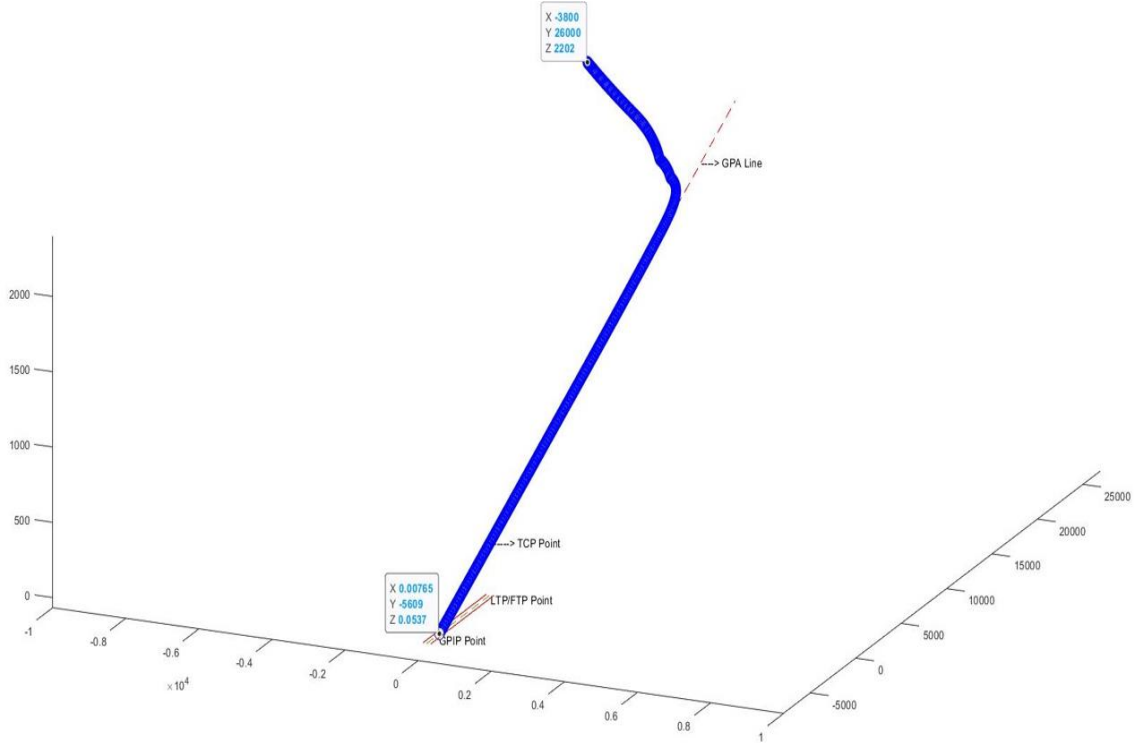
##### Senaryo 1

- Uçağın ilk konum bilgileri (GRP) : ( $x_{uçak} = -3800$ ,  $y_{uçak} = 26000$ ,  $z_{uçak} = 2202$ )
- FAS Data:
  - LTP/FTP: ( $x_{LTP/FTP} = 0$ ,  $y_{LTP/FTP} = 0$ ,  $z_{LTP/FTP} = 0$ )
  - TCH: 350 metre
  - GPA:  $3.57^\circ$
  - Course Width =  $\pm 105$  metre
  - TCP: ( $x_{TCP} = 0$ ,  $y_{TCP} = 0$ ,  $z_{TCP} = 350$ )
  - FPAP: ( $x_{FPAP} = 0$ ,  $y_{FPAP} = -1000$ ,  $z_{FPAP} = 0$ )

İlk konumu (GRP) verilen uçağa, FAS data kullanılarak yatayda yapılması gereken konum doğrulamasının yaklaşık 3800 metre olduğu görülür. FAS data içeriğinde GPA =  $3.57^\circ$  olarak belirlendiği ve TCP noktasının koordinatları TCP: ( $x_{TCP} = 0$ ,  $y_{TCP} = 0$ ,  $z_{TCP} = 350$ ) olarak verildiğine göre GPIP, GARP ve GERP konumları aşağıdaki gibi hesaplanır.

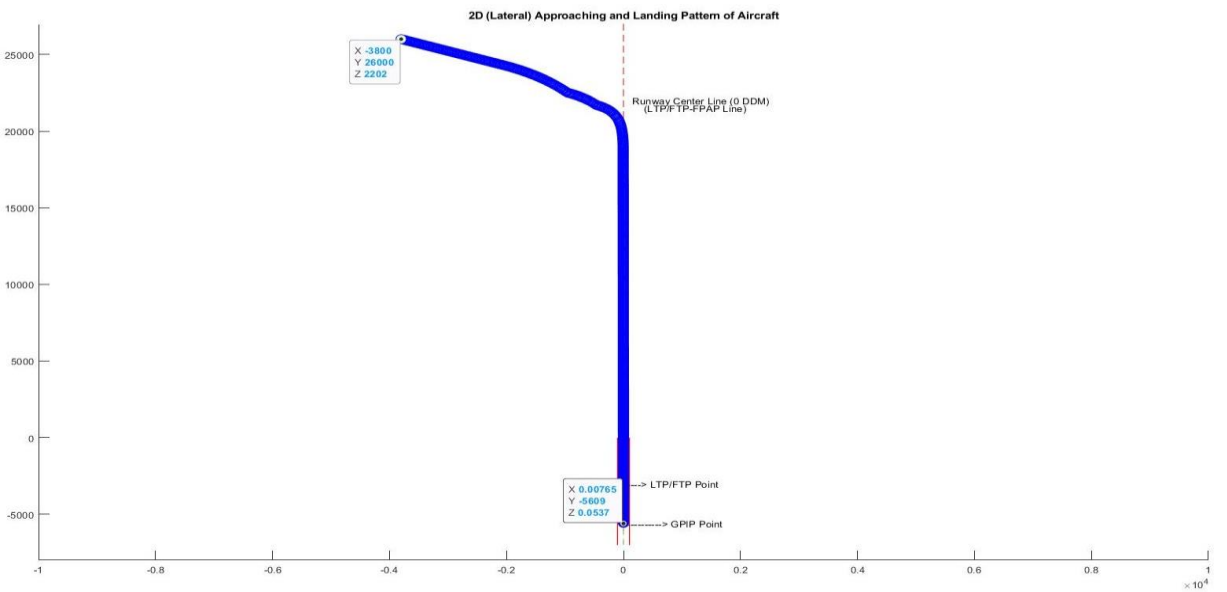
- GPIP: ( $x_{GPIP} = 0$ ,  $y_{GPIP} = 0 - \cot(GPA)*TCH = -5610$ ,  $z_{GPIP} = 0$ )
- GARP: ( $x_{GARP} = 0$ ,  $y_{GARP} = -1305$ ,  $z_{GARP} = 0$ )
- GERP: ( $x_{GERP} = 150$ ,  $y_{GERP} = -5610$ ,  $z_{GERP} = 0$ )

Şekil 4.25'te FAS data kullanılarak yapılan inişin 3 boyutlu gösterimi sağlanmıştır. Bu gösterimde, ilk konum bilgisi (GRP) ve uçağın yere dokunduğu noktanın koordinatları gösterilmiştir.



