

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ÇOK HEDEFLİ OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ İLE  
UÇUŞ KONTROL ALGORİTMA TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Samet USLU**

**Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU**

**NİSAN-2020**

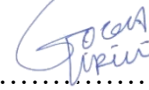


Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı




.....  
**Prof. Dr. Osman EROĞUL**  
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.



.....  
**Doç. Dr. Tolga GİRİCİ**  
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 171211049 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Samet USLU** 'nun ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**ÇOK HEDEFLİ OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ İLE UÇUŞ KONTROL ALGORİTMA TASARIMI**” başlıklı tezi **20.04.2020** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

**Tez Danışmanı :** **Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU**   
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Eş Danışman :** **Dr.Öğr. Üyesi Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN**   
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi


**Jüri Üyeleri :** **Doç. Dr. Ayşe Melda YÜKSEL TURGUT (Başkan)**   
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Doç. Dr. Tuncay KARAÇAY**   
Gazi Üniversitesi



## TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.



Samet USLU



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

ÇOK HEDEEFLİ OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ İLE UÇUŞ KONTROL

ALGORİTMA TASARIMI

Samet Uslu

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof.Dr. Coşku Kasnakoğlu

Eş Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Recep Muhammet Görgülüarslan

Tarih: Nisan 2020

Bu çalışma ile, verilen bir kontrolcü yapısı için çelişen hedeflerin aynı anda sağlanabileceği kontrolcü parametrelerinin bulunması problemi çalışılmıştır. Literatürde, optimizasyon yöntemleri ile tasarlanmış kontrolcü sistemleri yer almaktadır. Ancak “compromise Decision Support Problem” yöntemi ile tasarlanan bir kontrol algoritması yer almamaktadır. Aynı zamanda literatürde doğrusal olmayan bir çeviklik kriterinin de olduğu optimizasyon çalışması bulunmamaktadır. Dolayısı ile çalışma kapsamında yeni kriter ile birlikte bu alanda kullanılmamış bir optimizasyon yöntemi kullanılarak optimum kontrolcü tasarımı yapılacaktır.

**Anahtar Kelimeler:** Uçuş kontrol algoritma, Doğrusal olmayan sistem, Çok hedefli optimizasyon, Çeviklik, Kararlılık, Uçak kumanda kabiliyeti





## ABSTRACT

Master of Science

### FLIGHT CONTROL ALGORITHM DESIGN WITH MULTIOBJECTIVE PARAMETER SYNTHESIS

Samet Uslu

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Electrics-Electronics Engineering Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu

Co-advisor : Dr. Faculty Member Recep Muhammet Görgülüarslan

Date: April 2020

This paper addresses the problem of finding optimum parameters for a given controller with the given conflicting goals, including the nonlinear agility criterion for the first time in the literature, and proposes compromise decision support problem (cDSP) method for the first time in order to optimize the multi objective controller synthesis problem. Here the conflicting goals are combined together for the optimization problem. In the last section of the paper, the benefits of the using multi objective optimization will be shown on controlling an aircraft in longitudinal axis.

**Keywords:** Flight control algorithm, Nonlinear model, Multi objective optimization, Compromise decision support problem, Agility, Stability, Flying handling qualities



## TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocalarım Prof.Dr. Coşku Kasnaoğlu ve Dr.Öğr.Üyesi Recep Muhammet Görgülüarslan'a, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve yüksek öğrenim için bana burs sağlayan TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'çok teşekkür ederim.

Tez çalışmalarını kapsamında bilgi ve tecrübelerini esirgemedi sürekli yanımda olan Tolga YİĞİT ve Murat MİLLİDERE 'ye bana kattıkları ve destekleri için çok teşekkür ederim.

Benim bugünlere gelmemde büyük emeğe sahip Melahat USLU ve Kadriye GÖKÇE'ye sonsuz teşekkür ederim. Bugünlere gelmemde büyük emeğe sahip olan ve tez çalışmam süresince hiçbir zaman desteklerini esirgemeyen ailem; Hülya USLU, Ayhan USLU ve Mustafa Semih USLU'ya sonsuz teşekkür ederim. Tez çalışmamı hazırlarken her aşamasında bana yardımcı olan sevgili Sümeyye BÜYÜKKELEK'e sonsuz teşekkür ederim.



## İÇİNDEKİLER

|   | <u>Sayfa</u> |
|---|--------------|
| <b>TEZ BİLDİRİMİ</b> .....  | <b>v</b>     |
| <b>ÖZET</b> .....   | <b>vii</b>   |
| <b>ABSTRACT</b> .....   | <b>ix</b>    |
| <b>TEŞEKKÜR</b> .....   | <b>xi</b>    |
| <b>İÇİNDEKİLER</b> .....  | <b>xiii</b>  |
| <b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....  | <b>xv</b>    |
| <b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....  | <b>xvii</b>  |
| <b>KISALTMALAR</b> .....  | <b>xix</b>   |
| <b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....   | <b>xxi</b>   |
| <b>1. GİRİŞ</b> .....   | <b>1</b>     |
| 1.1 Tezin Amacı .....   | 1            |
| 1.2 Literatür Araştırması .....   | 2            |
| 1.3 Teorik Çalışmalar .....   | 4            |
| <b>2. ÇOK HEDEFLİ OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ İLE UÇUŞ KONTROL ALGORİTMA TASARIMI</b> ..... | <b>5</b>     |
| 2.1 Amaç .....  | 5            |
| 2.2 Deneysel Çalışmalar .....   | 5            |
| 2.3 Araştırma Gereksinimleri .....  | 5            |
| <b>3. MODELLEME</b> .....   | <b>7</b>     |
| 3.1 İtki Modeli .....   | 9            |
| 3.2 Atmosfer Modeli .....   | 13           |
| 3.3 Aerodinamik Model .....   | 14           |
| 3.4 Hareket Denklemleri Modeli .....  | 20           |
| 3.4.1 Ötelenme dinamiği .....   | 21           |
| 3.4.2 Dönme dinamiği .....  | 22           |
| 3.5 Eyleyici Modeli .....   | 24           |
| 3.6 Kontrol Sistemi Modeli .....  | 24           |
| 3.6.1 Boylamsal kontrol sistemi .....   | 24           |
| 3.6.2 Yanal kontrol sistemi .....   | 24           |
| 3.6.1 Yönel kontrol sistemi .....   | 25           |
| <b>4. TRİM VE DOĞRUSALLAŞTIRMA</b> .....  | <b>27</b>    |
| 4.1 Trim .....  | 27           |
| 4.2 Doğrusallaştırma .....  | 34           |
| <b>5. KRİTERLER</b> .....   | <b>41</b>    |
| 5.1 Kararlılık Kriteri .....  | 41           |
| 5.2 Kumanda Kalitesi ve Pilot Etkileşimli Salınım Kriteri .....                         | 44           |
| 5.2.1 Neal-Smith kriteri .....  | 45           |
| 5.2.2 Gibson ortalama faz oranı kriteri .....   | 46           |
| 5.3 Çeviklik Kriteri .....  | 47           |
| <b>6. OPTİMİZASYON</b> .....  | <b>49</b>    |
| 6.1 Çok Hedefli Optimizasyon Yöntemleri .....   | 49           |
| 6.2 cDSP Yöntemi .....  | 51           |
| 6.3 Genetik Algoritma .....   | 53           |

|  |           |
|--|-----------|
| 6.3.1 Genetik algoritma ile geleneksel yöntemler arasındaki farklar..... | 56        |
| 6.4 Fonksiyon Eğimine Dayalı Optimizasyon Yöntemleri .....               | 56        |
| 6.5 Seviye Diyagramları.....   | 56        |
| <b>7. UYGULAMALAR VE SONUÇLAR .....</b>                                  | <b>61</b> |
| 7.1 Tek Hedefli Optimizasyon .....                                       | 62        |
| 7.1.1 Neal Smith kriteri .....   | 62        |
| 7.1.2 Gibson ortalama faz oranı kriteri .....                            | 65        |
| 7.1.3 Çeviklik kriteri .....   | 69        |
| 7.1.4 Kararlılık kriteri.....  | 73        |
| 7.2 Çok Hedefli Optimizasyon .....                                       | 76        |
| 7.3 Seviye Diyagramları.....   | 79        |
| 7.3.1 Birinci uçuş koşulu için seviye diyagramları .....                 | 80        |
| 7.3.2 İkinci uçuş koşulu için seviye diyagramları.....                   | 81        |
| 7.3.3 Üçüncü uçuş koşulu için seviye diyagramları.....                   | 82        |
| 7.3.4 Dördüncü uçuş koşulu için seviye diyagramları .....                | 83        |
| 7.3.5 Beşinci uçuş koşulu için seviye diyagramları .....                 | 84        |
| 7.3.6 Altıncı uçuş koşulu için seviye diyagramları .....                 | 85        |
| 7.3.7 Yedinci uçuş koşulu için seviye diyagramları .....                 | 86        |
| 7.3.8 Sekizinci uçuş koşulu için seviye diyagramları .....               | 87        |
| 7.3.9 Dokuzuncu uçuş koşulu için seviye diyagramları.....                | 88        |
| <b>8. SONUÇ VE ÖNERİLER.....</b>   | <b>91</b> |
| <b>KAYNAKLAR.....</b>  | <b>95</b> |
| <b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>   | <b>99</b> |

## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

|  |    |
|--|----|
| Şekil 3.1 Model genel görünüşü.....  | 8  |
| Şekil 3.2 Referans eksen takımları.....  | 8  |
| Şekil 3.3 Referans güç yüzdesinin gaz kolu ile değişimi.....   | 10 |
| Şekil 3.4 Motor gecikmesinin dinamik görseli .....   | 11 |
| Şekil 3.5 Motor dinamiği akış diyagramı.....   | 12 |
| Şekil 3.6 Boylamsal kontrol sistemi.....   | 25 |
| Şekil 3.7 Yanal kontrol sistemi .....  | 26 |
| Şekil 3.8 Yönel kontrol sistemi.....   | 26 |
| Şekil 4.1 Jacobian Matris .....  | 29 |
| Şekil 4.2 Model doğrusallaştırma akış diyagramı.....   | 29 |
| Şekil 4.3 Newton-Raphson algoritmasının işleyişi .....   | 31 |
| Şekil 4.4 Denge noktası analizi 3 boyutlu gösterimi.....   | 31 |
| Şekil 4.5 Denge anında hızın zamanla değişimi .....  | 32 |
| Şekil 4.6 Denge anında hücum açısının zamanla değişimi .....   | 32 |
| Şekil 4.7 Denge anında kayış açısının zamanla değişimi .....   | 32 |
| Şekil 4.8 Denge anında yuvarlanma oranının zamanla değişimi .....  | 32 |
| Şekil 4.9 Denge anında yunuslama oranının zamanla değişimi.....  | 33 |
| Şekil 4.10 Denge anında sapma oranının zamanla değişimi.....   | 33 |
| Şekil 4.11 Denge anında yatış açısının zamanla değişimi .....  | 33 |
| Şekil 4.12 Denge anında yunuslama açısının zamanla değişimi.....   | 33 |
| Şekil 4.13 Denge anında kayma açısının zamanla değişimi .....  | 34 |
| Şekil 4.14 Doğrusal model ile doğrusal olmayan model kıyaslaması -1 .....                                | 38 |
| Şekil 4.15 Doğrusal model ile doğrusal olmayan model kıyaslaması -2 .....                                | 38 |
| Şekil 4.16 Doğrusal model ile doğrusal olmayan model kıyaslaması -3 .....                                | 39 |
| Şekil 5.1 Kararlılık kriteri'nin s-düzleminde uygulanması .....  | 42 |
| Şekil 5.2 Kapalı çevrimin kırılma noktaları.....   | 42 |
| Şekil 5.3 Nichols yasaklı alanı .....  | 43 |
| Şekil 5.4 Örnek frekans cevabı ve nichols yasaklı alanı .....  | 43 |
| Şekil 5.5 Yüksek frekans faz düşümü örneği.....  | 44 |
| Şekil 5.6 Neal-Smith kriteri sınırları.....  | 46 |
| Şekil 5.7 Gibson ortalama faz oranı kriter sınırları.....  | 47 |
| Şekil 5.8 Çeviklik manevrası - yan görünüm.....  | 48 |
| Şekil 5.9 Çeviklik manevrası - üst görünüm.....  | 48 |
| Şekil 6.1 Geleneksel matematiksel programlama, hedef programlama ve cDSP yöntemlerinin kıyaslaması ..... | 52 |
| Şekil 6.2 İki değişkenli probleme ait kromozom .....   | 53 |
| Şekil 6.3 Tek nokta çaprazlama .....   | 54 |
| Şekil 6.4 Kromozomun mutasyon örneği.....  | 54 |
| Şekil 6.5 Çok nokta çaprazlaması .....   | 55 |
| Şekil 6.6 Genetik algoritma akış diyagramı .....   | 55 |

|  |    |
|--|----|
| Şekil 6.7 İki hedefli optimizasyon probleminde pareto yüzeyinin gösterimi .....                              | 57 |
| Şekil 6.8 İki hedefli optimizasyon probleminin seviye diyagramları .....                                     | 58 |
| Şekil 7.1 Boylamsal kontrol sistemi.....   | 61 |
| Şekil 7.2 Varsayılan kontrolcü değerleri ile Neal-Smith kriter değerlendirmesi.....                          | 62 |
| Şekil 7.3 Neal-Smith kriteri optimizasyonu sonrası kriter değerlendirmesi .....                              | 64 |
| Şekil 7.4 Neal-Smith kriter optimizasyonu sonucu Gibson ortalama faz oranı kriter sonucu.....                | 64 |
| Şekil 7.5 Varsayılan kontrolcü değerleri ile Gibson ortalama faz oranı kriteri değerlendirilmesi .....       | 66 |
| Şekil 7.6 Gibson ortalama faz oranı kriterinin optimize edilmiş kontrolcü ile değerlendirilmesi .....        | 67 |
| Şekil 7.7 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu Neal-Smith kriter sonucu.....                | 68 |
| Şekil 7.8 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucunda Neal-Smith kriteri değerlendirilmesi .....                | 71 |
| Şekil 7.9 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucunda Gibson ortalama faz oranı kriteri değerlendirilmesi ..... | 72 |
| Şekil 7.10 Kararlılık kriteri optimizasyonu sonucu Neal-Smith kriter değerlendirilmesi .....                 | 74 |
| Şekil 7.11 Kararlılık kriteri optimizasyonu sonucu Gibson ortalama faz oranı kriter değerlendirilmesi .....  | 75 |
| Şekil 7.12 Çok hedefli optimizasyon sonucu Neal-Smith kriteri değerlendirilmesi ....                         | 78 |
| Şekil 7.13 Çok hedefli optimizasyon sonucunda Gibson ortalama faz oranı kriteri değerlendirilmesi .....      | 78 |
| Şekil 7.14 Noktasal analiz sonucu elde edilen grafik.....  | 80 |
| Şekil 7.15 Birinci uçuş koşulu için pareto optimum .....   | 81 |
| Şekil 7.16 İkinci uçuş koşulu için pareto optimum.....   | 82 |
| Şekil 7.17 Üçüncü uçuş koşulu için pareto optimum.....   | 83 |
| Şekil 7.18 Dördüncü uçuş koşulu için pareto optimum .....  | 84 |
| Şekil 7.19 Beşinci uçuş koşulu için pareto optimum .....   | 85 |
| Şekil 7.20 Altıncı uçuş koşulu için pareto optimum .....   | 86 |
| Şekil 7.21 Yedinci uçuş koşulu için pareto optimum.....  | 87 |
| Şekil 7.22 Sekizinci uçuş koşulu için pareto optimum .....   | 88 |
| Şekil 7.23 Dokuzuncu uçuş koşulu için pareto optimum.....  | 89 |



## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

|   |    |
|---|----|
| Çizelge 1.1 Uçuş koşulları .....  | 4  |
| Çizelge 3.1 İtki kuvvetinin yükseklik ve hız değerlerine göre sonuçları .....                           | 12 |
| Çizelge 3.2 Atmosfer modelinde kullanılan sabit değerler .....  | 13 |
| Çizelge 3.3 Sıcaklık hesaplamasında kullanılan sabit değerler .....                                     | 14 |
| Çizelge 3.4 Aerodinamik katsayılar genel görünümü .....   | 17 |
| Çizelge 7.1 Mevcut kontrolcü kazanç değerleri .....   | 62 |
| Çizelge 7.2 Neal-Smith kriteri optimizasyonu sonucu elde edilen kazançlar .....                         | 63 |
| Çizelge 7.3 Neal-Smith kriter optimizasyonu sonucu kararlılık kriter sonucu .....                       | 65 |
| Çizelge 7.4 Neal-Smith kriter optimizasyonu sonucu çeviklik kriter sonucu .....                         | 65 |
| Çizelge 7.5 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu elde edilen kontrolcü değerleri ..... | 67 |
| Çizelge 7.6 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu kararlılık kriter sonucu .....        | 68 |
| Çizelge 7.7 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu çeviklik kriter sonucu .....          | 69 |
| Çizelge 7.8 Varsayılan kontrolcü değerleri ile çeviklik kriteri değerlendirmeleri .....                 | 69 |
| Çizelge 7.9 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucu elde edilen kontrolcü değerleri ..                    | 70 |
| Çizelge 7.10 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonuç değerlendirmesi .....                                 | 70 |
| Çizelge 7.11 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucunda kararlılık kriteri değerlendirilmesi .....        | 72 |
| Çizelge 7.12 Varsayılan kazançlar ile yapılan kararlılık kriteri değerlendirmeleri ...                  | 73 |
| Çizelge 7.13 Kararlılık kriteri optimizasyonu ile elde edilen kontrolcü katsayıları ..                  | 74 |
| Çizelge 7.14 Kararlılık kriteri optimizasyon sonucu değerlendirilmesi .....                             | 74 |
| Çizelge 7.15 Kararlılık kriteri optimizasyonu sonucu çeviklik kriter değerlendirilmesi .....            | 76 |
| Çizelge 7.16 Çok hedefli optimizasyon sonucu elde edilen kontrolcü kazançları .....                     | 76 |
| Çizelge 7.17 Çok hedefli optimizasyon sonucu çeviklik kriteri sonuçları .....                           | 77 |
| Çizelge 7.18 Çok hedefli optimizasyon sonucu kararlılık kriteri sonuçları .....                         | 77 |
| Çizelge 7.19 Geleneksel programlama ile elde edilen kontrolcü kazançları .....                          | 79 |