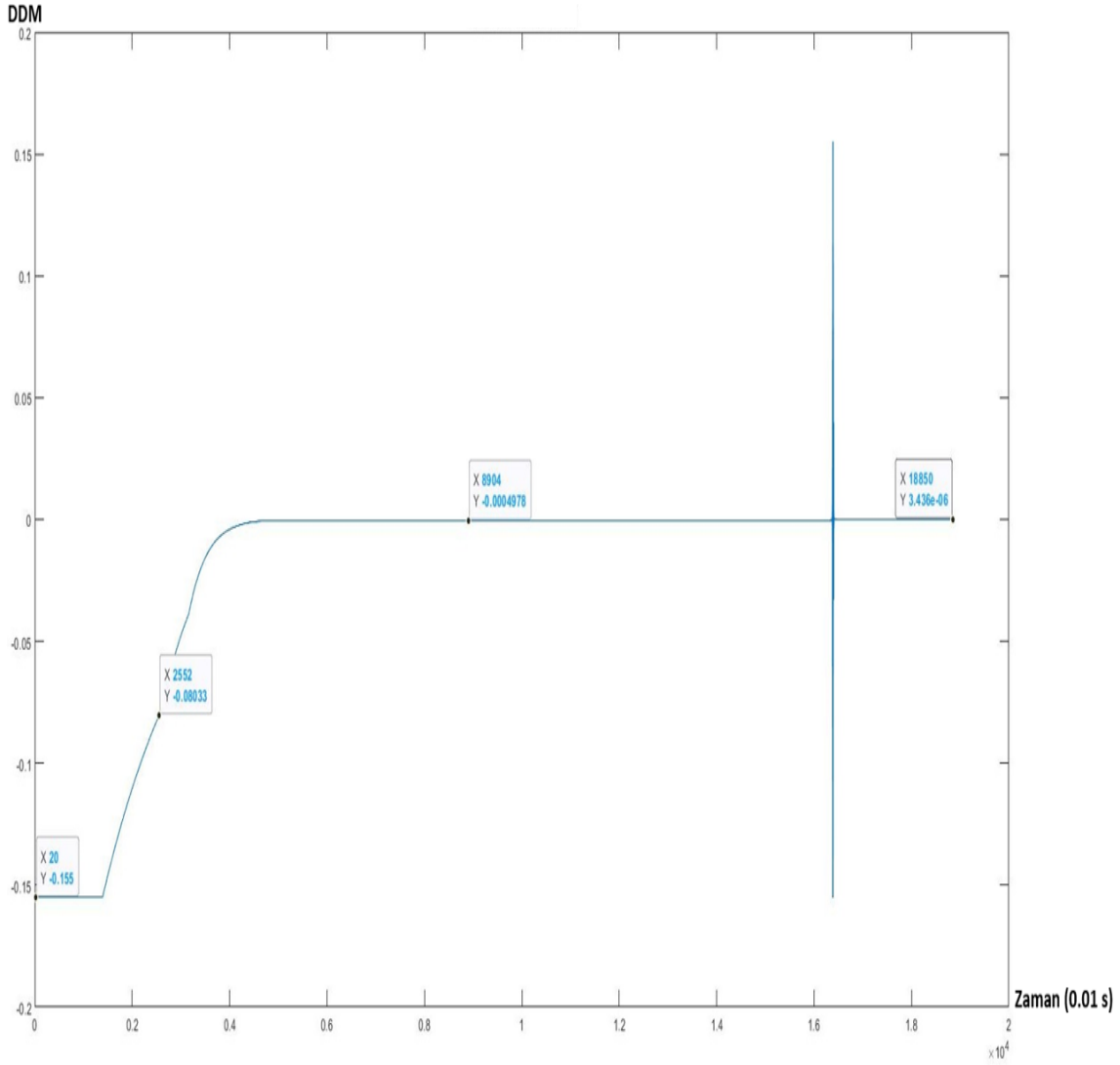
Şekil 4.25. GBAS VDB FAS Data ile Yapılan Yaklaşma ve İnişin 3 Boyutta Gösterimi

Şekil 4.26’da FAS data kullanılarak yatay doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. İlk konumu pistin sol tarafında bulunan uçak, başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile merkeze yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan açısal sapma değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; daha basit düzeltmelerle merkez çizgiye çok yakın bir iniş yapılmıştır.



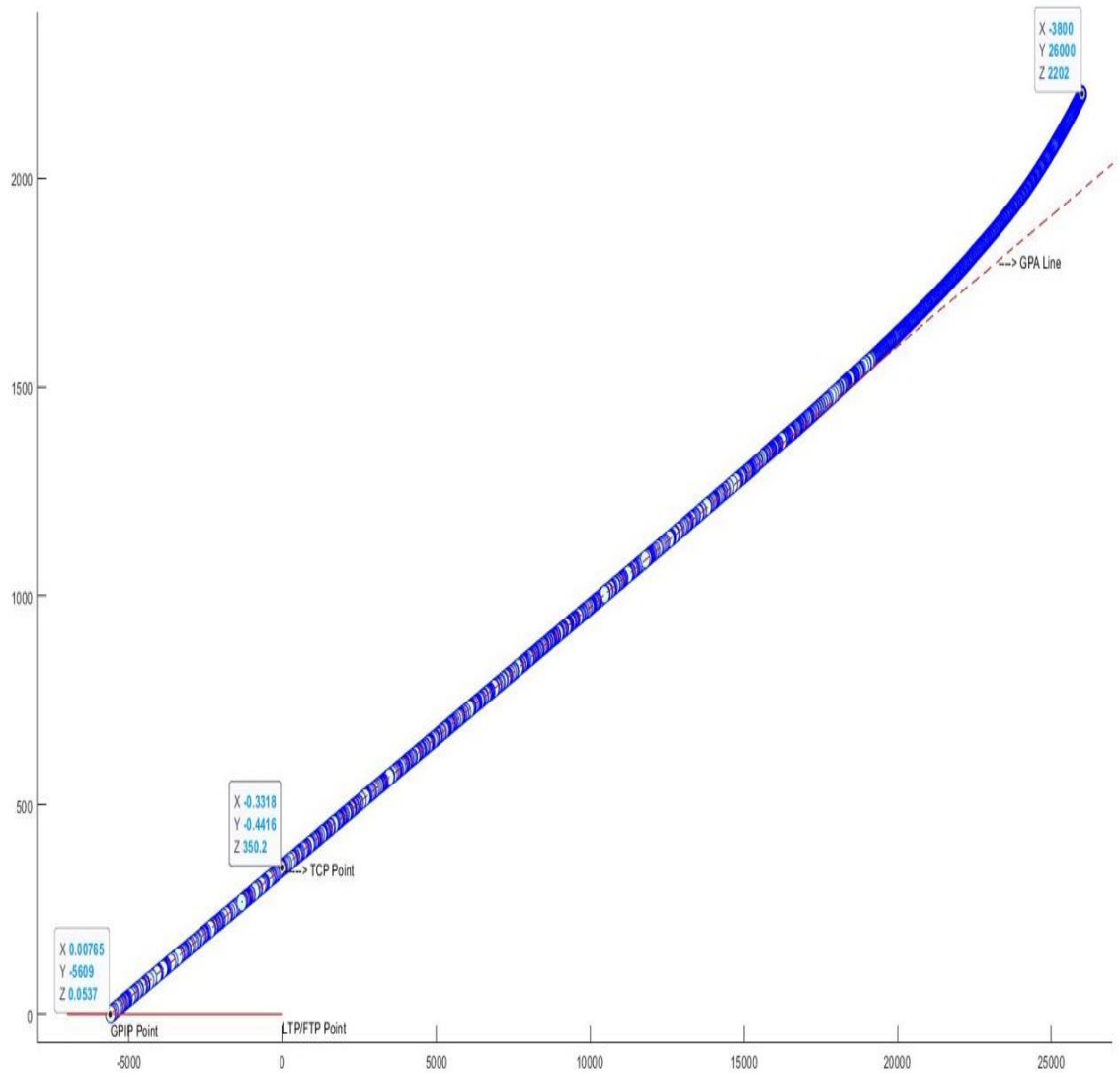
Şekil 4.26. FAS Data ile Yatay Doğrultuda Yapılan Hareketin 2 Boyutta Gösterimi

Şekil 4.27’de yapılan hareket boyunca hesaplanan sapma değeri DDM cinsinden gösterilmiştir. Görüldüğü gibi başta negatif tam sapma (Full Deviation = -0.155 DDM) değeri gözlemlenirken, merkeze doğru yapılan hareket ile birlikte sapma miktarı giderek 0’a yaklaşmıştır. İnişin son aşamalarına geldikçe GARP noktasına yaklaşıldığı için açılmal sapma anlık olarak yükselmiş ancak çok hızlı bir şekilde dengelenmiştir. Bu sapma değerleri kullanılarak tanımlanan hareket sonucunda piste milimetrik çözünürlükte başarılı bir iniş yapılmıştır.



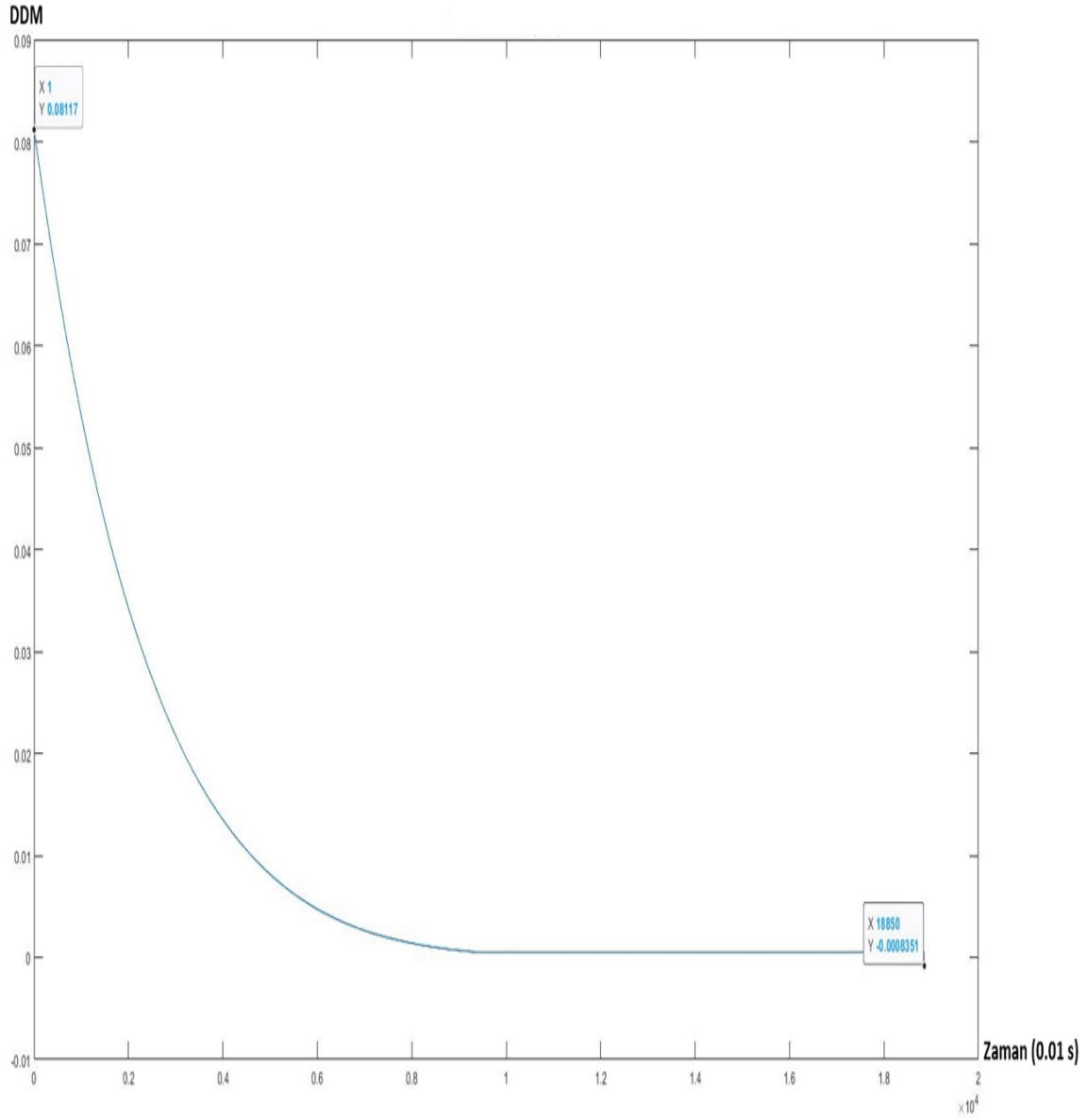
Şekil 4.27. Yatay Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri

Şekil 4.28’de FAS data kullanılarak dikey doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. İlk durumda, ideal süzülme doğrusunun yukarısında bulunan uçak, başlangıçta tanımlanan keskin bir hız vektörü yardımı ile süzülme doğrusuna yaklaştırılmıştır. Sapma miktarı azaldıkça hesaplanan açisal sapma değeri giderek düştüğü için hız vektörünün keskinliği azalmış; daha basit düzeltmelerle ideal süzülme doğrusuna çok yakın bir iniş yapılmıştır. İnişin ideale ne kadar yakın olduğu, yere dokunulan (Touch Point) nokta ile GPIIP noktasının arasında milimetrik farklılıklar olmasından anlaşılmaktadır.



Şekil 4.28. FAS Data ile Dikey Doğrultuda Yapılan Hareketin 2 Boyutta Gösterimi

Şekil 4.29’da yapılan hareket boyunca hesaplanan sapma değeri DDM cinsinden gösterilmiştir. Görüldüğü gibi başta pozitif sapma değerleri gözlemlenirken, ideal süzülme açısı çizgisine doğru yapılan hareket ile birlikte sapma miktarı giderek 0’a yaklaşmıştır. İnişin sonuna kadar 0 DDM değerinden uzaklaşmamıştır.