## KISALTMALAR

|             |   |
|-------------|---|
| <b>cDSP</b> | : Compromise Decision Support Problem     |
| <b>TF</b>   | : Transfer Fonksiyonu                     |
| <b>APR</b>  | : Ortalama Faz Oranı (Average Phase Rate) |





## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

| Simgeler      | Açıklama                                      |
|---------------|---|
| $\delta_{TH}$ | Gaz Kolu Seviyesi                             |
| $P_1$         | Referans Güç Yüzdesi                          |
| $P_2$         | Birinci Dereceden Referans Güç Dinamiği       |
| $P_3$         | Anlık Güç Yüzdesi                             |
| $\tau_{eng}$  | Motor dinamiği gecikmesi                      |
| $T_{idle}$    | Sıfır Güç İtki Kuvveti                        |
| $T_{mil}$     | %50 Güç İtki Kuvveti(ardyakıcı olmadan)       |
| $T_{max}$     | Ardyakıcı Tümü Güç                            |
| $F_T$         | İtki Kuvveti                                  |
| $a$           | Ses Hızı                                      |
| $P$           | Statik Basınç                                 |
| $\rho$        | Hava Yoğunluğu                                |
| $Q_c$         | Dinamik Basınç                                |
| $CX$          | X Eksenli Toplam Aerodinamik Kuvvet Katsayısı |
| $CZ$          | Z Eksenli Toplam Aerodinamik Kuvvet Katsayısı |
| $CY$          | Y Eksenli Toplam Aerodinamik Kuvvet Katsayısı |
| $CM$          | Toplam Yunuslama Momenti Katsayısı            |
| $CR$          | Toplam Yuvarlanma Momenti Katsayısı           |
| $CN$          | Toplam Sapma Momenti Katsayısı                |
| $w_B$         | Uçak gövde eksenli açısal hızı                |
| $V_B$         | Uçak gövde eksenli çizgisel hızı              |
| $U$           | Uçak gövde eksenli x-eksenli üzerindeki hızı  |
| $V$           | Uçak gövde eksenli y-eksenli üzerindeki hızı  |
| $W$           | Uçak gövde eksenli z-eksenli üzerindeki hızı  |
| $P$           | Uçak x-eksenindeki dönme hızı                 |
| $Q$           | Uçak y-eksenindeki dönme hızı                 |
| $R$           | Uçak z-eksenindeki dönme hızı                 |
| $\emptyset$   | Yuvarlanma açısı                              |
| $\theta$      | Yunuslama açısı                               |
| $\varphi$     | Sapma açısı                                   |



## 1. GİRİŞ

Çoğu mühendislik problemi çok hedefli birer optimizasyon problemi olarak ortaya çıkmaktadır. Bu problemlerden bir tanesi de kontrol algoritması tasarımıdır. Tasarım aşamasında birden fazla tasarım hedefinin aynı anda hesaba katılması gerekmektedir. Tasarım hedefleri, çoğu zaman birbirlerine aykırı olduğu için ayrı ayrı hesaba katılamamaktadır. Optimim kontrolcü tasarımı için kaçınılmaz bir ödünleşme olmaktadır. Örnek olarak sistemin çevikliğinin iyileştirilirken kararlılığının bozulması gösterilebilir.

Birbirlerine aykırılıkları olan hedefler içeren bir tasarımı yapabilmek için çok hedefli optimizasyon yöntemlerinin kullanılması gerekmektedir. Çok hedefli optimizasyon probleminin zorluğundan ve karmaşıklığından dolayı problem çözümü için çeşitli yöntemler kullanılmaktadır. Bu çalışmanın kapsamında, “compromise Decision Support Problem (cDSP)” yöntemi kullanılacaktır.

cDSP, bir hedefin matematiksel olarak ifade edilebilmesi için güçlü bir metottur. Yöntemin temeli “goal programming” ‘dir. Yöntemin temel fikri, bir hedefin uygun sınırlar ile tanımlanabiliyor olmasıdır.

Bu çalışmada, F-16 jet uçağının matematiksel modeli kullanılarak kontrolcü tasarımı yapılacaktır. Matematiksel model ve tasarım aşamasında kullanılan algoritmalar MATLAB ortamında yazılmıştır.

### 1.1 Tezin Amacı

Uçuş kontrol kanunları tasarımında geçmişten günümüze öğrenilmiş dersler büyük yer kaplamaktadır. Doğrusal olmayan etkilerin çok olduğu bir sistemde, tek bir hedefe göre kontrolcü tasarımının yapılması uçuş güvenliğinde sorunlar meydana getirebilmektedir. Örneğin tasarım amacı hava üstünlüğünü sağlamak olan bir savaş uçağının sadece kararlılık kriterine göre tasarlanması, savaş uçağının performans özelliklerini düşürecek ve hava üstünlüğünü kaybedecektir. Dolayısı ile savaş uçağının kararlı olması ile hava üstünlüğünü sağlayabilecek şekilde çevik olması

beklenmektedir. Eğer içerisinde pilotun olduğu bir savaş uğağı tasarımı yapıyorsa, kararlılık ve çeviklik kriterleri tek başlarına yeterli kriterler değildir. Çünkü insan fiziyojisini de manevra çevikliğine eklemek gereklidir. Özellikle de günümüz savaş uçaklarında kullanılan elektriksel uçuş kontrol bilgisayarları nedeniyle oluşan gecikmelerin pilot hissiyatına olan etkilerinin de incelenmesi gereklidir.

Bu çalışma kapsamında uçuş kontrol kanunlarının tasarımında yol göstermek üzere hem doğrusal hem de literatürde örneği bulunmayan doğrusal olmayan kriterler ile literatürde henüz kontrolcü tasarımında kullanılmamış çok hedefli optimizasyon yöntemi kullanılarak her bir kriter için kontrolcü kazançlarının değişimleri incelenecektir. Elde edilen optimizasyon sonuçlarına göre de kontrolcü sentezi yapılarak, var olan kontrolcü ile kıyaslaması yapılacaktır.

## **1.2 Literatür Araştırması**

Literatürde çok hedefli optimizasyon yöntemleri kullanılarak tasarlanan kontrolcü çalışmaları yer almaktadır. Bu konuda yapılan çalışmalar içerisinde, tez kapsamında kullanılan uçak dinamiğine benzer dinamiklere sahip olan Eurofighter savaş uğağına yapılmış ve zaman alanındaki kriterlerden oluşan optimizasyon uygulaması yer almaktadır [1]. Eurofighter uğağı için yapılan çalışmada frekans alanından seçilen kararlılık, uçak kumanda kabiliyeti ve doğrusal sistemin öz değerleri gibi çeşitli hedefler kullanılmıştır. Hedefler tamamen doğrusal model kullanılarak elde edilmiştir. Hedefler 3 aşamalı eğime dayalı tek hedefli optimizasyon rutini ile sağlanmışır. Avrupa içerisinde bir gürbüz uçuş kontrol tasarım yarışmasında da tasarım hedefleri birer matematiksel ifade ile temsil edilerek tasarım örnekleri yer almaktadır [2]. Kullanılan kriterler zaman alanından alınmıştır. Eğime dayalı optimizasyon yöntemi kullanılarak çok hedefli optimizasyon yapılmıştır. Bir diğer çalışma, sivil hava aracı modeli ile yapılan uçuş kontrol tasarım çalışmasıdır [3]. Bu çalışmada kriter olarak askeri standartlarda yer alan uçak kumanda kabiliyeti kriteri ile kararlılık kriteri seçilmiştir. Kriterler, doğrusal matris eşitsizlikleri kullanılarak konveks optimizasyon problemine çevrilerek çok noktalı ve çok hedefli optimize edilmiştir. Aynı zamanda NASA'nın F-18 ve B-2 uçaklarında da kullandığını söylediği bir çalışma da yer almaktadır [4]. Bu çalışma içerisinde de kararlılık ve askeri standartlardan alınan çeşitli uçak kumanda kabiliyeti kriterleri yer almaktadır. Kriterler belirlendikten sonra eğime dayalı optimizasyon yöntemleri kullanılarak, en optimum sonucun bulunmasına



gerek duyulmadan, bulunan uygun bir noktada optimizasyon sona erdirilmektedir. Bir diğler çalışma da ise, iş jetinin boylamsal kontrolcüsü çalışılmıştır [5]. Bu çalışma içerisinde hedefler iki aşamaya ayrılmıştır. İlk aşamada kararlılık ve askeri standartlardan elde edilen uçak kumanda kabiliyeti kriterleri yer almaktadır. İkinci aşamada ise Neal-Smith ve Gibson Faz Oranı kriteri yer almaktadır. Ancak ikinci aşamadaki kriterler sadece optimizasyon rutininin sonunda çalışmaktadır. Dolayısı ile bu kriterlerin sağlanması için bir optimizasyon yapılmamaktadır. Kullanılan optimizasyon yöntemi eğime dayalı bir yöntem olmak ile birlikte [4] numaralı çalışmada kullanılan yöntem ile aynıdır.

Yapılan literatür çalışmalarında; tasarım hedeflerinin genellikle kararlılık, performans ve uçak kumanda kabiliyeti kriterlerinden oluştuğı görülmüştür. Kararlılık kriterleri genellikle, doğrusal sistemin öz değerlerinden ve Nyquist teoreminden elde edilen kararlılık marjlarından yararlanılarak elde edilmişlerdir. Uçak kumanda kabiliyeti kriterleri ise genellikle askeri standartlardan alınmaktadır. Sadece [5] numaralı çalışmada Neal-Smith ve Gibson Faz Oranı kriterleri kullanılmış ancak o çalışmada da optimizasyon rutinine dahil edilmemiş sadece askeri standartlarda yer alan uçak kumanda kabiliyeti kriterleri optimizasyon rutinine dahil edilmişlerdir. Performans kriterleri ise doğrusal modelin kullanıldığı zaman alanından seçilmişlerdir. Literatürdeki çalışmalarda kullanılan optimizasyon yöntemlerine bakılırsa, sadece [4] numaralı çalışmada problem konveks optimizasyon problemine dönüştürülerek global minimum bulunması sağlanmış diğler çalışmalarda ise eğime bağı optimizasyon yöntemleri kullanılmıştır.

Yapılacak bu tez çalışması ile, çeviklik kriteri olarak literatürde örneğı bulunmayan doğrusal olmayan model kullanılarak icra edilecek bir çeviklik manevrası kullanılarak doğrusal olmayan etkiler de optimizasyon içerisine dahil edilecektir. Bu çalışma kapsamında kullanılacak optimizasyon yöntemi, literatürde olmayan bir yöntem olan cDSP yöntemi seçilmiştir [6]. cDSP yöntemi problemi konveks bir probleme çevirmediğı için, lokal minimumlar da sonuç verebilmektedir [6]. Problemden global minimum sonucun bulunabilmesi için genetik algoritma ile eğime dayalı optimizasyon rutinleri kullanılacaktır. Genel olarak, literatürdeki çalışmalardan farklı olarak aşağıdaki yenilikler ile literatüre katkı sağlanacaktır.

1. Performans kriteri olarak doğrusal olmayan modelin kullanılacağı çeviklik manevrası kullanılacaktır.

2. Kontrol tasarım probleminin çok hedefli optimizasyon problemine dönüştürülmesi aşamasında cDSP yöntemi kullanılacaktır.
3. cDSP yönteminin lokal minimumda kalmadan, global minimuma yakınsaması için genetik algoritma ve sqp algoritması hibrit bir şekilde kullanılacaktır.

### 1.3 Teorik Çalışmalar

Uçuş kontrol algoritması için 4 farklı kriter kullanılmıştır. Bunlar ;

- Neal-Smith Kriteri
- Gibson Ortalama Faz Oranı Kriteri
- Kararlılık Kriteri
- Çeviklik Kriteri'dir.

Kontrolcü tasarımı için tüm zarfı temsil edebilecek 9 nokta seçilmiştir. Seçilen noktalar düşük, orta ve yüksek irtifa için düşük, orta ve yüksek sürattir. Bu şekilde seçilen noktalar Çizelge 1.1'de verilmiştir.

Çizelge 1.1 Uçuş koşulları

| Uçuş Koşulu (UK) | UK1   | UK2   | UK3   | UK4   | UK5  | UK6   | UK7  | UK8   | UK9   |
|------------------|-------|-------|-------|-------|------|-------|------|-------|-------|
| Hız (m/s)        | 119.1 | 153.1 | 187.1 | 112.8 | 145  | 177.2 | 106  | 136.4 | 166.7 |
| İrtifa (m)       | 30.48 | 30.48 | 30.48 | 4572  | 4572 | 4572  | 9144 | 9144  | 9144  |

## **2. ÇOK HEDEFLİ OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ İLE UÇUŞ KONTROL ALGORİTMA TASARIMI**

### **2.1 Amaç**

Uçuş kontrol kanunları tasarımında geçmişten günümüze öğrenilmiş dersler büyük yer kaplamaktadır. Doğrusal olmayan etkilerin çok olduğu bir sistemde, tek bir hedefe göre kontrolcü tasarımının yapılması uçuş güvenliğinde sorunlar meydana getirebilmektedir. Özellikle de günümüz savaş uçaklarında kullanılan elektriksel uçuş kontrol bilgisayarları nedeniyle oluşan gecikmelerin pilot hissiyatına olan etkilerinin de incelenmesi gereklidir. Dolayısı ile bu çalışmada uçuş kontrol kanunlarının tasarımında yol göstermek üzere hem doğrusal hem de doğrusal olmayan kriterler ile optimizasyon yapılarak her bir kriter için kontrolcü kazançlarının değişimleri incelenecektir. Elde edilen optimizasyon sonuçlarına göre de kontrolcü sentezi yapılarak, var olan kontrolcü ile kıyaslaması yapılacaktır.

### **2.2 Deneysel Çalışmalar**

Optimizasyon çalışmalarının yapılabilmesi için matematiksel bir model oluşturulmuştur. Oluşturulan model için uygun başlangıç noktaları trim algoritması ile sağlanmaktadır. Kriterlerden bazıları doğrusal modele ihtiyaç duymaktadır. Dolayısı ile doğrusal olmayan matematik modeli doğrusallaştıran bir doğrusallaştırma algoritması da eklenmiştir.

Matematiksel model oluşturulurken, Newton'un hareket kanunları ile Euler formülasyonları kullanılmıştır.

### **2.3 Araştırma Gereksinimleri**

Literatürde kullanılan örneklerde kriterler, çoğunlukla zaman alanından ve doğrusal model kullanılarak matematiksel olarak kolayca ifade edilebilecek kriterler seçilmiştir. Elektriksel kontrol sistemi kullanılan hava araçlarında sadece doğrusal etkilerin alınması, pilot etkileşimli salınımların göz ardı edilmesine neden olmaktadır. Çalışma

kapsamında hem doğrusal hem de doğrusal olmayan kriterler ele alınarak kontrolcü sentezi yapılacaktır. Ayrıca optimizasyon probleminin iyi bir şekilde matematiksel olarak ifade edilmesi gerekmektedir. Literatürde cDSP yöntemi ile uçuş kontrol algoritması optimizasyon problemi çözülmemiştir. Çalışma kapsamında cDSP yönteminin de verimliliği kullanılarak kontrolcü sentezi yapılacaktır.