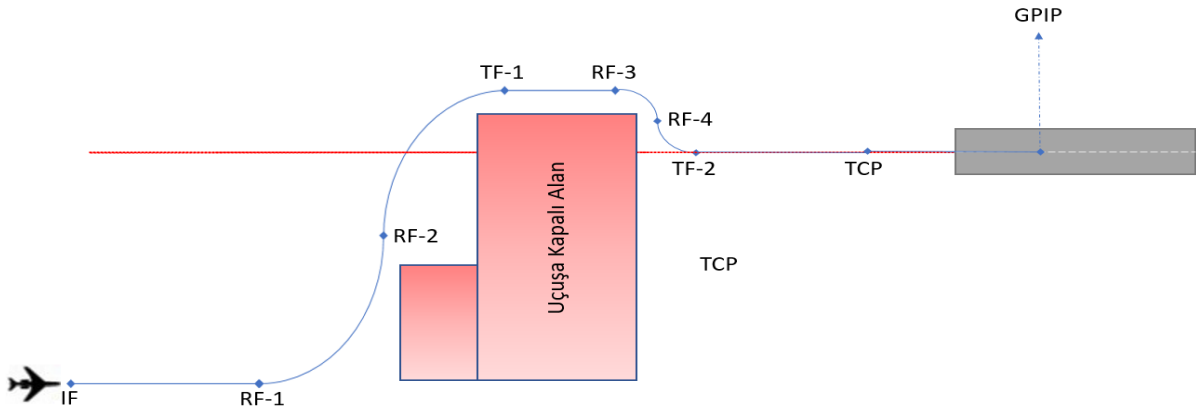


Şekil 4.29. Dikey Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri

## Senaryo 2

- Uçağın ilk konum bilgileri (GRP) : ( $x_{uçak} = -6000$ ,  $y_{uçak} = 26000$ ,  $z_{uçak} = 900$ )
- FAS Data:
  - LTP/FTP: ( $x_{LTP/FTP} = 0$ ,  $y_{LTP/FTP} = 0$ ,  $z_{LTP/FTP} = 0$ )
  - TCH: 200 metre
  - GPA:  $3.00^\circ$
  - Course Width =  $\pm 105$  metre
  - TCP: ( $x_{TCP} = 0$ ,  $y_{TCP} = 0$ ,  $z_{TCP} = 200$ )
  - FPAP: ( $x_{FPAP} = 0$ ,  $y_{FPAP} = -1000$ ,  $z_{FPAP} = 0$ )
- TAP Data:
  - IF (Initial Fix): ( $x_{IF} = -6000$ ,  $y_{IF} = 26000$ ,  $z_{LTP/FTP} = 900$ )
  - RF-1 (Radius to Fix-1):
    - Leg Konumu: ( $x_{RF-1} = -6000$ ,  $y_{RF-1} = 20000$ ,  $z_{RF-1} = 900$ )
    - Dönüş Merkezi: ( $x_{RF-1\_Turn} = -2000$ ,  $y_{RF-1\_Turn} = 20000$ ,  $z_{RF-1\_Turn} = 900$ )
  - RF-2 (Radius to Fix-2):
    - Leg Konumu: ( $x_{RF-2} = -2000$ ,  $y_{RF-2} = 16000$ ,  $z_{RF-2} = 900$ )
    - Dönüş Merkezi: ( $x_{RF-2\_Turn} = -2000$ ,  $y_{RF-2\_Turn} = 12000$ ,  $z_{RF-2\_Turn} = 900$ )
  - TF-1 (Track to Fix-1): ( $x_{TF-1} = 2000$ ,  $y_{TF-1} = 12000$ ,  $z_{TF-1} = 900$ )
  - RF-3 (Radius to Fix-3):
    - Leg Konumu: ( $x_{RF-3} = 2000$ ,  $y_{RF-3} = 8000$ ,  $z_{RF-3} = 900$ )
    - Dönüş Merkezi: ( $x_{RF-3\_Turn} = 1000$ ,  $y_{RF-3\_Turn} = 8000$ ,  $z_{RF-3\_Turn} = 900$ )
  - RF-4 (Radius to Fix-4):
    - Leg Konumu: ( $x_{RF-4} = 1000$ ,  $y_{RF-4} = 7000$ ,  $z_{RF-4} = 900$ )
    - Dönüş Merkezi: ( $x_{RF-4\_Turn} = 0$ ,  $y_{RF-4\_Turn} = 6000$ ,  $z_{RF-4\_Turn} = 900$ )
  - TF-2 (Track to Fix-2): ( $x_{TF-1} = 0$ ,  $y_{TF-1} = 6000$ ,  $z_{TF-1} = 900$ )
  - Lateral Displacement Sensitivity:  $\pm 500$  metre
  - Vertical Displacement Sensitivity:  $\pm 100$  metre

Senaryo 2’de planlanan manevralı-aşamalı yaklaşma ve iniş prosedürü Şekil 4.30’da gösterilmiştir.



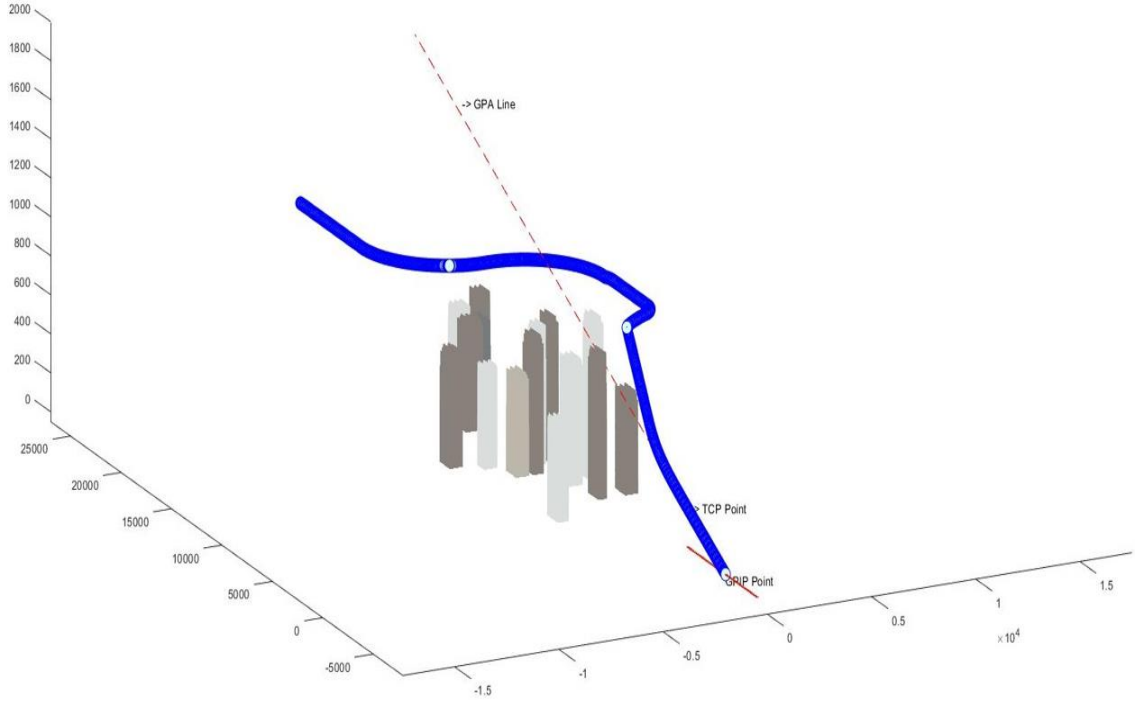
Şekil 4.30. Senaryo 2’de Planlanan Manevralı-Aşamalı İniş Prosedürü

İlk konumu (GRP) verilen uçağın, FAS ve TAP data kullanılarak yatayda yapılması gereken konum doğrulamasının yaklaşık 6000 metre olduğu görülür. Ancak pist ile uçağın konumu arasındaki uçuşa yasak bölge sebebiyle başlangıçta pistin solunda bulunan uçak, pistin sağına geçmelidir. Uçuş yasağı bulunan bölgenin etrafından dolandıktan sonra pist merkez çizgisine göre doğrulamalar başlayacaktır. . FAS data içeriğinde GPA = 3.00° olarak belirlendiği ve TCP noktasının koordinatları TCP: ( $x_{TCP} = 0$ ,  $y_{TCP} = 0$ ,  $z_{TCP} = 200$ ) olarak verildiğine göre GPIP, GARP ve GERP konumları aşağıdaki gibi hesaplanır.

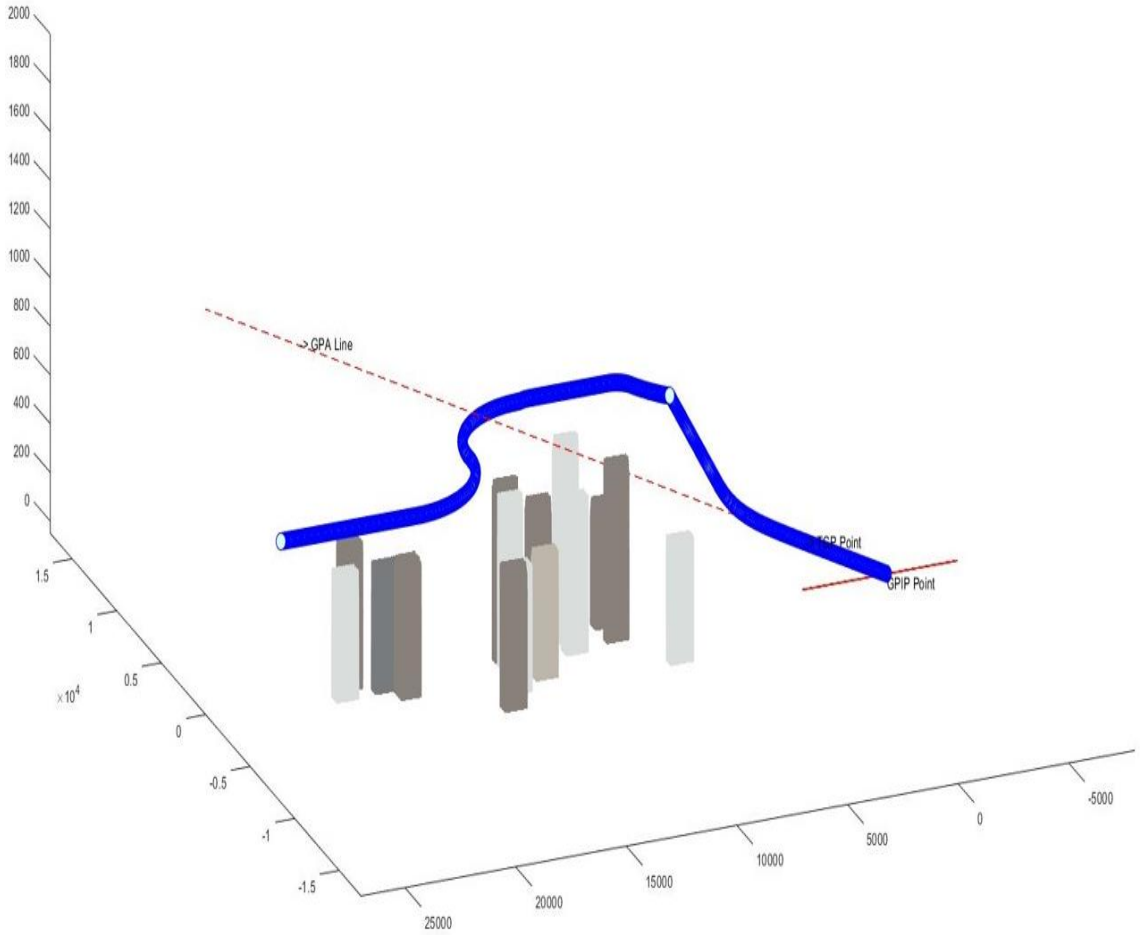
- GPIP: ( $x_{GPIP} = 0$ ,  $y_{GPIP} = 0 - \cot(GPA) \cdot TCH = -3816.2$ ,  $z_{GPIP} = 0$ )
- GARP: ( $x_{GARP} = 0$ ,  $y_{GARP} = -1305$ ,  $z_{GARP} = 0$ )
- GERP: ( $x_{GERP} = 150$ ,  $y_{GERP} = -3816.2$ ,  $z_{GERP} = 0$ )

Şekil 4.31 ve 4.32’de FAS ve TAP data kullanılarak yapılan yaklaşma ve inişin farklı açılardan üç boyutlu gösterimi sağlanmıştır. Şekilde uçuşa kapalı alan, temsili binalarla doldurulmuştur. TAP data içeriğindeki her bir uçuş bacağı takip edilerek yüksek binaların bulunmadığı, uçuşa elverişli bir koridor takip edilmiş ve iniş işlemlerinin başlayacağı TCP noktasına ulaşım sağlanmıştır. Bu noktadan sonra, GPA süzülme açısı ile doğrusal bir iniş yapılmıştır.





Şekil 4.31. FAS ve TAP Data ile Yapılan Yaklaşma ve İnişin 3 Boyutta Gösterimi-1



Şekil 4.32. FAS ve TAP Data ile Yapılan Yaklaşma ve İnişin 3 Boyutta Gösterimi-2

Şekil 4.33'te FAS ve TAP data kullanılarak yatay doğrultuda yapılan doğrulamalar ile uçağın ilk konumdan son konuma kadar takip ettiği yol gösterilmiştir. Uçağın ilk konumu (GRP) tam olarak VDB Tip-4 TAP data içeriğindeki IF (Initial Fix) konumu ile aynıdır. IF konumuna ulaşıldığında ilk hedef, bir sonraki uçuş bacağı olan RF-1'e ulaşmaktır. Bu sebeple, planlandığı gibi 6 km (6000 m) boyunca herhangi bir x-eksenli hareket yapılmadan y-ekseninde hareket edilmiştir.

RF-1 konumuna ulaşıldığında 4 km yarı çapında bir çeyrek çember boyunca dönüş yapılarak RF-2 konumuna ulaşılmıştır. Daha sonra RF-2 uçuş bacağından TF-1 noktasına kadar yine 4 km yarı çaplı bir çeyrek çember boyunca manevra yapılmıştır. Kuş bakışı gösterimden de görülebildiği gibi RF-1'den başlayıp TF-1'e kadar devam eden bu harekette, iki uçuş için tehlikeli alan arasındaki uçuşa müsait bir koridor kullanılmıştır. Ancak, uçuş için tehlikeli olan alan merkez çizgi hizasını da kapsadığı için, bu hareket sonucunda merkez çizginin diğer tarafına geçilmiştir.

TF-1 konumuna ulaşıldıktan sonra 4 km boyunca sadece y-ekseninde hareket edilmiş ve böylece uçuş için tehlikeli alanın çevresinde ilerlenerek RF-3 uçuş bacağı konumuna ulaşılmıştır. RF-3'ten başlayıp RF-4 ile devam eden ve TF-2'de son bulan hareket, uçuşa tehlikeli alanın etrafından dolanıp pist merkez çizgisi hizasına geliş hareketidir.

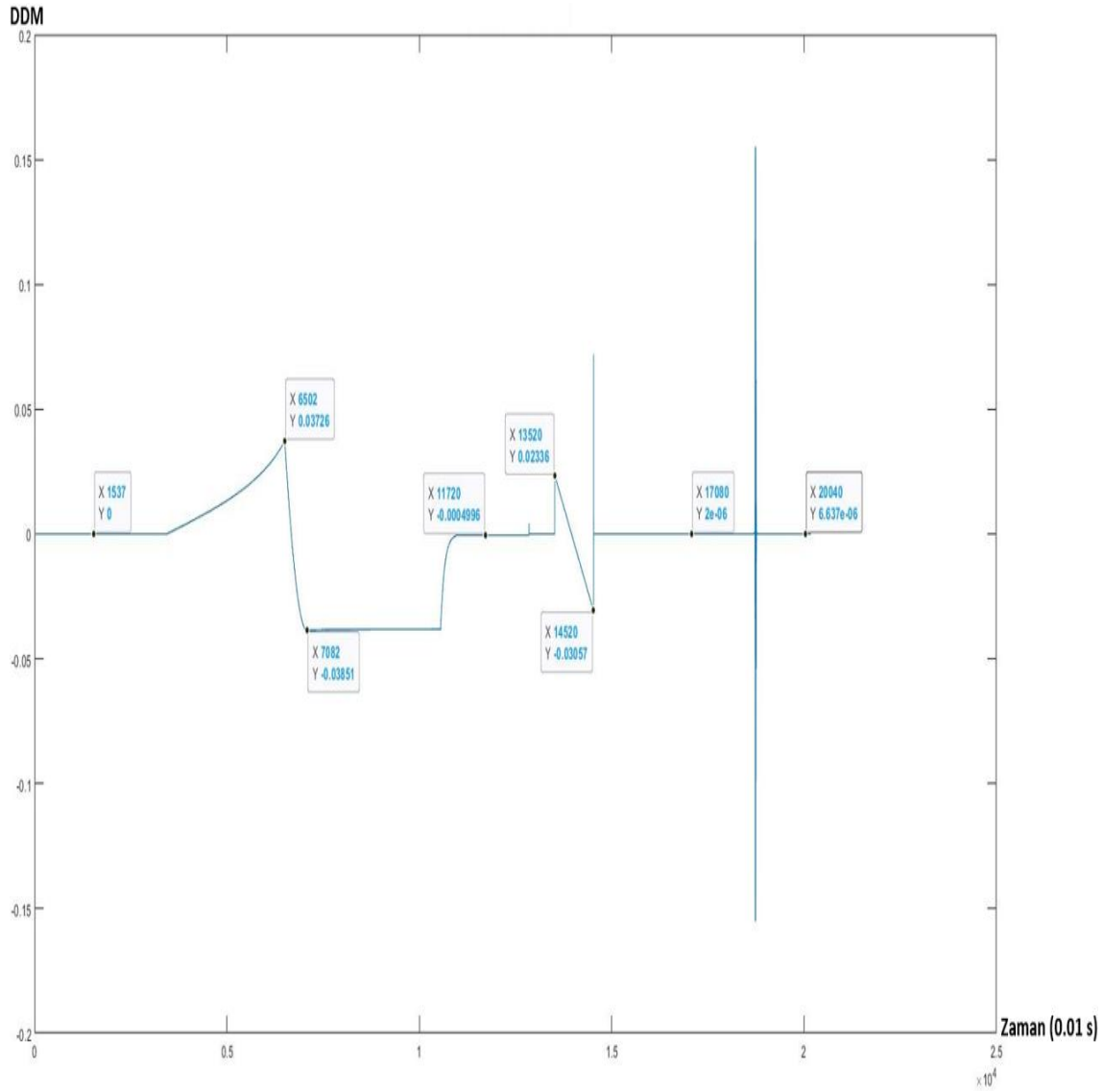
Yerdeki GBAS VDB vericisinin sağladığı TAP data içeriğindeki son uçuş bacağı olan TF-2 konumuna ulaşıldığında, artık hedef FAS data içeriğindeki uçuş için kritik nokta olan TCP noktasına ulaşmaktır. TF-2 konumu, pist merkez çizgisi üzerinde olduğu için TCP konumuna kadar yatay doğrultudaki hareket sadece y-ekseninde yapılmıştır.