### 3. MODELLEME

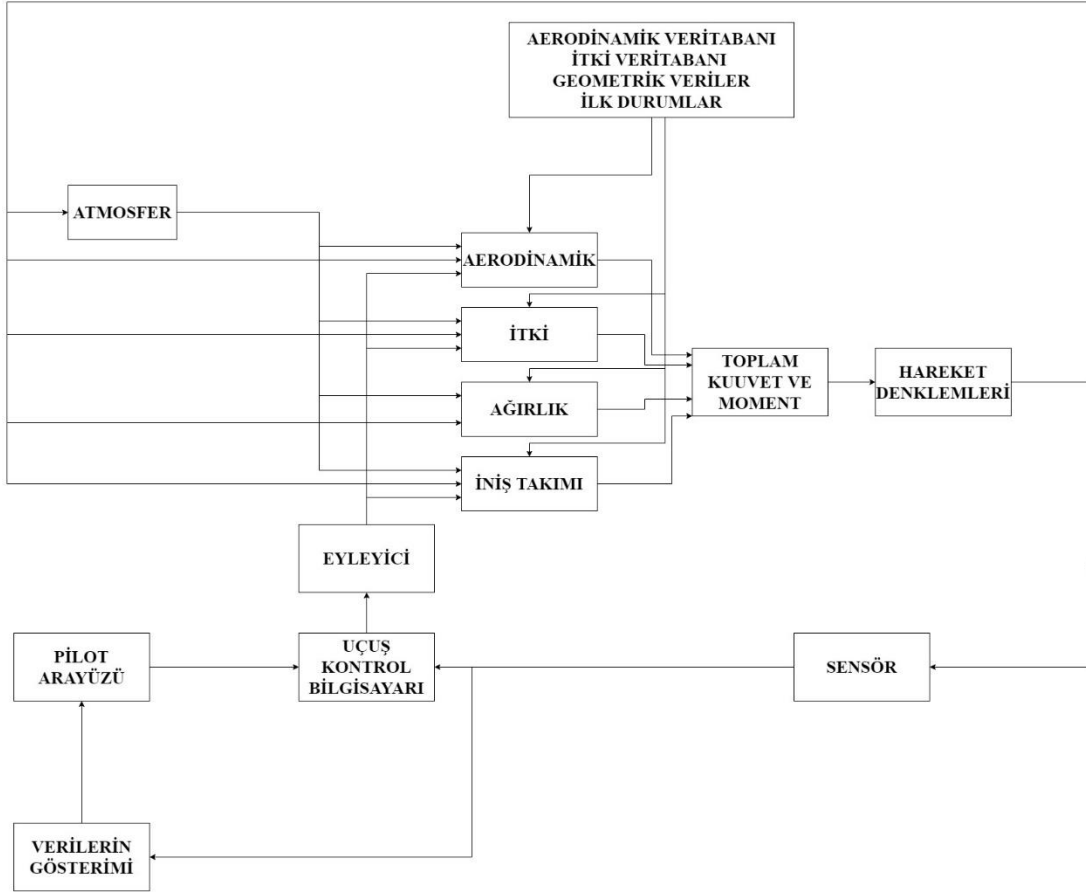
Bir hava aracı; kontrol yüzeylerinin ve itki kuvvetinin giriş olduğu, hava aracı cevaplarının çıkış olduğu ve denge noktasının çeşitli diferansiyel denklemler çözülerek bulunabildiği bir dinamik sistem olarak düşünülebilmektedir [7]. Dinamik sistemler, üzerinde analitik araçlar ya da deneyler kullanılarak çalışılabilmektedir. Matematiksel model, dinamik sistemlerin simülasyonları ve kontrol sistemi tasarımları için kullanılan analitik bir araç olmalarının yanında hava aracının performans analizlerinin de yapılıp çıkan sonuçlara göre tasarım parametrelerinin geliştirilmesi amaçları ile de kullanılmaktadır.

Hava aracı modeli, tıpkı belirli bir işi yapmak için çeşitli parçalar içeren dinamik sistemler gibi farklı alt sistem modellerin birleşiminden oluşturulmaktadır. En genel tanımı ile kullanılan alt modeller; atmosfer modeli, iniş takımı modeli, aerodinamik modeli, kütle ve atalet modeli, itki modeli, hareket denklemleri modeli, eyleyici modeli, sensör modeli, pilot modeli vb.'dir. Bu kapsamda model genel görünüşü Şekil 3.1'de verilmiştir.

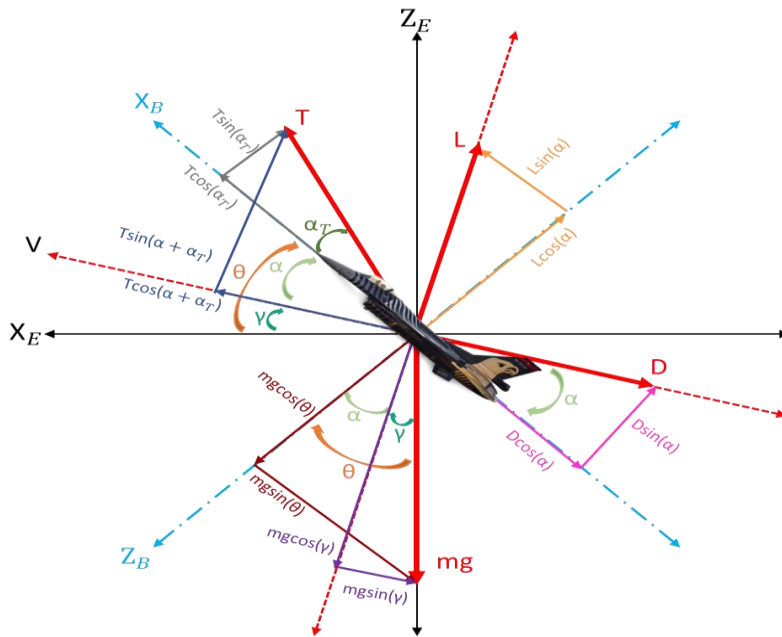
Hava aracı içerisinde mutlaka bulunması gereken modeller genel gereksinimlere, modelin ne için kullanılacağına bağlı olarak değişmektedir. Bu çalışmada; hareket denklemleri, aerodinamik, itki, eyleyici ve kontrol sistemi modellerini içeren kompakt bir tasarım kullanılmıştır.

Bir hava aracı altı serbestlik derecesine sahiptir. Bunlardan üç tanesi çizgisel hareketten diğer üç tanesi ise dönme hareketinden gelmektedir. Hareketler bir referans eksen takımı üzerinde üç eksenle tanımlanmaktadır. Referans eksen takımı ile hava aracının çeşitlik dinamiklerinin çıkarılmasında kullanılan diferansiyel denklemlerin üzerinde geçerli olduğu eksenler tanımlanmaktadır. Bir hava aracının modellenmesinde gövde ekseni, kararlılık ekseni, rüzgâr ekseni, dünya eksen takımı gibi farklı eksen takımlarının tanımlanmasına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu eksen takımlarından her biri modellemenin farklı alanlarında kullanılmaktadır. Referans eksenler Şekil 3.2'de verilmiştir. Kırmızı ile gösterilen eksen rüzgâr eksen takımını,

açık mavi ile gösterilen eksen takımı gövde eksen takımını, siyah ile gösterilen eksen takımı ise dünya eksen takımını göstermektedir.



Şekil 3.1 Model genel görünüşü



Şekil 3.2 Referans eksen takımları

Hava aracının modellenme sürecinde iki farklı mimari kullanılmaktadır. Bunlardan bir tanesi kapalı çevrim, diğeri ise açık çevrim modeldir. Kapalı çevrim hava aracı modelinde, sensörlerden elde edilen cevaplar pilot komutları ile karşılaştırılarak kontrolcüye beslenmektedir. Açık çevrim modelinde ise böyle bir geri besleme hattı bulunmamaktadır. Diyagramlar aşağıda gösterildiği gibi çıkarılabilmektedir.

Hava aracı modeli içerisinde kullanılan İtke modeli Bölüm 3.1, atmosferr modeli Bölüm 3.2, aerodinamik modeli Bölüm 3.3, Hareket denklemleri modeli Bölüm 3.4, eyleyici modeli Bölüm 3.5, kontrol sistemi modeli Bölüm 3.6 numaraları ile açıklanacaktır.

### 3.1 İtke Modeli

Motor modeli, hava aracı gaz kolu pozisyonunu yüzde olarak giriş alan ve yüzde olarak güç çıkışını veren dinamik bir sistemdir. Motor modeli, [8]'ten alınarak modelin içerisine konulmuştur. P1(referans güç yüzdesi) bulunurken kullanılan eşitlikler (3. 1) ve (3. 2) içerisinde pilotun gaz kolu komutu ( $\delta_{TH}$ ) ile bağıntılı olarak verilmektedir. Pilotun gaz kolu komutu; boş komutta 0, tam güçte 1 olacak şekilde ilişkilendirilmiştir.

$$P1 = 64.94 * \delta_{TH} \quad \text{eğer } \delta_{TH} \leq 0.77 \quad (3. 1)$$

$$P1 = 217.38\delta_{TH} - 117.38 \quad \text{eğer } \delta_{TH} > 0.77 \quad (3. 2)$$

Eşitlikler (3. 1) ve (3. 2) kullanılarak elde edilen yüzdeler için Şekil 3.3'de verilmiştir.

Motor anlık güç seviyesinin türevini veren denklem (3. 3) eşitliğinde birinci dereceden referans güç dinamiği (P2), anlık güç yüzdesi (P3) ve motor gecikmesi ( $\tau_{eng}$ ) ifadeleri ile ilişkilendirilerek gösterilmektedir.

$$\dot{P}_3 = \frac{1}{\tau_{eng}} (P_2 - P_3) \quad (3. 3)$$

Denklem (3. 3) içerisinde yer alan bilinmeyen değerler (3. 4)-(3.14) aralığında yer alan eşitlikler ile elde edilmişlerdir.

$$P_2 = P_1 \quad \text{if } P_1 \geq 50 \text{ ve } P_3 \geq 50 \quad (3. 4)$$

$$P_2 = 60 \quad \text{if } P_1 \geq 50 \text{ ve } P_3 < 50 \quad (3. 5)$$

$$P_2 = 40 \quad \text{if } P_1 < 50 \text{ ve } P_3 \geq 50 \quad (3.6)$$

$$P_2 = P_1 \quad \text{if } P_1 < 50 \text{ ve } P_3 < 50 \quad (3.7)$$

$$\tau_{eng} = 5.0 \quad \text{if } P_1 \geq 50 \text{ ve } P_3 \geq 50 \quad (3.8)$$

$$\tau_{eng} = (*) \quad \text{if } P_1 \geq 50 \text{ ve } P_3 < 50 \quad (3.9)$$

$$\tau_{eng} = (*) \quad \text{if } P_1 < 50 \text{ ve } P_3 \geq 50 \quad (3.10)$$

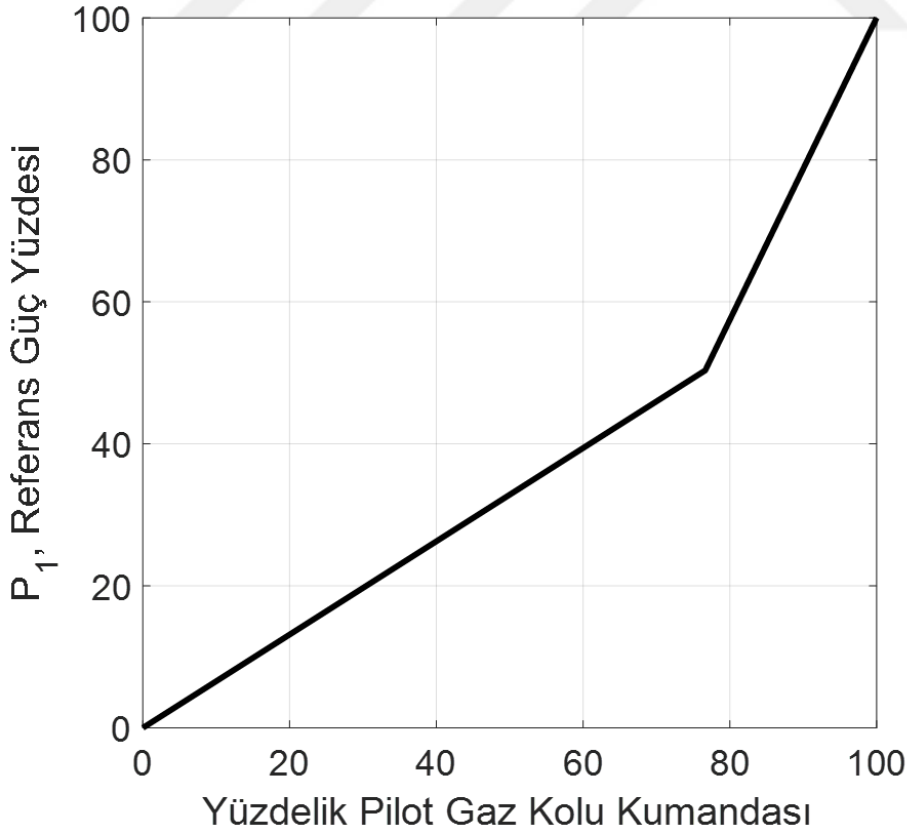
$$\tau_{eng} = 5.0 \quad \text{if } P_1 < 50 \text{ ve } P_3 < 50 \quad (3.11)$$

$$(*) = 1.0 \quad \text{if } (P_2 - P_3) \leq 25 \quad (3.12)$$

$$(*) = 0.1 \quad \text{if } (P_2 - P_3) \geq 50 \quad (3.13)$$

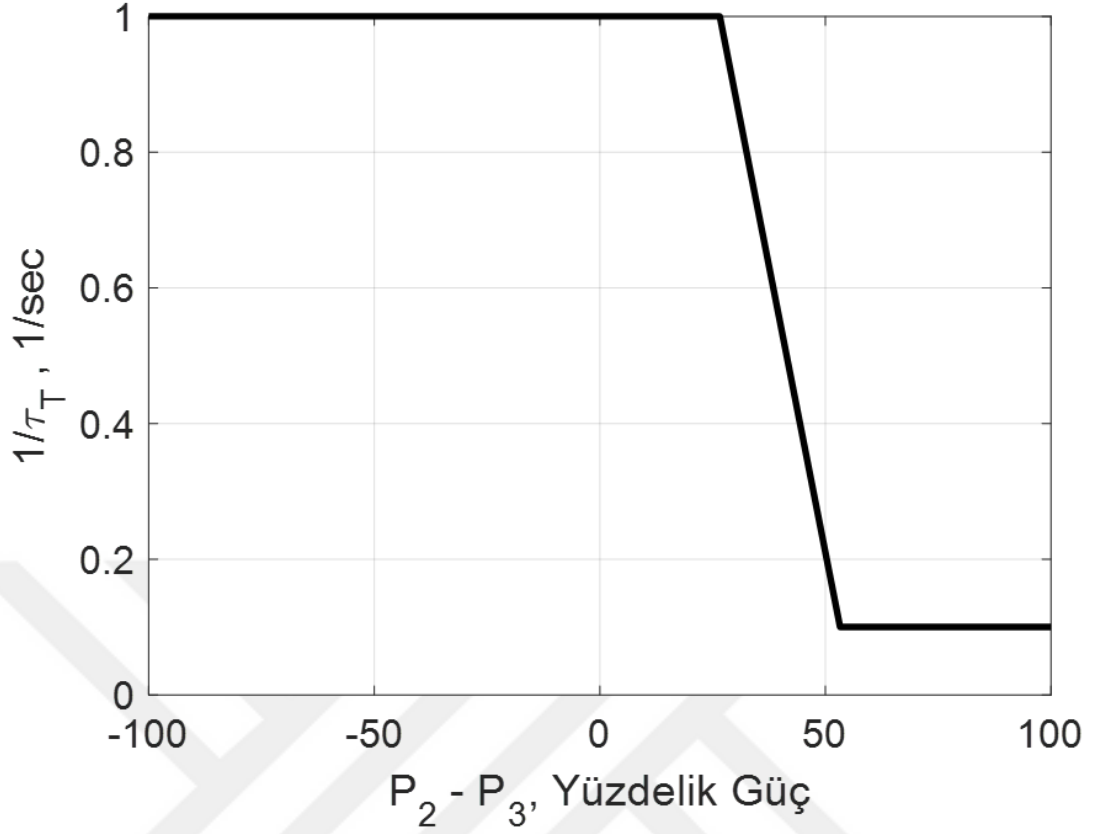
$$(*) = 1.9 - 0.036(P_2 - P_3) \quad \text{if } (P_2 - P_3) < 50 \quad (3.14)$$

Motora ait gecikme ( $\tau_{eng}$ ) Şekil 3.4'de gösterilmektedir.



Şekil 3.3 Referans güç yüzdesinin gaz kolu ile değişimi





Şekil 3.4 Motor gecikmesinin dinamik görseli

Motorun oluşturduğu itki kuvveti; motor güç seviyesi ( $P_3$ ), askeri güç itki değerleri ( $T_{mil}$ ), boş güç itki değeri ( $T_{idle}$ ) ve maksimum güç itki değeri ( $T_{max}$ )'ne bağlı olarak (3.15) ve (3.16) eşitliklerinde gösterildiği gibi verilmektedir.

$$F_T = T_{idle} + (T_{mil} - T_{idle}) \left( \frac{P_3}{50} \right) \quad \text{eğer } P_3 < 50 \quad (3.15)$$

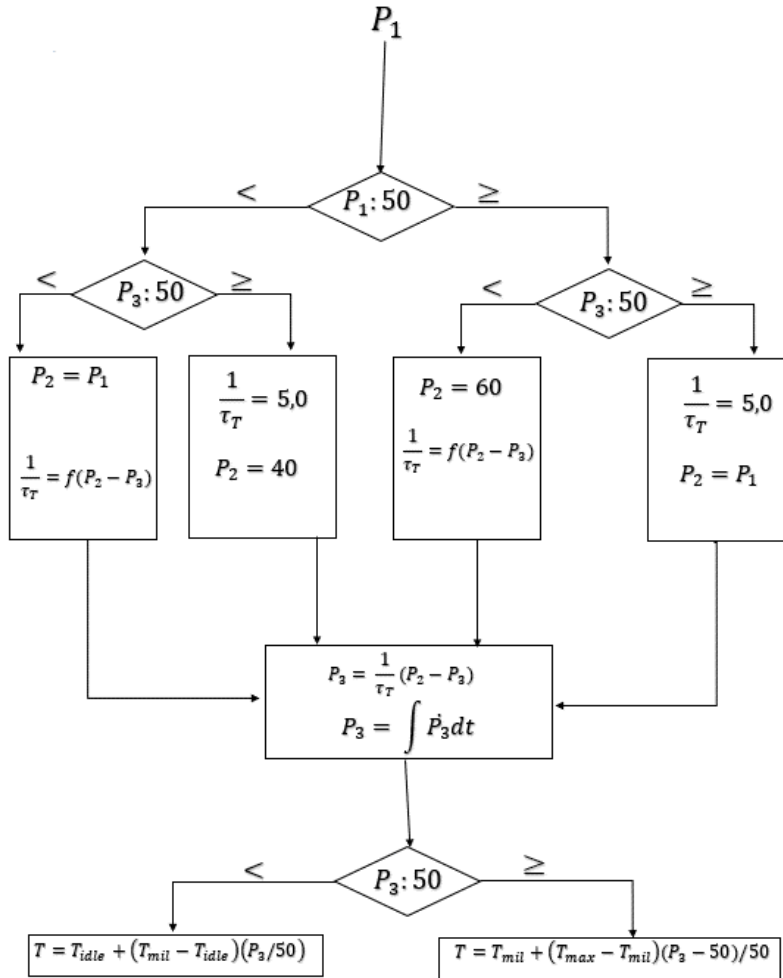
$$F_T = T_{idle} + (T_{max} - T_{idle}) \left( \frac{P_3}{50} \right) \quad \text{eğer } P_3 \geq 50 \quad (3.16)$$

(3.15) ve (3.16) ile verilen denklemler;  $0 \leq h$  (Yükseklik)  $\leq 15240$  metre ve  $0 \leq M$  (Mach sayısı)  $\leq 1$  aralıklarında geçerlidir. İtki kuvvetinin yükseklik ve hız değerlerine göre düzenlenmiş hali Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Motor modellenmesinde kullanılan dinamik Şekil 3.5'da verilen akış diyagramı ile özetlenmiştir.

Çizelge 3.1 İtki kuvvetinin yükseklik ve hız değerlerine göre sonuçları

| m                       | İrtifa ve Mach Sayısına Göre İtki Kuvveti Değerleri |        |       |       |       |       |
|-------------------------|---|--------|-------|-------|-------|-------|
|                         | 0   | 3048   | 6096  | 9144  | 12192 | 25420 |
| <i>T<sub>idle</sub></i> |   |        |       |       |       |       |
| 0.2                     | 2824  | 1890   | 3069  | 4492  | 5916  | 7562  |
| 0.4                     | 267   | 111    | 1535  | 3358  | 5026  | 6783  |
| 0.6                     | -4537   | -3158  | -1334 | 1557  | 4048  | 6049  |
| 0.8                     | -12010  | -8451  | -5782 | -1099 | 2669  | 4893  |
| 1.0                     | -16013  | -6227  | -2647 | -1521 | -890  | 3114  |
| <i>T<sub>mil</sub></i>  |   |        |       |       |       |       |
| 0.2                     | 56401   | 40699  | 28080 | 17970 | 10987 | 6227  |
| 0.4                     | 56089   | 41420  | 29401 | 19082 | 11565 | 6939  |
| 0.6                     | 56223   | 43764  | 31536 | 20728 | 12632 | 7384  |
| 0.8                     | 55111   | 45263  | 34472 | 23663 | 14456 | 8585  |
| 1.0                     | 51953   | 43804  | 35806 | 27133 | 16902 | 10275 |
| <i>T<sub>max</sub></i>  |   |        |       |       |       |       |
| 0.2                     | 95276   | 69834  | 49929 | 32573 | 19727 | 11565 |
| 0.4                     | 100970  | 74993  | 54488 | 36269 | 22240 | 12610 |
| 0.6                     | 107820  | 84112  | 61204 | 41300 | 25354 | 14300 |
| 0.8                     | 115959  | 93742  | 71057 | 49440 | 30513 | 17570 |
| 1.0                     | 128485  | 103723 | 81398 | 59977 | 38440 | 22494 |



Şekil 3.5 Motor dinamiği akış diyagramı

### 3.2 Atmosfer Modeli

Model, standart atmosfer modeline sadık kalınarak modellenmiştir [9]. İrtifaya bağlı olarak; hava sıcaklığı, hava yoğunluğu, hava statik ve dinamik basıncını hesaplanmaktadır. Model içerisinde kullanılan sabit değerler Çizelge 3.2’de verilmiştir [9].

Çizelge 3.2 Atmosfer modelinde kullanılan sabit değerler

|                               | Parametre | Değer    | Birim          |
|-------------------------------|-----------|----------|----------------|
| Yer çekimi                    | $g_0$     | 9.80665  | $m/s^2$        |
| Isı kapasite oranı            | $\gamma$  | 1.4      | -              |
| Evrensel gaz sabiti           | R         | 287.0531 | $N*m/(kmol*K)$ |
| Sıcaklık değişim eğrisi       | L         | -0.0065  | K/m            |
| Deniz seviyesi irtifası       | $h_0$     | 0        | m              |
| Troposphere irtifası          | $h_1$     | 11000    | m              |
| Strotosphere irtifası         | $h_2$     | 20000    | m              |
| Deniz seviyesi hava yoğunluğu | $\rho_0$  | 1.225    | $kg/m^3$       |
| Deniz seviyesi hava basıncı   | $P_0$     | 101325   | Pa ( $N/m^2$ ) |
| Deniz seviyesi hava sıcaklığı | $T_0$     | 288.15   | K              |

Modelleme esnasında kullanılan varsayımlar aşağıdadır.

- Hava ideal gaz olarak kabul edilmiştir.
- İrtifanın ortalama deniz seviyesinden ölçüldüğü kabul edilmiştir.
- 80 km irtifaya kadar ortalama moleküler ağırlığının değeri ihmal edilmiştir.
- Model 0km -20 km aralığında irtifaya bağlı sıcaklık, ses hızı, hava yoğunluğu ve hava basıncını hesaplamaktadır.

Model çıkışındaki parametreler aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

- Sıcaklığın hesaplanması;

$$T = T_0 + L_b * (h - h_b) \quad (3.17)$$

Denklem içerisinde bilinmeyen  $L_b$  ve  $h_b$  katsayıları Çizelge 3.3 kullanılarak bulunmuştur.

- Ses hızının hesaplanması

$$a = \sqrt{\gamma * R * T} \quad (3.18)$$

Çizelge 3.3 Sıcaklık hesaplamasında kullanılan sabit değerler

| b | Coğrafi Yükseklik (km) | Moleküler Ölçekli Sıcaklık Gradyanı (K/km) | T ile H Arasındaki Denklem Formu |
|---|------------------------|--|----------------------------------|
| 0 | 0                      | -6,5                                       | DOĞRUSAL                         |
| 1 | 11                     | 0  |                                  |
| 2 | 20                     | 1  |                                  |
| 3 | 32                     | 2,8  |                                  |
| 4 | 47                     | 0  |                                  |
| 5 | 51                     | -2,8                                       |                                  |
| 6 | 71                     | -2   |                                  |
| 7 | 84,852                 |  |                                  |

- Statik basıncın hesaplanması

$$P = P_0 * \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{g}{R*L}} * e^{\left(\frac{g*(h_b-h)}{R*T}\right)} \quad (3.19)$$

- Hava yoğunluğunun hesaplanması

$$\rho = \frac{P}{R * T} \quad (3.20)$$

$$\rho = \rho_0 * \left(\frac{T_0}{T}\right) * \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{g}{R*L}} * e^{\left(\frac{g*(h_b-h)}{R*T}\right)} \quad (3.21)$$

- Dinamik basıncın hesaplanması

$$Q_c = \frac{1}{2} * \rho * V^2 \quad (3.22)$$

Model içerisinde herhangi bir türbülans modeli kullanılmamıştır.

### 3.3 Aerodinamik Model

Hava aracının maruz kaldığı fiziksel etkiler belirli değişikliklere bağlı olarak birimsiz katsayılara dönüştürülmüştür. Bu katsayılar yardımı ile belirlediğimiz koşullar içerisinde hava aracına etkiyen kuvvet ve momentleri hesaplayabilmekteyiz. Tez

kapsamında modellenen F16 hava aracının aerodinamik verileri [8] numaralı teknik raporunda bulunmuştur.

Veriler çeşitli boyutlarda olan tablolar halinde bulunmaktadır. Tablolara, hava aracı durumlarından ya da kontrol yüzey bükümlerinden girdi gitmektedir. Bu durumlara göre tablolardan aerodinamik katsayılar çıkmaktadır. Çıkan katsayılar birimlendirilerek kuvvet ve momentlere dönüştürülmektedir.

Aerodinamik verilerin bulunduğu katsayı değişkenleri Çizelge 3.4'de gösterildiği gibidir. Tabloda verilen semboller şu şekilde tanımlanmaktadır;

$C_x$  : Uçak temiz geometrisinin X eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_z$  : Uçak temiz geometrisinin Z eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_m$  : Uçak temiz geometrisinin Y eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_y$  : Uçak temiz geometrisinin Y eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_n$  : Uçak temiz geometrisinin Z eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_l$  : Uçak temiz geometrisinin X eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_{x_{lef}}$  : Hücüm kenarı flap (LEF) yüzeyinin X eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{z_{lef}}$  : Hücüm kenarı flap (LEF) yüzeyinin Z eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{m_{lef}}$  : Hücüm kenarı flap (LEF) yüzeyinin Y eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_{y_{lef}}$  : Hücüm kenarı flap (LEF) yüzeyinin Y eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{n_{lef}}$  : Hücüm kenarı flap (LEF) yüzeyinin Z eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_{l_{lef}}$  : Hücüm kenarı flap (LEF) yüzeyinin X eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_{x_q}$  : Yunuslama oranının X eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{z_q}$  : Yunuslama oranının Z eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{m_q}$  : Yunuslama oranının Y eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_{y_p}$  : Yatış oranının Y eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{y_r}$  : Kayış oranının Y eksenine kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{n_p}$  : Yatış oranının Z eksenine moment katsayısına olan etkisi,

$C_{n_r}$ : Kayış oranının Z eksenli moment katsayısına olan etkisi,

$C_{l_p}$ : Yatış oranının X eksenli moment katsayısına olan etkisi,

$C_{l_r}$ : Kayış oranının X eksenli moment katsayısına olan etkisi,

$\Delta C_{x_{q,lef}}$ : Yunuslama oranı ile hücum kenarı flap bükümünün X eksenli kuvvet katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{y_{r,lef}}$ : Kayış oranı ile hücum kenarı flap bükümünün Y eksenli kuvvet katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{y_{p,lef}}$ : Yatış oranı ile hücum kenarı flap bükümünün Y eksenli kuvvet katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{z_{q,lef}}$ : Yunuslama oranı ile hücum kenarı flap bükümünün Z eksenli kuvvet katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{l_{r,lef}}$ : Kayış oranı ile hücum kenarı flap bükümünün X eksenli moment katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{l_{p,lef}}$ : Yatış oranı ile hücum kenarı flap bükümünün X eksenli moment katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{m_{q,lef}}$ : Yunuslama oranı ile hücum kenarı flap bükümünün Y eksenli moment katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{n_{r,lef}}$ : Kayış oranı ile hücum kenarı flap bükümünün Z eksenli moment katsayısına olan ikili delta etkisi,

$\Delta C_{n_{p,lef}}$ : Yatış oranı ile hücum kenarı flap bükümünün Z eksenli moment katsayısına olan ikili delta etkisi,

$C_{y_{a20}}$ : Kanatçık bükümünün Y eksenli kuvvet katsayısına olan etkisi,

$\Delta C_{y_{a20,lef}}$ : Kanatçık bükümü ile hücum kenarı flap bükümünün Y eksenli kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{n_{a20}}$ : Kanatçık bükümünün Z eksenli moment katsayısına olan etkisi,

$\Delta C_{n_{a20_{lef}}}$  : Kanatçık bükümü ile hücum kenarı flap bükümünün Z eksen moment katsayısına olan etkisi,

$C_{l_{a20}}$  : Kanatçık bükümünün X eksen moment katsayısına olan etkisi,

$\Delta C_{l_{a20_{lef}}}$  : Kanatçık bükümü ile hücum kenarı flap bükümünün X eksen moment katsayısına olan etkisi,

$\Delta C_{n_{beta}}$  : Sapma açısının Z eksen moment katsayısına olan etkisi,

$\Delta C_{l_{beta}}$  : Sapma açısının X eksen moment katsayısına olan etkisi,

$\Delta C_m$  : Y eksen moment katsayısına eklenen delta etki,

$\eta_{el}$  : Y eksen momentinin hücum açısı ile değişimine bağlı olarak doğrulama katsayısı,

$C_{y_{r30}}$  : Dümen bükümünün Y eksen kuvvet katsayısına olan etkisi,

$C_{n_{r30}}$  : Dümen bükümünün Z eksen moment katsayısına olan etkisi,

$C_{l_{r30}}$  : Dümen bükümünün X eksen moment katsayısına olan etkisi.

Çizelge 3.4 Aerodinamik katsayılar genel görünümü

|       |               |           |                        |                            |                        |
|-------|---------------|-----------|------------------------|----------------------------|------------------------|
| $C_x$ | $C_{x_{lef}}$ | $C_{x_q}$ | $\Delta C_{x_{q,lef}}$ | $C_{y_{a20}}$              | $\Delta C_{n_{beta}}$  |
| $C_z$ | $C_{z_{lef}}$ | $C_{z_q}$ | $\Delta C_{y_{r,lef}}$ | $\Delta C_{y_{a20_{lef}}}$ | $\Delta C_{l_{beta}}$  |
| $C_m$ | $C_{m_{lef}}$ | $C_{m_q}$ | $\Delta C_{y_{p,lef}}$ | $C_{n_{a20}}$              | $\Delta C_m$           |
| $C_y$ | $C_{y_{lef}}$ | $C_{y_p}$ | $\Delta C_{z_{q,lef}}$ | $\Delta C_{n_{a20_{lef}}}$ | $\Delta C_{\eta_{el}}$ |
| $C_n$ | $C_{n_{lef}}$ | $C_{y_r}$ | $\Delta C_{l_{r,lef}}$ | $C_{l_{a20}}$              | $C_{y_{r30}}$          |
| $C_l$ | $C_{l_{lef}}$ | $C_{n_p}$ | $\Delta C_{l_{p,lef}}$ | $\Delta C_{l_{a20_{lef}}}$ | $C_{n_{r30}}$          |
|       |               | $C_{n_r}$ | $\Delta C_{m_{q,lef}}$ |                            | $C_{l_{r30}}$          |
|       |               | $C_{l_p}$ | $\Delta C_{n_{r,lef}}$ |                            |                        |
|       |               | $C_{l_r}$ | $\Delta C_{n_{p,lef}}$ |                            |                        |

Model içerisinde bulunan hareket denklemleri bloğuna gönderilecek olan 6 katsayı aşağıdaki verilen (3.23) ile (3.43) arasında verilen eşitliklerini ve içerisindeki hücum açısı ( $\alpha$ ), sapma açısı ( $\beta$ ), yatay kuyruk bükümü ( $\delta_h$ ), hücum kenarı flap bükümü ( $\delta_{lef}$ ), kanat kord uzunluğu ( $\bar{c}$ ), x eksenli ağırlık merkezi uzunluğu ( $x_{cg}$ ), x eksenli referans ağırlık merkezi uzunluğu ( $x_{cg,ref}$ ), kanatçık bükümü ( $\delta_a$ ), dümen bükümü ( $\delta_r$ ), kanat uzunluğu (b) parametrelerini kullanarak tanımlanmaktadır.

X Eksenli Kuvvet Katsayısı;

$$C_{x,t} = C_x(\alpha, \beta, \delta_h) + \Delta C_{x,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{\bar{c}q}{2V} \left[ C_{x_q}(\alpha) + \Delta C_{x_q,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \quad (3.23)$$

$$\Delta C_{x,lef} = C_{x,lef}(\alpha, \beta) - C_x(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \quad (3.24)$$

Z Eksenli Kuvvet Katsayısı;

$$C_{z,t} = C_z(\alpha, \beta, \delta_h) + \Delta C_{z,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{\bar{c}q}{2V} \left[ C_{z_q}(\alpha) + \Delta C_{z_q,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \quad (3.25)$$

$$\Delta C_{z,lef} = C_{z,lef}(\alpha, \beta) - C_z(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \quad (3.26)$$

Yunuslama Momenti Katsayısı;

$$C_{m,t} = C_m(\alpha, \beta, \delta_h) + C_{z,t}(x_{cg,ref} - x_{cg}) + \Delta C_{m,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{\bar{c}q}{2V} \left[ C_m(\alpha) + \Delta C_{m_q,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] + C_m(\alpha) + \Delta C_{m,ds}(\alpha, \delta_h) \quad (3.27)$$

$$\Delta C_{m,lef} = C_{m,lef}(\alpha, \beta) - C_m(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \quad (3.28)$$

Y Eksenli Kuvvet Katsayısı;



$$\begin{aligned}
C_{Y,t} &= C_Y(\alpha, \beta) + \Delta C_{Y,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \\
&+ \left[ \Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ} + \Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20}\right) \\
&+ \Delta C_{Y,\delta_r=20^\circ} \left(\frac{\delta_r}{30}\right) \\
&\quad + \frac{b}{2V} \left\{ \left[ C_{Y_r}(\alpha) + \Delta C_{Y_r,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r \right. \\
&\quad \left. + \left[ \left[ C_{Y_p}(\alpha) + \Delta C_{Y_p,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \right\} \right.
\end{aligned} \tag{3.29}$$

$$\Delta C_{Y,lef} = C_{Y,lef}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \tag{3.30}$$

$$\Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ} = C_{Y,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \tag{3.31}$$

$$\begin{aligned}
\Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ,lef} &= C_{Y,\delta_a=20^\circ,lef}(\alpha, \beta) - C_{Y,lef}(\alpha, \beta) \\
&\quad - \left[ \Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \right]
\end{aligned} \tag{3.32}$$

$$\Delta C_{Y,\delta_r=30^\circ} = \Delta C_{Y,\delta_r=30^\circ}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \tag{3.33}$$