TF-2 konumunda yakalanan merkez çizgi hizası, iniş anına kadar korunmuş ve pist merkez çizgisine yalnızca 0.0077 metre (7.7 mm) gibi çok küçük bir sapma ile iniş tamamlanmıştır.



TF-1 ile RF-3 noktaları arasında doğrusal ilerlerken yine sapma miktarı 0 DDM'e çok yakın seyretmiştir. Sonrasındaki RF-3 ile başlayıp TF-2'de sonlanan dairesel hareket sebebiyle sapmalar yine sorun arz etmeyecek düzeydedir.

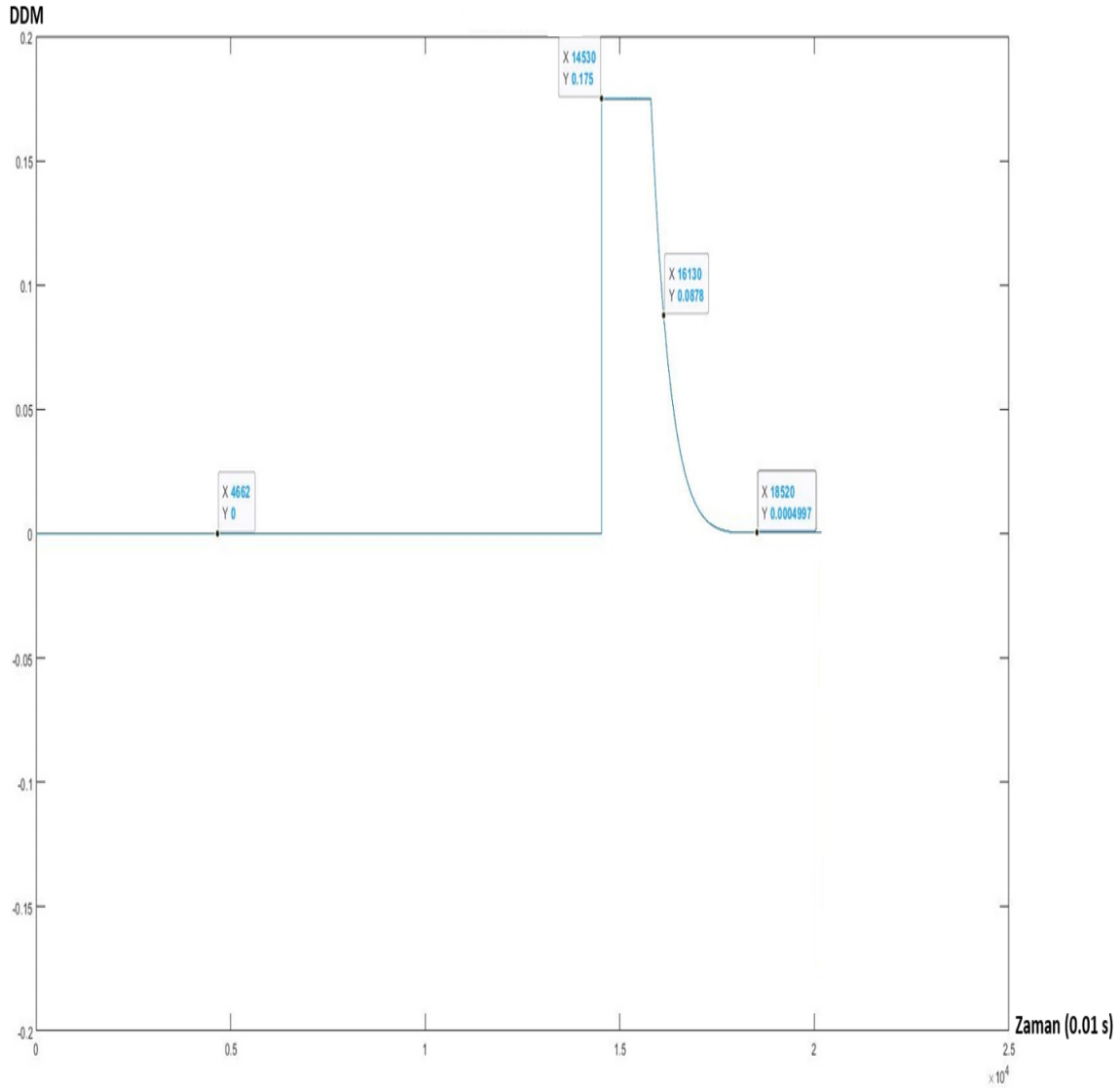
TF-2 noktasından başlayıp, TCP noktasının takip edip yere dokunuş anında sona eren hareketin neredeyse tamamında sapma değeri 0 DDM düzeylerindedir. Arada, bir kez görülen tam sapma anı, TF-2 noktasında TCP noktasına geçiş anında açı referansının değiştirilme anında gerçekleşmiştir. Açı referans noktasına çok yaklaşıldığı anlarda, merkezden en ufak sapmalar bile çok geniş açılara karşılık geleceği için bu durum anlaşılabilir. Milisaniyelik bir zaman diliminde veri, tekrar 0 DDM değerini yakaladığı için bu durum bir sorun yaratmamaktadır.



Şekil 4.34. Yatay Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri



Şekil 4.36’da yapılan hareket boyunca hesaplanan sapma değeri DDM cinsinden gösterilmiştir. GRP, IF, RF-1, RF-2, TF-1, RF-3, RF-4 ve TF-2 irtifa değerleri birbirlerine eşit (900 metre) olduğu için uzun bir süre referans irtifa değerinden 0 DDM sapma ile ilerlenilmiştir. TF-2 noktasından sonra yeni referans noktası olan TCP’nin irtifa değeri (TCH) ile arada çok büyük bir irtifa farkı bulunduğu için TF-2 noktasına ulaşıldığında tam sapma (0.175 DDM) değeri gözlemlenmiştir. İdeal süzülme açısı çizgisine doğru yapılan hareket ile birlikte sapma miktarı giderek 0’a yaklaşmıştır. İnişin sonuna kadar 0 DDM değerinden uzaklaşmamıştır.



Şekil 4.36. Dikey Doğrultuda Yapılan Hareket Boyunca Sapma Değerleri

## 5. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Tez kapsamında üç farklı iniş sisteminin birbirinden tamamen farklı yöntemlerle uçağa sağladığı iniş ve yaklaşma kılavuz verileri anlatılmış ve detaylarıyla incelenmiştir. Bu karşılaştırmanın amacı sistemler arasında en başarılı olanın seçilmesi ve bunun bildirilmesi değildir. Her üç sistem de çok yüksek başarı oranları ile çalışmaya devam etmektedir.