Sapma Moment Katsayısı;

$$\begin{aligned}
C_{n,t} &= C_n(\alpha, \beta, \delta_h) + \Delta C_{n,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \\
&\quad - C_{Y,t} (x_{cg,ref} - x_{cg}) \frac{\bar{c}}{b} \\
&+ \left[ \Delta C_{n,\delta_a=20^\circ} + \Delta C_{n,\delta_a=20^\circ,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20}\right) \\
&+ \Delta C_{n,\delta_r=30^\circ} \left(\frac{\delta_r}{30}\right) \\
&\quad + \frac{b}{2V} \left\{ \left[ C_{n_r}(\alpha) + \Delta C_{n_r,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r \right. \\
&\quad \left. + \left[ \left[ C_{n_p}(\alpha) + \Delta C_{n_p,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \right\} + \Delta C_{n,\beta}(\alpha) \beta
\end{aligned} \tag{3.34}$$

$$\Delta C_{n,lef} = C_{n,lef}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \tag{3.35}$$

$$\Delta C_{n,\delta_a=20^\circ} = C_{n,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \tag{3.36}$$

$$\begin{aligned}
\Delta C_{n,\delta_a=20^\circ,lef} &= C_{n,\delta_a=20^\circ,lef}(\alpha, \beta) - C_{n,lef}(\alpha, \beta) \\
&\quad - \left[ \Delta C_{n,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \right]
\end{aligned} \tag{3.37}$$

$$\Delta C_{n,\delta_r=30^\circ} = \Delta C_{n,\delta_r=30^\circ}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \tag{3.38}$$

Yuvarlanma Momenti Katsayısı;

$$\begin{aligned}
C_{l,t} &= C_l(\alpha, \beta, \delta_h) + \Delta C_{l,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \\
&+ \left[ \Delta C_{l,\delta_a=20^\circ} + \Delta C_{l,\delta_a=20^\circ,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20}\right) \\
&+ \Delta C_{l,\delta_r=30^\circ} \left(\frac{\delta_r}{30}\right) + \frac{b}{2V} \left\{ \left[ C_{l_r}(\alpha) + \Delta C_{l_r,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r \right. \\
&\left. + \left[ \left[ C_{l_p}(\alpha) + \Delta C_{l_p,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \right\} + \Delta C_{l,\beta}(\alpha) \beta
\end{aligned} \tag{3.39}$$

$$\Delta C_{l,lef} = C_{l,lef}(\alpha, \beta) - C_l(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \tag{3.40}$$

$$\Delta C_{l,\delta_a=20^\circ} = C_{l,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_l(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \tag{3.41}$$

$$\begin{aligned}
\Delta C_{l,\delta_a=20^\circ,lef} &= C_{l,\delta_a=20^\circ,lef}(\alpha, \beta) - C_{l,lef}(\alpha, \beta) \\
&- \left[ \Delta C_{l,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_l(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \right]
\end{aligned} \tag{3.42}$$

$$\Delta C_{l,\delta_r=30^\circ} = \Delta C_{l,\delta_r=30^\circ}(\alpha, \beta) - C_l(\alpha, \beta, \delta_h = 0^\circ) \tag{3.43}$$

### 3.4 Hareket Denklemleri Modeli

Hava aracı modeli 6 serbestlik derecesine sahiptir. Bunlardan üç tanesi çizgisel dinamiklerdir ve bunlar Newton'un hareket kanunları esas alınarak çıkarılmıştır. Diğer üç tanesi ise dönüş ile ilgili dinamiklerdir ve bunlar da Euler'in hareket kanunları esas alınarak çıkarılmıştır.

$$\sum \vec{F} = m \frac{d\vec{V}}{dt} \tag{3.44}$$

$\sum \vec{F}$  ile hava aracı üzerine etkiyen tüm dış kuvvetlerin bileşkesi ifade edilmektedir.

$\frac{d\vec{V}}{dt}$  ile hava aracının çizgisel hızındaki değişim ifade edilmektedir.

$$\sum \vec{M} = I \frac{d\vec{H}}{dt} \tag{3.45}$$

$\sum \vec{M}$  ile hava aracı üzerine etkiyen tüm dış kuvvetlerin bileşkesi ifade edilmektedir.

$\frac{d\bar{H}}{dt}$  ile hava aracının açısal momentumunda meydana gelen değişim ifade edilmektedir.

Yukarıdaki (3.44) ve (3.45) denklemleri ile birlikte aşağıdaki varsayımlar kullanılarak hareket denklemleri çıkarılmaktadır [10].

- Hava aracı rijiddir. Hava aracı üzerinde bulunan tüm noktalar birbirine karşı sürekli olarak sabit bir mesafede bulunmaktadır.
- Dünya üzerine sabitlenmiş bir koordinat sistemi kullanılmaktadır. Hava aracı, bu koordinat sistemine göreceli hareket etmektedir.
- Uçak gövde koordinat ekseninin merkezi, uçağın ağırlık merkezi ile aynı noktadadır.
- Hava aracının kütlesi, herhangi bir dinamik analiz sürecinde sabit olarak alınmaktadır.

### 3.4.1 Ötelenme dinamiği

Yukarıda da verildiği üzere; ötelenme dinamiği kullanılarak hız değişim oranı toplam kuvvetin kütleyle bölünmesinden elde edilmektedir. Hava aracı modelinde sadece çizgisel hız olmadığı için bir Coriolis hız ortaya çıkmaktadır. Bu hız da (3.46)- (3.48) denklemleri kullanılarak dahil edilmektedir.

$$\frac{dV}{dt} = \left( \frac{dV_B}{dt} \right) + w_B \times V_B \quad (3.46)$$

$$w_B = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

$$V_B = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

(3.46)- (3.48) ile gösterilen denklemler bir araya getirilirse ;

$$\frac{F}{m} = \frac{dV}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

Sistemin hareket denklemleri görüldüğü üzere uçak gövde ekseninde ifade edilmişlerdir. Dolayısıyla Newton'un ikinci yasası kullanılabilir.

$$m \left\{ \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \right\} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Yukarıda verilen denklem, gövde eksenindeki ivmeler için çözülürse (3.51)-(3.53) skalar denklemleri elde edilecektir.

$$\dot{U} = \frac{F_x}{m} + RV - QW \quad (3.51)$$

$$\dot{V} = \frac{F_y}{m} - RU + PW \quad (3.52)$$

$$\dot{W} = \frac{F_z}{m} + QU - PV \quad (3.53)$$

### 3.4.2 Dönme dinamiği

Ötelenme dinamiğinde olduğu gibi dönme dinamiğinde de Coriolis ivmesinden gelen dinamik dönme dinamiğine eklenmelidir.

$$\frac{dH}{dt} = \left( \frac{dH_B}{dt} \right) + \omega_B * H_B \quad (3.54)$$

$$H_B = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}_B \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3.55)$$

Yukarıda verilen varsayımlar kullanıldığında ;

$$\frac{dH_B}{dt} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}_B \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} \quad (3.56)$$

(3.54)-(3.56) ile gösterilen denklemler bir araya getirilirse (3.57) denklemi elde edilmektedir.

Momentum değişim oranı hava aracı gövde ekseninde tanımlanması ile (3.58) denklemi yazılabilmektedir.

(3.58) denklemi, uçak gövde eksenindeki açısal ivmeler için çözülürse (3.59)-(3.61) ile gösterilen skalar eşitlikler elde edilecektir.

$$\frac{dH}{dt} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}_B \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}_B \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3.57)$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}_B \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}_B \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (3.58)$$

$$\dot{P} = \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} [I_{zz}L + I_{xz}N - I_{xz} \{I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}\}PQ + \{I_{xz} - I_{zz}(I_{yy} - I_{zz})\}QR] \quad (3.59)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_{yy}} [M + (I_{xx} - I_{zz})PR + I_{xz}(P^2 - R^2)] \quad (3.60)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} [I_{xz}L + I_{xx}N - \{I_{xz}^2 + I_{xx}(I_{xx} - I_{yy})\}PQ + I_{xz} \{I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}\}QR] \quad (3.61)$$

Ötelenme ve dönme dinamiğine ek olarak bir de kinematik denklemler yer almaktadır. Ötelenme kinematığının uçuş kontrol çalışmaları kapsamında bir önemi yoktur, ancak dönme kinmatığı için (3.62)'de gösterilen eşitlik kullanılmaktadır.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3.62)$$

### 3.5 Eyleyici Modeli

Yüzey eyleyici modelleri, yüzeylere göre değişen oran ve büküm limitleri ile 0.0495 saniye birinci dereceden gecikme olarak modellenmiştir [8].

Yatay Kuyruk Eyleyici Modeli ;

$$\frac{20.2}{s + 20.2} ; \text{Oran Limiti} = \pm 60 \frac{\text{derece}}{\text{saniye}} \text{ Yüzey Büküm Limiti} = [-25 \ 25]$$

Kanatçık Eyleyici Modeli ;

$$\frac{20.2}{s + 20.2} ; \text{Oran Limiti} = \pm 80 \frac{\text{derece}}{\text{saniye}} \text{ Yüzey Büküm Limiti} = [-21.5 \ 21.5]$$

Dümen Eyleyici Modeli ;

$$\frac{20.2}{s + 20.2} ; \text{Oran Limiti} = \pm 120 \frac{\text{derece}}{\text{saniye}} \text{ Yüzey Büküm Limiti} = [-30 \ 30]$$

### 3.6 Kontrol Sistemi Modeli

Kontrol sistemi modeli, [8] numaralı referanstan alınarak modellenmiştir.

#### 3.6.1 Boylamsal kontrol sistemi

Hava aracında kullanılan boylamsal kontrol sistemi aşağıdaki Şekil 3.6’de verilmiştir. Kontrol sistemi, elektriksel uçuş kontrol sistemi olarak ve kontrol iyileştirme sistemi kullanılarak eklenmiştir. Pilot, normal ivme komudu vermektedir. Yunuslama oranı ve normal ivme geri beslemeleri kullanılarak sistem cevabı iyileştirilmiştir. İleri yolda kullanılan integral elemanı ile sistemin cevabının istenilen hedefte tutulması sağlanmaktadır. Bunlarla birlikte, hava aracı boylamsal ekseninde statik olarak kararsızdır. Hücum açısı geribeslemesi ile yapay bir kararlılık sağlanmıştır.

Boylamsal kontrol sistemi içerisinde bir de hücum açısı limitleyicisi yer almaktadır. Bu dinamik, hücum açısının 15 dereceden büyük olduğu durumlarda devreye girmektedir. Hücum açısı 20.4 derece olana kadar pilotun verdiği normal ivmenin 0.322g/derece olarak limitlenmesini sağlamaktadır. Bu limitleme sayesinde hava aracı 25 derece hücum açısında normal ivmesini 1 olarak tutabilmektedir.

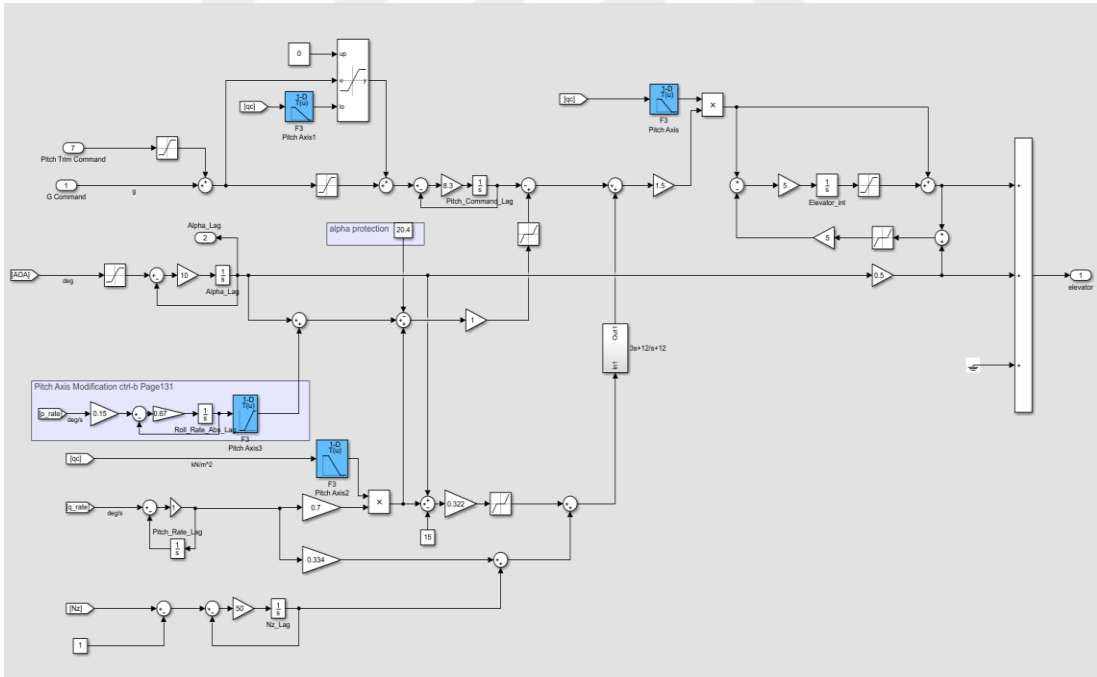
#### 3.6.2 Yanal kontrol sistemi

Hava aracında kullanılan yanal kontrol sistemi aşağıdaki Şekil 3.7 ‘da verilmiştir. Sistem, pilotun yatış oranı girdisini almaktadır. Pilot en fazla 308 derece/saniye yatış

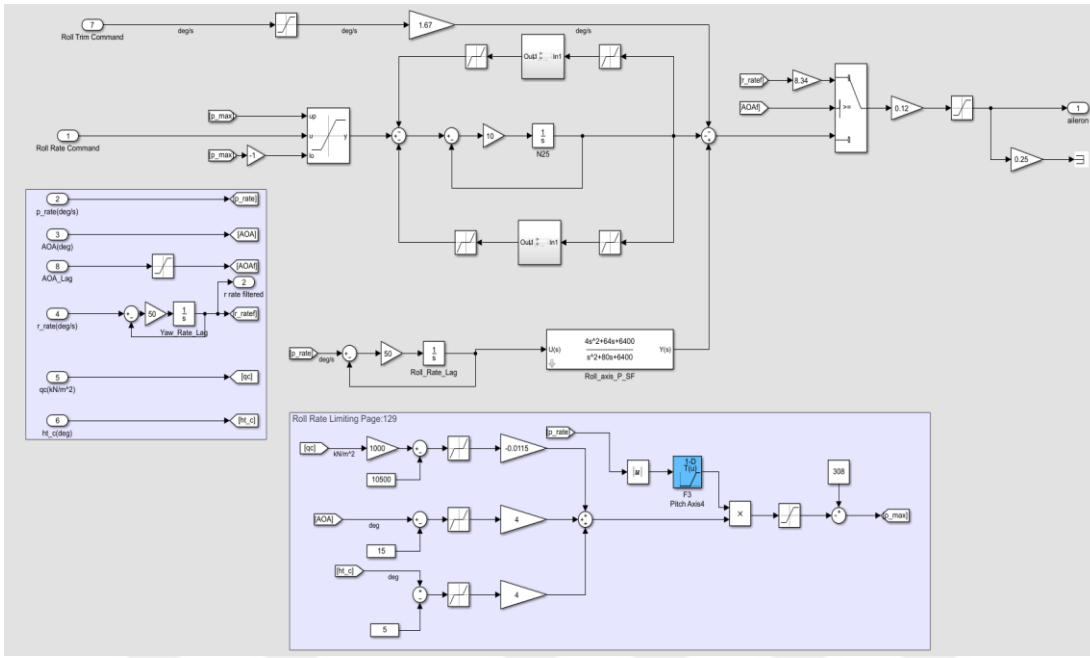
oranı girdisi verebilmektedir. Hücum açısının 29 derecenin üstüne çıktığı durumda, hava aracının spin'e girmesini önlemek için sapma oranı geri beslemesi kullanılarak yanal kontrol yüzeyleri herhangi bir sapma oranına ters bir yatış oranı vererek bu durumu engellemektedir. Bu modda, yatış oranı kontrol iyileştirme sistemi devreden çıkarılmaktadır ve pilota yanal ekseninde bir kontrol verilmemektedir.

### 3.6.1 Yönel kontrol sistemi

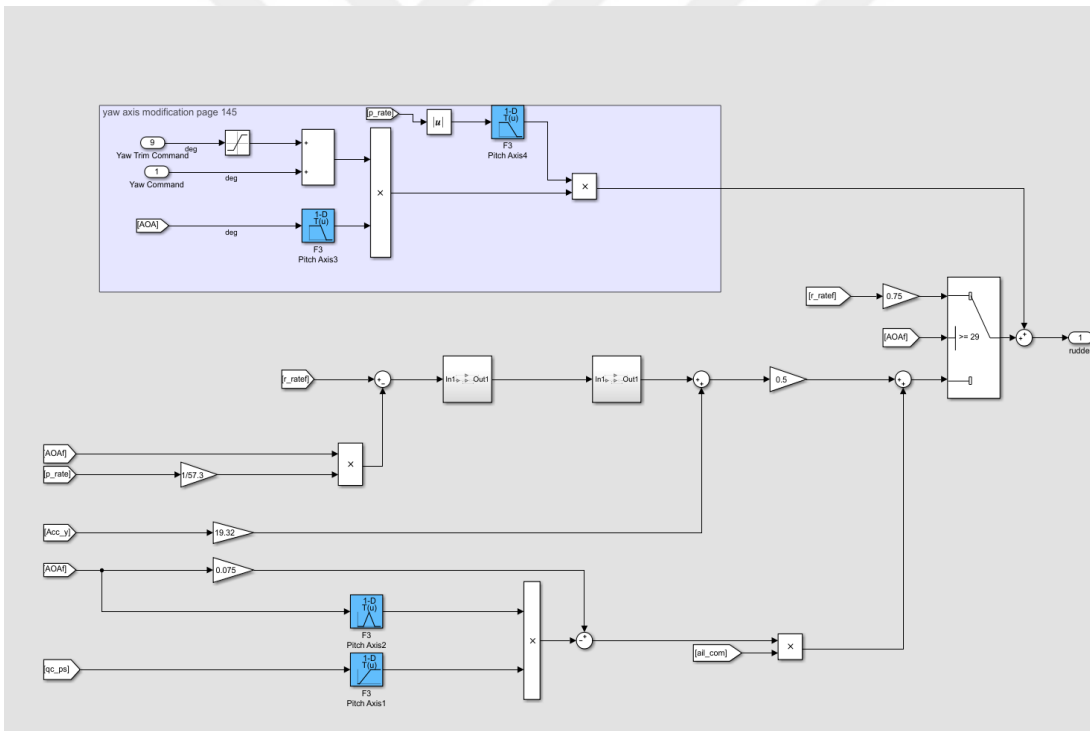
Hava aracında kullanılan yönel kontrol sistemi aşağıdaki Şekil 3.8 'da verilmiştir. Sistem, pilottan dümen girdisi almaktadır. Hücum açısı 20 ile 30 derece arasında olduğu durumlarda, pilotun girdisi sıfırlanarak olası kontrol kayıplarının önüne geçilmektedir. Sapma oranı ve yanal ivme geribeslemeleri kullanılarak hava aracının sönümleme oranları iyileştirilmiştir. Aynı zamanda kanatçık-dümen arayüzü tasarlanarak, hava aracının yatış dinamikleri iyileştirilmiştir. Yanal kontrol sisteminde olduğu gibi, hücum açısı 29 derecenin üstüne çıktığında spin önleme modu aktive edilmektedir.



Şekil 3.6 Boylamsal kontrol sistemi



Şekil 3.7 Yanal kontrol sistemi



Şekil 3.8 Yönel kontrol sistemi



## 4. TRİM VE DOĞRUSALLAŞTIRMA

Çoğu durum için doğrusal model kullanılması çok daha uygundur. Doğrusallaştırma, özellikle sistemin kararlılık karakteristiklerinin bulunmasında ve sonrasında da doğrusal kontrolcü tasarımında önem arz etmektedir.

Doğrusallaştırma, doğrusal olmayan sistemin hareket denklemleri kullanılarak lokal denge noktalarında yapılmaktadır. Sistemin trim edilmesi; sistemin denge noktasına, doğrusallaştırmada kullanılan, getirilmesi olarak tanımlanmaktadır.

Bu bölümde hava aracının denge noktasına getirilmesi ve bu nokta etrafında doğrusallaştırılması anlatılacaktır.

### 4.1 Trim

Hava aracı analizlerinde doğrusal olmayan model, herhangi bir uygun başlangıç noktası olmazsa kullanılması mümkün değildir. Burada uygun başlangıç noktaları ile denge noktası kastedilmektedir. Denge noktaları, sistemin o anki durumunun aniden değişmediği noktalar olarak tanımlanabilmektedir. Bir hava aracının denge noktasına getirilmesi, verilen bir uçuş koşulunda ötelenme ve dönme ivmelerini sıfıra götürecek uçak kumanda girdilerinin ve uçak durumlarının bulunması olarak tanımlanmaktadır.

Denge anı ifade edilirken birden fazla denge koşulu olmaktadır. Bunlar; düz uçuş, tırmanma ve ya alçalma, koordineli dönüş olarak literatürde verilmektedir. Nümerik yöntem tanıtılmadan önce çözülmesi gereken denklemler verilecektir.

Hava aracı sisteminin durum uzayında gösterimi (4.1) ve (4.2) denklemlerinde gösterildiği gibi yapılmaktadır [11].

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (4.1)$$

$$y = g(x, u) \quad (4.2)$$

Başka bir ifade ile ;

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (4.3)$$

$$y = Cx + Du \quad (4.4)$$

Denklem (4.3) ve (4.4) kullanılırsa; x ile durum vektörü, u ile giriş vektörü ve y ile de çıkış vektörü tanımlanmaktadır. Uçağın hareketinin tanımlanabilmesi için en az 12 tane durum değişkenine ihtiyaç duyulmaktadır. Bunlar da, 3. Bölüm’de verilen kuvvet denklemlerinden, kinetik denklemlerinden, moment denklemlerinden ve navigasyon denklemlerinden gelmektedirler.

Hava aracı girişleri, hava aracının tipine bağlıdır. Genellikle; yatay kuyruk bükümü, kanatçık bükümü, dümen bükümü ve gaz kolu seviyesi girdileri olmaktadır.

Aşağıda hava aracı durum vektörü, giriş ve çıkış vektörleri verilmiştir [11].

$$\begin{aligned} x &= [V, \alpha, \beta, \Phi, \theta, \psi, p, q, r, N, E, h, motor] \\ y &= [N_z, N_y, \gamma] \\ u &= [\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_T] \end{aligned}$$

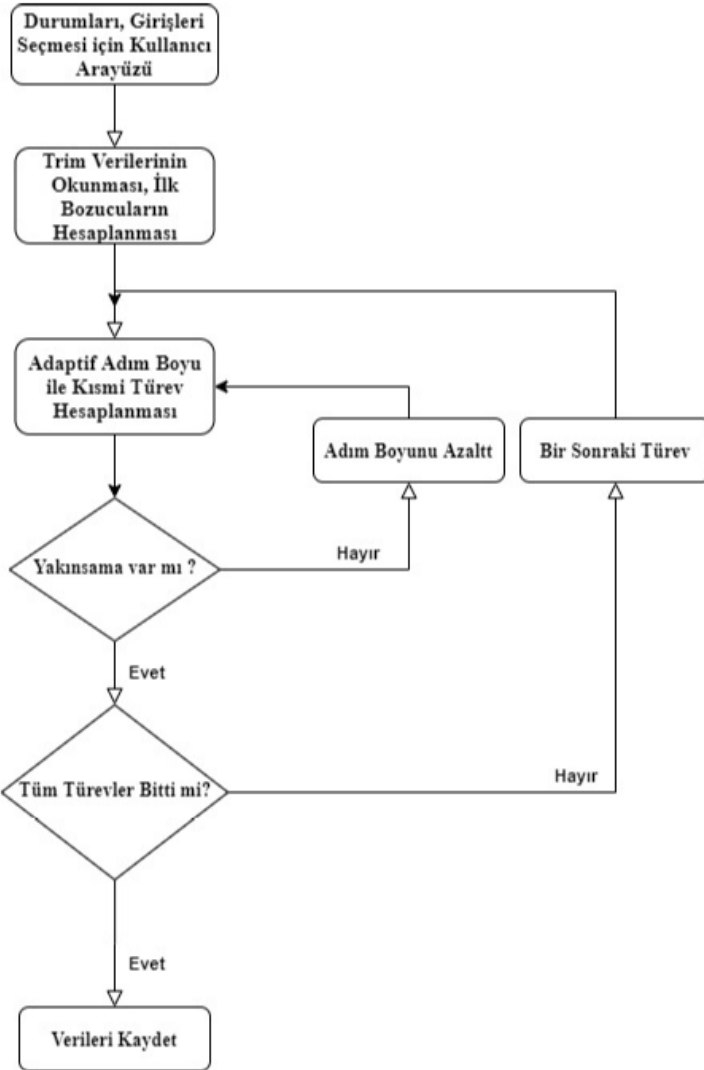
Zamana bağlı olmayan sistemlerde, denge noktası  $x_{eq}$  ile temsil edilmektedir. Durum uzayında ise denge,  $\dot{x} = 0$  ve  $u_{eq} = \text{sabit}$  koşullarını sağlayan nokta olarak tanımlanmaktadır. Dolayısı ile denge koşulu, sürekli hali mümkün kılan kontrol girdilerini de tanımlamaktadır. Dolayısı ile bu problemin çözümü nümerik yöntemler ile yapılabilmektedir.

Tez kapsamında yapılan çalışmalarda denge noktasının hesaplanması için kullanılan yöntem Newton-Raphson yöntemidir [12]. Newton-Raphson yönteminin kullanılmasına imkan sağlayabilmek için öncelikle doğrusal bir modele ihtiyaç duyulmaktadır. Şekil 4.2’de doğrusallaştırma için bir akış diyagramı verilmiştir.

Doğrusallaştırılan sürekli hal hareket denklemleri aşağıdaki gibi sistem matrislerinde gösterilebilmektedir. Bu matrise Jacobian matris adı verilmiştir. Jacobian matrisinin oluşturulması Şekil 4.1’de gösterilmiştir. Şekil 4.1’de eşitliğin sol tarafında sistemin durum türevleri yer almaktadır. Durum türevlerinin, sistem giriş ve durumlarına göre kısmi türev olarak yazılması ile Jacobian matris elde edilecektir. Jacobian matris, istenen denge koşuluna göre elde edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \partial V \\ \partial \alpha \\ \partial \beta \\ \partial \phi \\ \partial \theta \\ \partial \psi \\ \partial p \\ \partial q \\ \partial r \\ \partial N \\ \partial E \\ \partial h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial V}{\partial \alpha} & \frac{\partial V}{\partial \beta} & \frac{\partial V}{\partial \phi} & \frac{\partial V}{\partial \theta} & \frac{\partial V}{\partial \psi} & \frac{\partial V}{\partial p} & \frac{\partial V}{\partial q} & \frac{\partial V}{\partial r} & \frac{\partial V}{\partial N} & \frac{\partial V}{\partial E} & \frac{\partial V}{\partial h} \\ \frac{\partial \alpha}{\partial \alpha} & \frac{\partial \alpha}{\partial \beta} & \frac{\partial \alpha}{\partial \phi} & \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} & \frac{\partial \alpha}{\partial \psi} & \frac{\partial \alpha}{\partial p} & \frac{\partial \alpha}{\partial q} & \frac{\partial \alpha}{\partial r} & \frac{\partial \alpha}{\partial N} & \frac{\partial \alpha}{\partial E} & \frac{\partial \alpha}{\partial h} \\ \frac{\partial \beta}{\partial \alpha} & \frac{\partial \beta}{\partial \beta} & \frac{\partial \beta}{\partial \phi} & \frac{\partial \beta}{\partial \theta} & \frac{\partial \beta}{\partial \psi} & \frac{\partial \beta}{\partial p} & \frac{\partial \beta}{\partial q} & \frac{\partial \beta}{\partial r} & \frac{\partial \beta}{\partial N} & \frac{\partial \beta}{\partial E} & \frac{\partial \beta}{\partial h} \\ \frac{\partial \phi}{\partial \alpha} & \frac{\partial \phi}{\partial \beta} & \frac{\partial \phi}{\partial \phi} & \frac{\partial \phi}{\partial \theta} & \frac{\partial \phi}{\partial \psi} & \frac{\partial \phi}{\partial p} & \frac{\partial \phi}{\partial q} & \frac{\partial \phi}{\partial r} & \frac{\partial \phi}{\partial N} & \frac{\partial \phi}{\partial E} & \frac{\partial \phi}{\partial h} \\ \frac{\partial \theta}{\partial \alpha} & \frac{\partial \theta}{\partial \beta} & \frac{\partial \theta}{\partial \phi} & \frac{\partial \theta}{\partial \theta} & \frac{\partial \theta}{\partial \psi} & \frac{\partial \theta}{\partial p} & \frac{\partial \theta}{\partial q} & \frac{\partial \theta}{\partial r} & \frac{\partial \theta}{\partial N} & \frac{\partial \theta}{\partial E} & \frac{\partial \theta}{\partial h} \\ \frac{\partial \psi}{\partial \alpha} & \frac{\partial \psi}{\partial \beta} & \frac{\partial \psi}{\partial \phi} & \frac{\partial \psi}{\partial \theta} & \frac{\partial \psi}{\partial \psi} & \frac{\partial \psi}{\partial p} & \frac{\partial \psi}{\partial q} & \frac{\partial \psi}{\partial r} & \frac{\partial \psi}{\partial N} & \frac{\partial \psi}{\partial E} & \frac{\partial \psi}{\partial h} \\ \frac{\partial p}{\partial \alpha} & \frac{\partial p}{\partial \beta} & \frac{\partial p}{\partial \phi} & \frac{\partial p}{\partial \theta} & \frac{\partial p}{\partial \psi} & \frac{\partial p}{\partial p} & \frac{\partial p}{\partial q} & \frac{\partial p}{\partial r} & \frac{\partial p}{\partial N} & \frac{\partial p}{\partial E} & \frac{\partial p}{\partial h} \\ \frac{\partial q}{\partial \alpha} & \frac{\partial q}{\partial \beta} & \frac{\partial q}{\partial \phi} & \frac{\partial q}{\partial \theta} & \frac{\partial q}{\partial \psi} & \frac{\partial q}{\partial p} & \frac{\partial q}{\partial q} & \frac{\partial q}{\partial r} & \frac{\partial q}{\partial N} & \frac{\partial q}{\partial E} & \frac{\partial q}{\partial h} \\ \frac{\partial r}{\partial \alpha} & \frac{\partial r}{\partial \beta} & \frac{\partial r}{\partial \phi} & \frac{\partial r}{\partial \theta} & \frac{\partial r}{\partial \psi} & \frac{\partial r}{\partial p} & \frac{\partial r}{\partial q} & \frac{\partial r}{\partial r} & \frac{\partial r}{\partial N} & \frac{\partial r}{\partial E} & \frac{\partial r}{\partial h} \\ \frac{\partial N}{\partial \alpha} & \frac{\partial N}{\partial \beta} & \frac{\partial N}{\partial \phi} & \frac{\partial N}{\partial \theta} & \frac{\partial N}{\partial \psi} & \frac{\partial N}{\partial p} & \frac{\partial N}{\partial q} & \frac{\partial N}{\partial r} & \frac{\partial N}{\partial N} & \frac{\partial N}{\partial E} & \frac{\partial N}{\partial h} \\ \frac{\partial E}{\partial \alpha} & \frac{\partial E}{\partial \beta} & \frac{\partial E}{\partial \phi} & \frac{\partial E}{\partial \theta} & \frac{\partial E}{\partial \psi} & \frac{\partial E}{\partial p} & \frac{\partial E}{\partial q} & \frac{\partial E}{\partial r} & \frac{\partial E}{\partial N} & \frac{\partial E}{\partial E} & \frac{\partial E}{\partial h} \\ \frac{\partial h}{\partial \alpha} & \frac{\partial h}{\partial \beta} & \frac{\partial h}{\partial \phi} & \frac{\partial h}{\partial \theta} & \frac{\partial h}{\partial \psi} & \frac{\partial h}{\partial p} & \frac{\partial h}{\partial q} & \frac{\partial h}{\partial r} & \frac{\partial h}{\partial N} & \frac{\partial h}{\partial E} & \frac{\partial h}{\partial h} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial V}{\partial \delta_E} & \frac{\partial V}{\partial \delta_A} & \frac{\partial V}{\partial \delta_R} & \frac{\partial V}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_E} & \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_A} & \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_R} & \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial \beta}{\partial \delta_E} & \frac{\partial \beta}{\partial \delta_A} & \frac{\partial \beta}{\partial \delta_R} & \frac{\partial \beta}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial \phi}{\partial \delta_E} & \frac{\partial \phi}{\partial \delta_A} & \frac{\partial \phi}{\partial \delta_R} & \frac{\partial \phi}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial \theta}{\partial \delta_E} & \frac{\partial \theta}{\partial \delta_A} & \frac{\partial \theta}{\partial \delta_R} & \frac{\partial \theta}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial \psi}{\partial \delta_E} & \frac{\partial \psi}{\partial \delta_A} & \frac{\partial \psi}{\partial \delta_R} & \frac{\partial \psi}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial p}{\partial \delta_E} & \frac{\partial p}{\partial \delta_A} & \frac{\partial p}{\partial \delta_R} & \frac{\partial p}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial q}{\partial \delta_E} & \frac{\partial q}{\partial \delta_A} & \frac{\partial q}{\partial \delta_R} & \frac{\partial q}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial r}{\partial \delta_E} & \frac{\partial r}{\partial \delta_A} & \frac{\partial r}{\partial \delta_R} & \frac{\partial r}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial N}{\partial \delta_E} & \frac{\partial N}{\partial \delta_A} & \frac{\partial N}{\partial \delta_R} & \frac{\partial N}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial E}{\partial \delta_E} & \frac{\partial E}{\partial \delta_A} & \frac{\partial E}{\partial \delta_R} & \frac{\partial E}{\partial \delta_T} \\ \frac{\partial h}{\partial \delta_E} & \frac{\partial h}{\partial \delta_A} & \frac{\partial h}{\partial \delta_R} & \frac{\partial h}{\partial \delta_T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_E \\ \delta_A \\ \delta_R \\ \delta_T \end{bmatrix}$$

Şekil 4.1 Jacobian Matris



Şekil 4.2 Model doğrusallaştırma akış diyagramı

Newton-Raphson yöntemi denklemlerin nümerik olarak çözülmesini sağlayan güçlü bir yöntemdir. Yöntemin temelinde doğrusallaştırma yer almaktadır. Newton Raphson yöntemi, genel bir problem için (4.5) gibi ifade edilebilmektedir [12].

$$f(x) = 0 \quad (4.5)$$

Başka bir şekilde daha ifade edilecek olursa;

$$\begin{aligned} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) &= 0 \\ f_2(x_1, x_2, \dots, x_n) &= 0 \\ &\dots \\ f_n(x_1, x_2, \dots, x_n) &= 0 \end{aligned}$$

Doğrusal yaklaşım kullanmak için küçük bir bozucu denkleme eklenerek (4.6) ve (4.7) denklemlerinde gösterildiği gibi ifade edilmektedir.

$$0 = f(x) = f(x_0 + \alpha p) = f(x_0) + \alpha p \nabla f(x_0) \quad (4.6)$$

$$\alpha p = -f(x_0) / \nabla f(x_0) \quad (4.7)$$

Newton-Raphson metodunda  $\alpha = 1$  olarak alınmaktadır. Değişik değerlerin verilmesi ile farklı şekilde isimlendirilen algoritmalar elde edilebilmektedir.

$$\begin{aligned} \alpha &= 1 \\ \nabla f(x) &= J_{reduced} \end{aligned}$$

P yalnız bırakıldığında, (4.8) eşitliği elde edilecektir.

$$p = -f(x_0) / \nabla f(x_0) \quad (4.8)$$

Newton-Raphson algoritmasının akış diyagramı aşağıda verilmiştir.

$$\begin{aligned} & \text{Bir başlangıç noktası olarak } x_0 \text{ vektörünün atanması} \\ & \text{for } k = 0, 1, 2 \dots \\ & \quad p_k = -f(x_k) / J(x_k) \\ & \quad x_{k+1} = x_k + p_k \\ & \text{End (for)} \end{aligned}$$

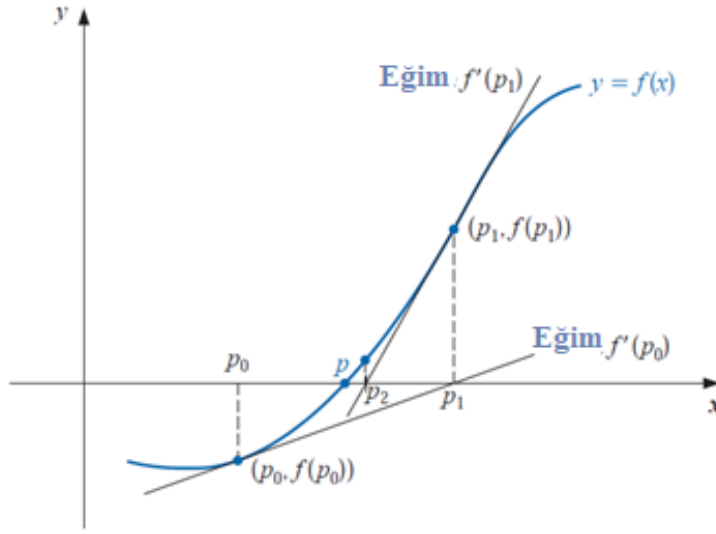
Algoritmanın işleyişi Şekil 4.3'de verilmiştir.