Havaalanına kurulacak sistem belirlenirken dikkat edilmesi gereken temel etken çevresel faktörler ve ihtiyaçlardır. Çevresel faktörler doğal ya da yapay olabilir. Her üç sistemin etkilenebileceği doğal ve yapay etkenleri bilmek tüm bu sistemlerin ilgili alana kurulabilmesi kararının doğru olarak verilebilmesi için önemlidir. Örneğin; yalnızca sabit bir süzülme açısı için hizmet veren ILS sistemini, engebeli bir arazinin ortasında bulunan bir piste kurmak büyük hatalara yol açacak ve verimi düşürecektir. Çevredeki engebeler, MLS sistemi için birer gölgeleyici cisim olabileceği için böyle bir alan MLS'in de verimini düşürecektir. Böyle bir arazideki pist için GBAS kurulumu daha doğru olacaktır.

Üç sistemin çalışmasını engelleyen faktörler düşünüldüğünde, yanlış şehirleşme sonucunda FM radyo istasyonları arasında kalmış bir alandaki pist için ILS ya da GBAS sistemlerini tercih etmek hatalı olacaktır. Yine, C-Bant radar uygulaması yapılan bir ortamda MLS sisteminin kullanılması performans düşüklüğüne yol açacaktır.

Pilotun ya da uçuş planlama ekibinin iş yükü düşünüldüğünde tüm sistemler içinde en pratik olan GBAS iniş sistemidir. Bu sistemde, sadece kanal ataması yapıldıktan sonra manevralı-aşamalı iniş için takip edilmesi gereken rota ile inişin tüm detayları alınır ve pilot tek girdi ile yaklaşma ve inişi tamamlar. Ancak ILS için doğrudan yaklaşma imkanı bulana kadar yapılacak hareket uçuş planında VOR/DME, VOR/TAC gibi çözümler kullanılacak şekilde planlanmalıdır. Manevralı-aşamalı inişi destekleyen MLS ise uçuş planı girdisine ihtiyaç duyduğu için uçuş öncesinde ciddi bir uçuş planlama çalışması gerektirmektedir.

Maliyet açısından değerlendirildiğinde, çok sayıda pist bulunduran büyük havalimanlarında her bir pist için ayrı Localizer ve Glideslope vericileri kurmak maliyetli olacağı için bunun yerine MLS ya da GBAS kurulumu tercih edilmesi maliyeti düşürecektir. Ancak tek pist içeren ve engebeyesiz bir arazide yer alan bir havaalanı değerlendirildiğinde ILS hem maliyet hem performans açısından en doğru tercih olacaktır.

Yine çok sayıda pist bulunduran büyük havalimanlarında her bir pist için ayrı Localizer ve Glideslope vericileri kurmak maliyetli olacağı için bunun yerine MLS ya da GBAS kurulumu tercih edilmesi maliyeti düşürecektir. Ancak tek pist içeren ve engebesiz bir arazide yer alan bir havaalanı değerlendirildiğinde ILS hem maliyet hem performans açısından en doğru tercih olacaktır.

ILS, yalnızca piste özgü tanımlanmış ideal süzülme açısı için doğrulamalar sağlarken MLS ve GLS pilotun tercih ettiği bir açısı ile iniş yapılması imkanı sağlar.

Sistemlerin yanca kapsama alanları değerlendirildiğinde; ILS Localizer, en fazla  $\pm 35^\circ$  lik (toplam  $70^\circ$ ) kapsama alanına sahiptir. MLS Yanca Tarama Huzmesi'nin kapsama alanı ise  $\pm 40^\circ$  ye (toplam  $80^\circ$ ) karşılık gelir. Bu sistemlerden farklı olarak GLS,  $360^\circ$  için yaklaşma iniş doğrulamalarını sağlama kabiliyetine sahiptir.

Yükseliş düzlemindeki kapsama alanına bakıldığında; ILS Glideslope piste özel tanımlanmış süzülme açısı GPA'nın 1.75 katına kadar ( $GPA = 3^\circ$  için  $5.25^\circ$ ) bir alanı kapsar. MLS Yükseliş Tarama Huzmesi'nin kapsama alanı ise üst açısal sınır değeri olan  $15^\circ$  dir. GLS için herhangi bir sınırlama olmadığı için uçağın aerodinamik kabiliyetlerini aşmayacak şekilde herhangi bir açı ile iniş tanımlanmasına engel yoktur. GPA verisinin VDB Tip-4 data içeriğindeki değer aralığı  $0^\circ$ - $90^\circ$  aralığıdır.

Sistemlerin düzenli veya arıza sebebiyle bakımları düşünüldüğünde GBAS kullanılan bir havalimanında tek bir verici tüm pistlere hizmet ettiği için bakım süresince havaalanında iniş işlemleri tamamen durdurulacaktır. Ancak, ILS ve MLS her bir piste ayrı bir kanalla hizmet verdiği için sadece bakımın yapıldığı pistte inişler duracak; diğer pistler için iniş işlemleri devam edebilecektir.

Uçaklarda kokpitte bulunan göstergelerde ILS ve GLS verileri HSI (Horizontal Situation Indicator) ve ADI (Attitude Direction Indicator) ismi verilen göstergelerde sergilenir. Her iki sistemde ayrışma parametreleri DDM cinsinden gösterildiği için ILS ve GLS'i birbirini yedekleyecek şekilde kullanan bir uçakta, aynı kokpit göstergeleri her iki sisteme de hizmet edebilir. Ancak, açısal ayrışma verisi ile sapmayı gösteren MLS için derece cinsinden oluşturulan sapma değerleri için kokpit entegrasyonunda ek işlemler gerekecektir. Ayrıca aradaki birim farklılıkları düşünüldüğünde otopilot algoritmaları ILS ve GLS için ortak kullanılacak; MLS için ayrı bir algoritma geliştirme ihtiyacı doğacaktır.



ILS, MLS ve GLS sistemlerinin belirli parametrelere göre karşılaştırması Tablo 5.1’de verilmiştir.

Sonuç olarak, tüm bu sistemler çevresel şartlara ve ihtiyaçlara göre bir havaalanı için en iyi ya da en kötü seçenek olabilir. İhtiyaçlar, çevresel faktörler, kokpit kabiliyetleri ve maliyet gibi etkenler her bir sistemi düşük performansla çalışır ya da çalışmaz hale sürükleyebilir. Tüm bu sistemlerin avantaj ve dezavantajlarını bulunan havaalanı konumundaki şartlara göre değerlendirip havaalanına kurulacak en uygun sistem tercih edilir. Uçaklarda ise uçulan güzergahtaki şartlar göz önünde bulundurularak ilgili bölgedeki havalimanlarına iniş yapmayı destekleyecek iniş sistemi tercih edilir. Uçak çok farklı güzergahlara seyahat ediyorsa birden fazla iniş sistemi entegre edilerek farklı tiplerde inişlere elverişli olması sağlanır. Dolayısıyla, havaalanı şartlara en uygun sistemi kurmak; uçak ise ilgili yer istasyonu verilerini destekleyecek sistemi entegre etmekle yükümlüdür.