Tez kapsamında kullanılacak olan denge koşulu düz uçuş denge koşuludur. Dolayısı ile (4.9) ve (4.10) ile verilen koşulların sağlanması beklenmektedir [13].

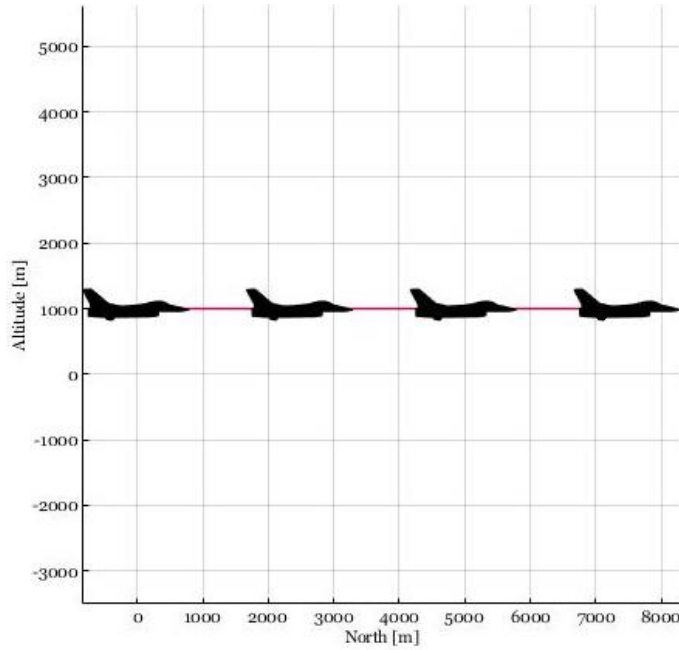
$$\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \gamma, p, q, r = 0 \quad (4.9)$$

$$V, h = \text{kullanıcı tanımlayacak} \quad (4.10)$$

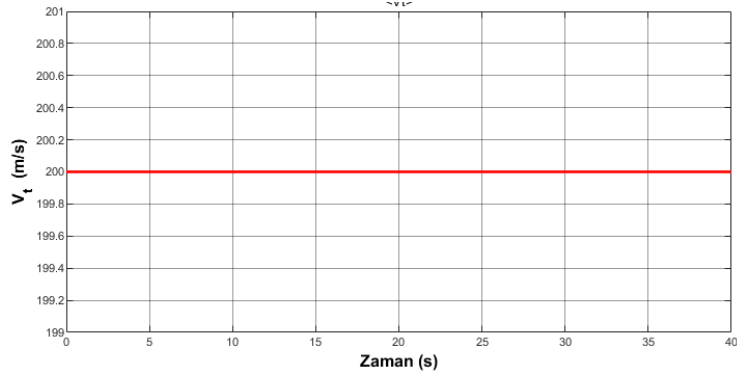
Newton-Raphson algoritması kullanılarak denge noktası bulunan hava aracının durumlarının ve çıkışlarının zaman bağılı olarak simülasyon sonuçları Şekil 4.4-Şekil 4.13 aralığında ki grafiklerde verilmiştir [14]. Görüleceği üzere hava aracı sürekli halde, herhangi bir durumunda ani değişimler olmadan durumunu korumamaktadır. Dolayısı ile hava aracı modeli için denge noktaları doğru bir şekilde bulunmaktadır.



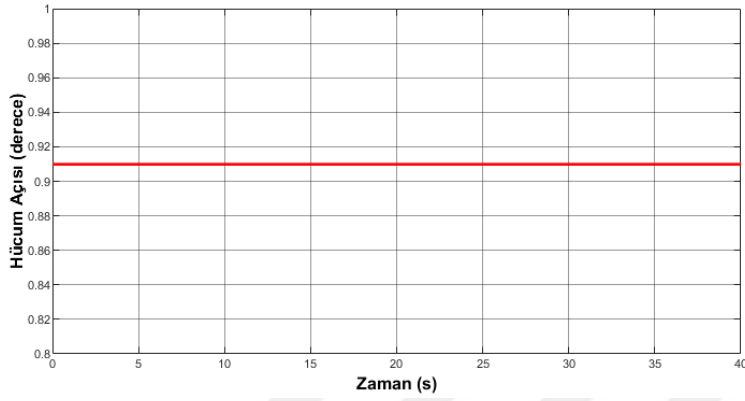
Şekil 4.3 Newton-Raphson algoritmasının işleyişi



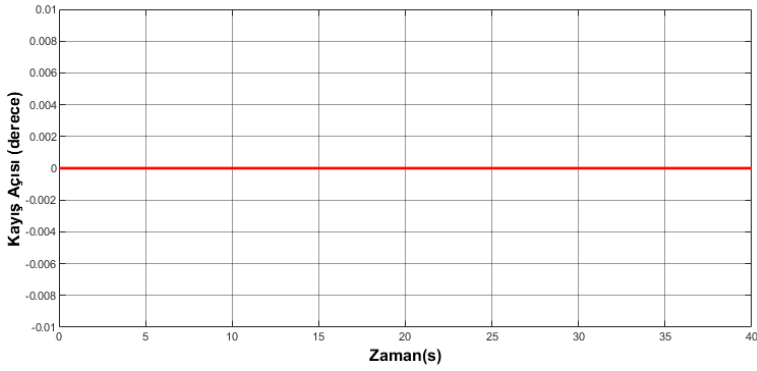
Şekil 4.4 Denge noktası analizi 3 boyutlu gösterimi



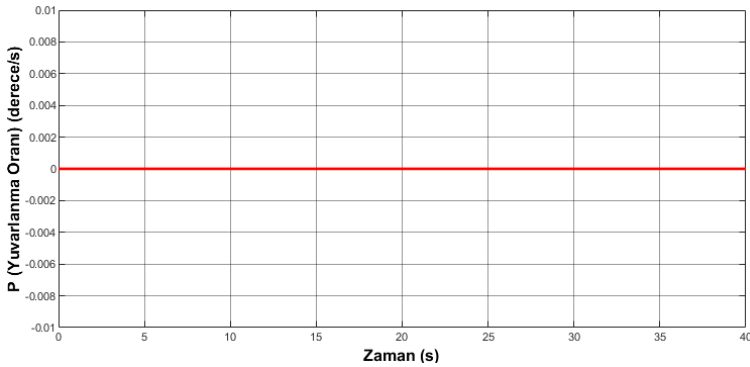
Şekil 4.5 Denge anında hızın zamanla değişimi



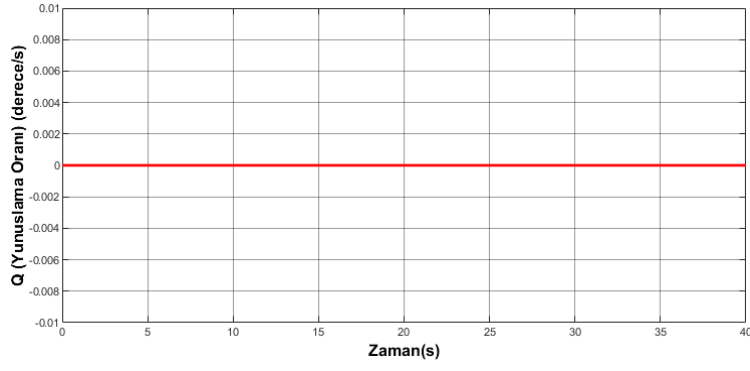
Şekil 4.6 Denge anında hücum açısının zamanla değişimi



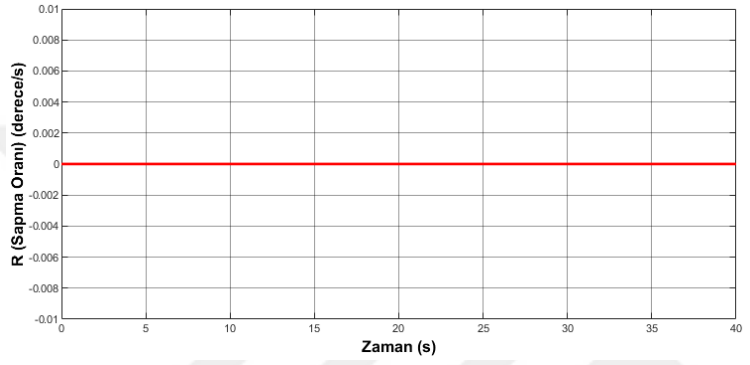
Şekil 4.7 Denge anında kayış açısının zamanla değişimi



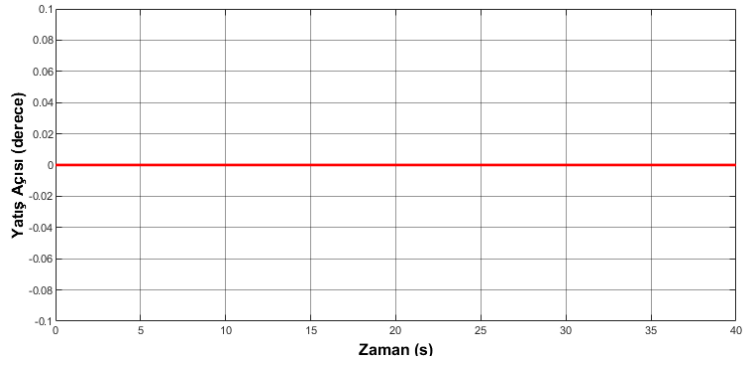
Şekil 4.8 Denge anında yuvarlanma oranının zamanla değişimi



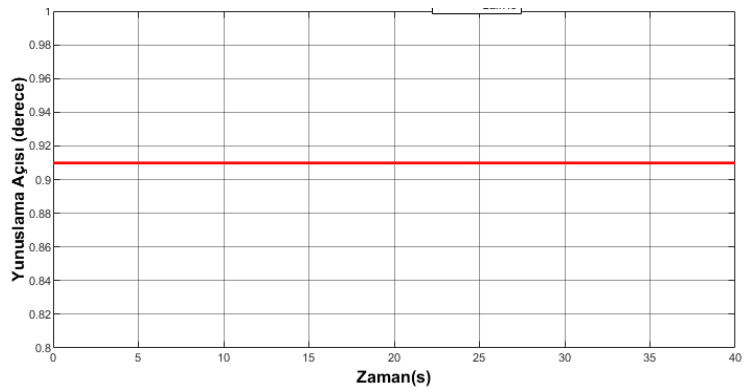
Şekil 4.9 Denge anında yunuslama oranının zamanla değişimi



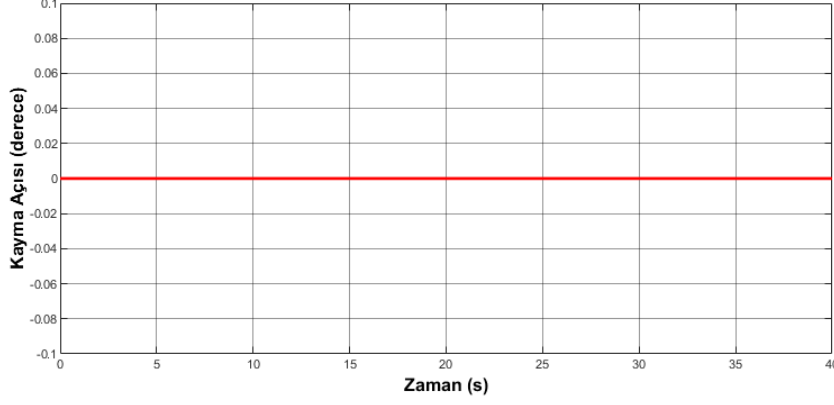
Şekil 4.10 Denge anında sapma oranının zamanla değişimi



Şekil 4.11 Denge anında yatış açısının zamanla değişimi



Şekil 4.12 Denge anında yunuslama açısının zamanla değişimi



Şekil 4.13 Denge anında kayma açısının zamanla değişimi

## 4.2 Doğrusallaştırma

Doğrusal olmayan modelin uygun bir noktasına karşılık olan doğrusal bir modelin elde edilmesi doğrusal olmayan simülasyonlar ile doğrusal analiz ve tasarım arasında bir bağ oluşturmaktadır. Tez kapsamında yapılan çalışmalarda, küçük bozucular teorisinden yararlanılmıştır [15]. Bu teori ile, uygun koşullar altında tatmin edici sonuçlar almak mümkündür. Ancak hava aracı durumlarında yer alan açılardaki bozucuların arttırılması ile yanlış sonuçlar verebilmektedir.

Doğrusallaştırma teorisi (4.11)-(4.14) denklemlerinde verildiği iki değişkenli bir fonksiyonun Taylor Serisi açılımından açıklanacaktır [11]. Verilecek olan bozucuların türevleri, kareleri ve çarpımları birinci dereceden elemanlara göre yok sayılabilecek kadar azdır. Dolayısı ile bu tür terimler ihmal edilmekte ve açılım ikinci türevlere kadar gösterilmiştir. Bu açılım başlangıç noktası etrafında fonksiyonun sürekli olduğunu varsayar.

$$f(x, y) = f(x_0, y_0) + f_x(x_0, y_0)(x - x_0) + f_y(x_0, y_0)(y - y_0) \quad (4.11)$$

$$\begin{aligned} &+ \frac{1}{2!} [f_{xx}(x_0, y_0)(x - x_0)^2 + f_{xy}(x_0, y_0)(x - x_0)(y - y_0) \\ &+ f_{yx}(x_0, y_0)(y - y_0)(x - x_0) + f_{yy}(x_0, y_0) \\ &* (y - y_0)^2] + \dots \end{aligned} \quad (4.12)$$

$$\Delta y = y - y_0 \quad (4.13)$$

$$\Delta x = x - x_0 \quad (4.14)$$



$\Delta x$  ve  $\Delta y$  ifadeleri yeteri kadar küçük olduğunda ikinci ve üzeri dereceden terimlerin sıfır olduğu varsayılmaktadır. Bu terimler de denklemden kaldırıldığında (4.15)'de görülen forma indirgenmiş olur.

$$f(x, y) = f(x_0, y_0) + f_x(x_0, y_0)\Delta x + f_y(x_0, y_0)\Delta y \quad (4.15)$$

Fonksiyonun başlangıç noktasından farkı da açılımda yerine koyulursa;

$$\Delta f = f(x, y) - f(x_0, y_0) \quad (4.16)$$

$$\Delta f = f_x(x_0, y_0)\Delta x + f_y(x_0, y_0)\Delta y \quad (4.17)$$

İlk türevlerden oluşan Jacobian matrisi (4.18) gibi ifade edilmektedir. Birden fazla çıkış olduğunda Jacobian matrisinin birden fazla satırı da olabilmektedir.

$$J(x_0, y_0) = [ f_x(x_0, y_0) \quad f_y(x_0, y_0) ] \quad (4.18)$$

Açıktır ki, doğrusal model sadece birinci türevlerden oluşur. (4.18) 'de gösterilen Jacobian matrisine sistemin  $x_0, y_0$  noktası etrafındaki doğrusal modeli denmektedir.

$$\Delta f = J * \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

(4.19)'da gösterilen açılımın yapılabilmesi için bir başlangıç noktasına ihtiyaç duyulmaktadır. Sistemin bu nokta etrafında temsil edilebileceği bir doğrusal model bulunur. Yine açılımdan açıkça belli olmaktadır ki, doğrusal modeli oluşturan birinci türevler başlangıç noktalarına bağlıdır. Dolayısı ile, farklı başlangıç değerleri ile farklı doğrusal modeller üretilmektedir.

Hava aracının doğrusal olmayan modelini bir durum uzayı modeli ile aşağıdaki gibi ifade edilebilmektedir [15]. Durum uzayı modelinin de sarmalar ile belli bir başlangıç noktası etrafında doğrusal modeli elde edilebilir. (4.20)-(4.25) denklemleri ile doğrusal olmayan hava aracı modelinin başlangıç noktasındaki,  $(u_0, x_0)$ , doğrusal durum uzayı modeli için tanımlanan matrisler görülmektedir.