Çizelge 5.1. ILS, MLS ve GLS Karşılaştırma Çizelgesi

| Karşılaştırma                                       | ILS                    | MLS   | GLS  |
|---|------------------------|---|--|
| Çalışma Bandı                                       | VHF ve UHF             | C-Bant  | VHF ve L-Bant  |
| Destekleyici Diğer Aviyonik Fonksiyonlar            | DME ve Radar Altimetre | DME   | Yok  |
| Toplam Kanal Sayısı                                 | 40                     | 200   | 400  |
| Yapılabilecek Farklı Yaklaşım Sayısı                | 1                      | 1<br>(Uçuş planlama yapıldığında MLS/DME ile sınırsız tanımlama yapılabilir.) | 254<br>(RPDS maksimum değeri)  |
| Bir İstasyonun Hizmet Verebileceği Pist Sayısı      | 1                      | 1   | 48   |
| Desteklediği Yaklaşma Tipleri                       | Yalnızca Doğrusal      | Doğrusal, Manevralı ve Aşamalı  | Doğrusal, Manevralı ve Aşamalı   |
| Uçuş Planlama İhtiyacı                              | Var                    | Var   | Yok  |
| Farklı Açılarla İniş Kabiliyeti                     | Yok                    | Var   | Var  |
| Yanca Düzleminde Kapsadığı Açılı Aralığı            | $\pm 35^\circ$         | $\pm 40^\circ$  | $360^\circ$  |
| Yükseliş Düzleminde Kapsadığı Maksimum Açılı Değeri | $\pm 5.25^\circ$       | $\pm 15^\circ$  | Sınırlama yok.<br>Tanımlı uçuşlar arasındaki maksimum süzülme açısı tercih edilebilir. |

|  |   |  |  |
|--|---|--|--|
| Girişim Tehditleri                         | Komşu Kanal VOR İstasyonları<br>Komşu Kanal ILS İstasyonları<br>FM Radyo İstasyonları | C-Bant Radarlar                                      | GPS Karıştırıcılar (Jammer)<br>Komşu Kanal VOR İstasyonları<br>Komşu Kanal ILS İstasyonları<br>FM Radyo İstasyonları |
| Performansı Etkileyecek Çevresel Faktörler | Pistin Merkez Çizgisi Doğrultusundaki Yüksek Binalar ve Engebeli Arazi                | Pistin Çevresindeki Yüksek Binalar ve Engebeli Arazi | Yok  |

## 6. KAYNAKLAR

- [1] R. Mola, "History of Aircraft Landing Aids". centennialofflight.net. (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).
- [2] ICAO, Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation, Aeronautical Telecommunications, Volume I Radio Navigation Aids, 6th Edition, **2006**.
- [3] M. Tooley, D. Wyatt, Aircraft Communications and Navigation Systems, 2nd Edition, Routledge, **2018**.
- [4] P. Noshiravani, A. Rezaee, Instrument Landing System: Enhanced Model, International Conference on Signal Acquisition and Processing, **2010**.
- [5] Lt. Thomas, E. Evans, Microwave Landing System, IEEE AES Magazine, 6-9, **May 1986**.
- [6] D. Guenter, J. Dennis, Initial Operational Experience with CAT I Ground Based Augmentation System (GBAS), IEEE, **2015**.
- [7] ICAO, Guide for Ground Based Augmentation System Implementation, **2013**.
- [8] FAA, Ground Based Augmentation System Performance Analysis and Activities Report, **2017**.
- [9] ENAV, Enhanced Arrival Procedures Enabled by GBAS – INTEROP – Consolidation, **2016**.
- [10] Anonim, Instrument Landing System (ILS), <http://landingsystem.com/ils/> (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).
- [11] FAA, Navigation Programs – Ground-Based Navigation, [http://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gbng](http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gbng) (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).
- [12] RTCA, DO-195 Minimum Performance Standards (MOPS) for Airborne ILS Localizer Receiving Equipment Operating Within the Radio Frequency Range of 108-112 MHz, **1986**.
- [13] RTCA, DO-192 Minimum Operational Performance Standards for Airborne ILS Glideslope Receiving Equipment Operating within the Radio Frequency Range of 328.6-335.4 MHz, **1986**.
- [14] FCC, "Localizer and Glide slope Frequency Pairing", <https://wireless2.fcc.gov/UlsEntry/attachments/attachmentViewRD.jsp?appIType=search&fileKey=1452295510&attachmentKey=18444263&attachmentInd=applAttach> (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).

- [15] RTCA, DO-143 Minimum Performance Standards-Airborne Radio Marker Receiving Equipment Operating on 75 MHz, **1970**.
- [16] Anonim, How Instrument Landing System Works and Why It's Important, <http://www.aerotime.aero/articles/how-instrument-landing-system-works-and-why-its-important> (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).
- [17] J. Honda, Influences of Scattered Field Caused by Buildings to ILS Localizer in Airport, International Symposium on Antennas and Propagation (ISAP), **2015**.
- [18] FAA, ENR 4. Navigation Aids/Systems, [http://www.faa.gov/air\\_traffic/publications/atpubs/aip\\_html/part2\\_enr\\_section\\_4.1.html](http://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aip_html/part2_enr_section_4.1.html) (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).
- [19] A. Novák, J. Pitor, Flight Inspection of Instrument Landing System, IEEE Forum on Integrated and Sustainable Transportation Systems, **2011**.
- [20] Anonim, The radio navigation planes use to land safely is insecure and can be hacked, <https://arstechnica.com/information-technology/2019/05/the-radio-navigation-planes-use-to-land-safely-is-insecure-and-can-be-hacked/2/> (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).
- [21] X. Ge, Frequency Domain Testing and of Instrument Landing System Signals, IEEE 6th Advanced Information Management, Communicates, Electronic and Automation Control Conference (IMCEC), **2024**.
- [22] FAA, Instrument Procedures Handbook, Chapter: 4 Approaches, **2017**.
- [23] EUROCAE, MOPS for Microwave Landing System (MLS) Airborne Receiving Equipment, **2007**.
- [24] Anonim, Microwave Landing System (MLS) Market to Witness Astonishing Growth by 2030, <http://www.openpr.com/news/3139148/microwave-landing-system-mls-market-to-witness-astonishing> (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).
- [25] X. Chen, X. Wang, D. Lu, Y. Chen, X. Wu, S. Wang, J. Wang, A New Algorithm for Generating High-Speed Microwave Landing Signals, IEEE 2nd International Conference on Big Data, Artificial Intelligence and Internet of Things Engineering (ICBAIE), **2021**.
- [26] L. Qiongwei, C. Ying, Analysis on Metrology Specifications for Microwave Landing System Simulator, IEEE 12th International Conference on Electronic Measurements & Instruments (ICEMI), **2015**.
- [27] R.M Kalafus, Microwave Technology in the Microwave Landing System, IEEE-

MTT-S International Microwave Symposium, **1975**.

[28] NASA, Navigational Aid Photos – MLS

[https://www.ngs.noaa.gov/AERO/navimages/cmanual\\_mls.html](https://www.ngs.noaa.gov/AERO/navimages/cmanual_mls.html) (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).

[29] RTCA, DO-177 Minimum Operational Performance Standards for Microwave Landing System (MLS) Airborne Equipment, **1981**.

[30] RTCA, DO-189 Minimum Operational Performance Standards for Airborne Distance Measuring Equipment (DME) Operation within the Radio Frequency Range of 960-1215 Megahertz, **1985**.

[31] Anonim, Distance Measuring Equipment (DME), <https://www.studyaircrafts.com/dme>, (Erişim tarihi: **29 Mayıs 2024**).

[32] R.W. Rissmiller, Microwave Landing System A Pilots Point of View, IEEE AES Magazine, 47-49, **May 1990**.

[33] RTCA, DO-246D GNSS-Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-in-Space Interface Control Document (ICD), **2008**.

[34] T. Ludwig, B. Korn, R. Geister, Towards Higher Levels of Automation in Taxi Guidance: Using GBAS Terminal Area Path (TAP) Messages for Transmitting Taxi Routes, IEEE, **2011**.

[35] R. Geister, I. Jessen, T. Ludwig, GBAS Research Station in Braunschweig – Five Years of Successful GBAS Operation, IEEE, **2014**.

[36] P. Oliveira, J. Silva, P. Soares, A Comparative Study between ILS and GBAS Approaches: The Case of Viseu Airfield, Journal of Airline and Airport Management, **2020**.

[37] R. Geister, C. Hanses, H. Becker, Curved Approach Procedures Enabled by A Ground Based Augmentation System, IEEE, **2012**.

[38] DO-253D Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment, **2017**.