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (4.20)$$

$$y = g(x, u) \quad (4.21)$$

$$A = \left[ \frac{\partial f}{\partial x} \right]_{x_0, u_0} \quad (4.22)$$

$$B = \left[ \frac{\partial f}{\partial u} \right]_{x_0, u_0} \quad (4.23)$$

$$C = \left[ \frac{\partial g}{\partial x} \right]_{x_0, u_0} \quad (4.24)$$

$$D = \left[ \frac{\partial g}{\partial u} \right]_{x_0, u_0} \quad (4.25)$$

Bozucular üzerinden tanımlanan, genişçe bilinen doğrusal durum uzayı modeli (4.26) ve (4.27)'de gösterildiği gibidir.

$$\Delta \dot{x} = A * \Delta x + B * \Delta u \quad (4.26)$$

$$\Delta y = C * \Delta x + D * \Delta u \quad (4.27)$$

(4.26) ve (4.27)'de gösterilen doğrusal durum uzayı denklem seti bir bütün olarak düşünülürse bütün sistemin Jacobian matrisi (4.28) ve (4.29)'da gösterildiği gibi olacaktır.

$$J = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{x} \\ \Delta y \end{bmatrix} = J * \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta u \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

Tez kapsamında küçük bozuntular kullanılarak sayısal lineerleştirme yapılmıştır. Sayısal doğrusallaştırma hesaplamaları A,B,C,D matrisleri için yapılmıştır. (4.30) ve (4.34) denklemleri ile A matrisinin ilk elemanında sayısal doğrusallaştırma nasıl yapıldığı gösterilmiştir. Görüleceği üzere birinci durumdaki bozucunun birinci durum türevini yani kendi türevini ne kadar saptırdığını belirtmektedir. Yani türevdeki sapmanın, durumdaki bozucuya oranıdır.

$$a_{11} \cong \left[ \frac{\Delta f_i}{\Delta x_j} \right]_{x_0, u_0} = \left[ \frac{\Delta \dot{x}_i}{\Delta x_j} \right]_{x_0, u_0} \quad (4.30)$$

$$a_{ij} = \frac{f_i(x_0 + \Delta x_j, u_0) - f_i(x_0 - \Delta x_j, u_0)}{2\Delta x_j} \quad (4.31)$$

$$\Rightarrow (i = 1, 2, \dots, n \quad j = 1, 2, \dots, n) \Rightarrow A = [a_{ij}]$$

$$c_{ij} = \frac{g_i(x_0 + \Delta x_j, u_0) - g_i(x_0 - \Delta x_j, u_0)}{2\Delta x_j} \Rightarrow (i = 1, 2, \dots, n \quad j = 1, 2, \dots, n) \Rightarrow C = [c_{ij}] \quad (4.32)$$

$$b_{ij} = \frac{f_i(x_0, u_0 + \Delta u_j) - f_i(x_0, u_0 - \Delta u_j)}{2\Delta u_j} \Rightarrow (i = 1, 2, \dots, n \quad j = 1, 2, \dots, n) \Rightarrow B = [b_{ij}] \quad (4.33)$$

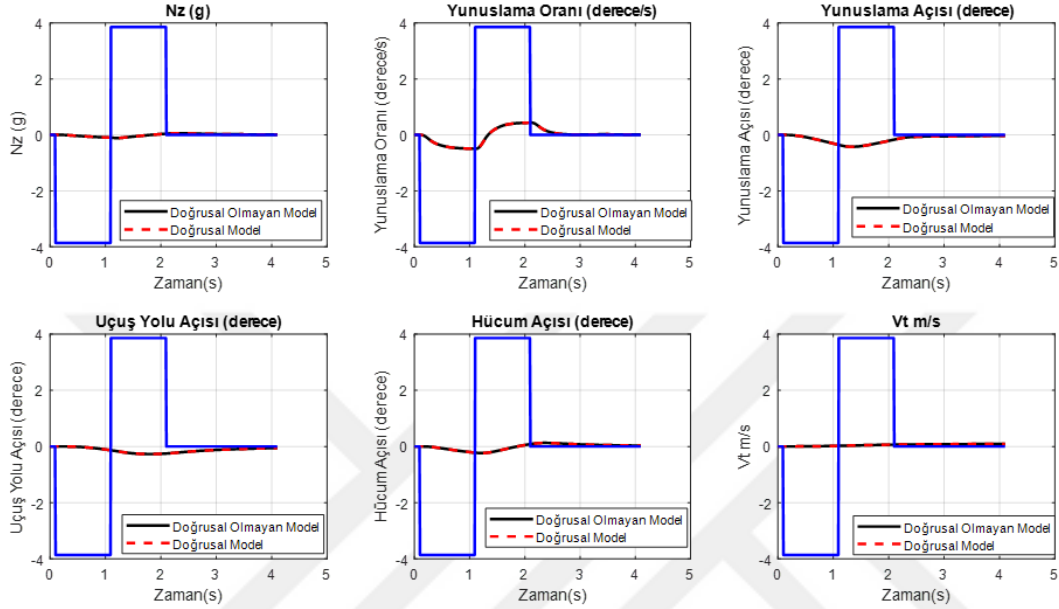
$$d_{ij} = \frac{g_i(x_0, u_0 + \Delta u_j) - g_i(x_0, u_0 - \Delta u_j)}{2\Delta u_j} \Rightarrow (i = 1, 2, \dots, n \quad j = 1, 2, \dots, n) \Rightarrow D = [d_{ij}] \quad (4.34)$$

Yukarıdaki denklemde verilen  $x_0 + \Delta x_j$  ifadesi  $x_0$  vektörünün sadece j'nci elemanına  $\Delta x_j$  sapmasının eklenmesini gösterir. Böylece tek bir durum değişkeni başlangıç noktasından saptırılmıştır. N durumun her birine tek tek bozucu verilir oranlar hesaplanarak A matrisi elde edilir. Benzer işlemler B,C ve D matrisleri için de yapıldığında doğrusal durum uzayı modeli elde edilmiş olur.

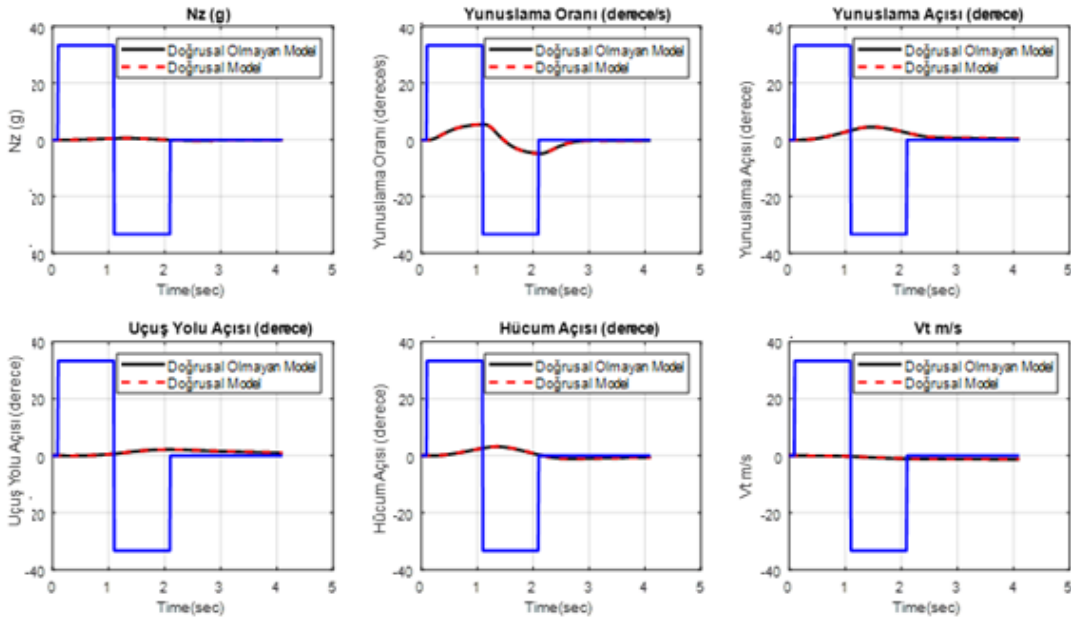
Sapma miktarları  $\Delta x_j$  veya  $\Delta u_j$  ile gösterilir. Bozucu miktarının küçük olması yüksek dereceli ifadelerin etkisini azaltmaktadır. Literatürde hava aracı modeli doğrusallaştırması için bozucuların ne kadar olması gerektiğine dair farklı yaklaşımlar yer almaktadır. Tez kapsamında bozucu miktarları kullanıcı tarafından belirlenebilmektedir.

Doğrusallaştırma tamamlandıktan sonra, doğrusal olmayan model ile doğrusal modelin karşılaştırılması gerekmektedir. Modellerin birbirleri ile uygun cevaplar verdiği doğrulanması gerekmektedir. Şekil 4.14, Şekil 4.15 ve Şekil 4.16 ile doğrulama çalışmalarında yapılanlar ile ilgili grafikler verilmiştir. Grafiklerde, verilen girdiye bağlı olarak doğrusal model ile doğrusal olmayan modellerin çıkışları çizdirilmiştir. Öncelikle Şekil 4.14'de 4N boylamsal eksende pilot girdisi verilmiştir. Grafiklerinde de görüleceği üzere iki model çıktısı üst üste oturmaktadır. Şekil 4.15'e bakıldığı zaman modellere giriş genliği artırılmasına rağmen doğrusal model, doğrusal

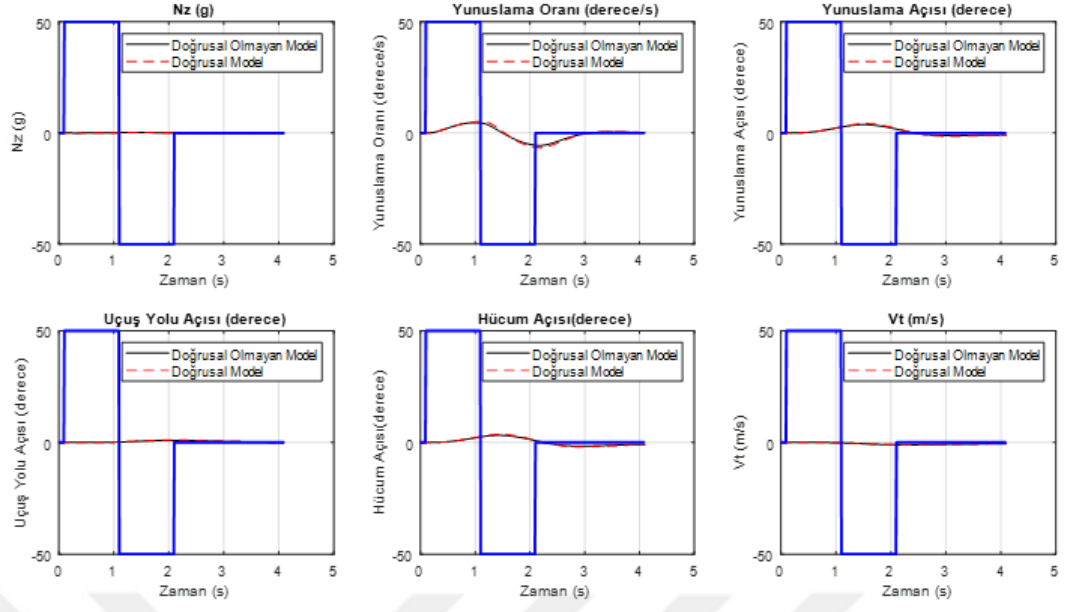
olmayan model ile aynı cevabı vermektedir. Şekil 4.16'e bakıldığı zaman giriş genliğinin artması ile birlikte doğrusal model ile doğrusal olmayan model arasında farklılaşma başladığı görülmektedir. Sistem üzerindeki farklılaşmanın nedeni uçuş kontrol algoritması içerisinde yer alan ve doğrusal olmayan özellik gösteren limitlerin doğrusal olmayan modelin çıkışını etkilemeye başlamasıdır.



Şekil 4.14 Doğrusal model ile doğrusal olmayan model kıyaslaması -1



Şekil 4.15 Doğrusal model ile doğrusal olmayan model kıyaslaması -2



Şekil 4.16 Doğrusal model ile doğrusal olmayan model kıyaslaması -3



## 5. KRİTERLER

Kontrol sistemi tasarımında genellikle birden fazla tasarım hedefinin aynı anda sağlanması beklenmektedir. Tasarım hedefleri zaman ve frekans alanlarında olabildiği gibi, belli bir pilot hissiyatının değerlendirilmesine bağlı hedefler de olabilmektedir.

Bir hava aracının uçurulabilmesi için kararlı olması beklenmektedir. Dolayısı ile alınan tasarımlardan bir tanesi kararlılıktır. Çalışma kapsamında kararlılık analizleri iki farklı yöntem ile tek eksen, boylamsal eksen, kullanılarak yapılmıştır. Öncelikle kararlı mıdır sorusunun cevabı, kapalı çevrim kutuplarının yerlerinden verilmiştir. Ne kadar kararlı olduğu sorusuna ise, Nichols yasaklı bölge kullanarak cevap verilmiştir.

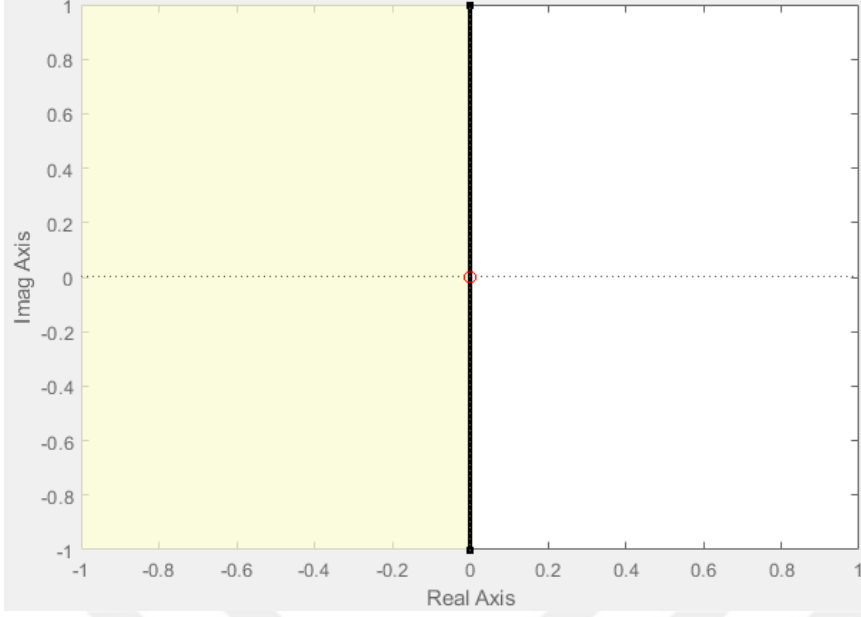
Hava aracının tek başına kararlı olması dinamikleri hakkında bir bilgi vermemektedir. Kararlı olan bir uçağın pilot tarafından kötü değerlendirmesi olağan bir durumdur. Pilot hissiyatının değerlendirileceği kumanda kabiliyeti kriterleri literatürde yer almaktadır. Çalışma kapsamında kumanda kabiliyeti ve pilot etkileşimli salınımlar için Neal-Smith ve Gibson Ortalama Faz Oranı kriterleri kullanılacaktır.

Hava aracı tasarımı, belli bir görev zarfı tanımlanarak yapılmaktadır. Çalışma kapsamında F-16 jet uçağı kullanıldığı için çeviklik önemli bir etken olmaktadır. Dolayısı ile son kriter olarak da çeviklik alınmıştır.

Kriterler kapsamında; kararlılık kriteri Bölüm 5.1'de, Neal-Smith kriteri Bölüm 5.2.1 'de, Gibson Ortalama Faz Oranı kriteri Bölüm 5.2.2 'de ve Çeviklik kriteri Bölüm 5.3'de anlatılmaktadır.

### 5.1 Kararlılık Kriteri

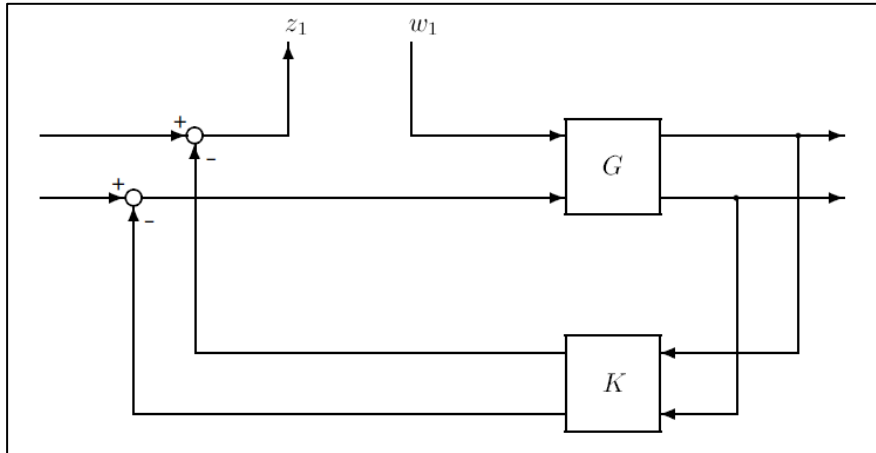
Bir hava aracının uçurulabilmesi için kararlılık kriterini uçuş zarfı boyunca sağlaması beklenmektedir. Kararlılık kriterinin sağlandığının gösterilmesi için literatürde birden fazla yöntem bulunmaktadır. Çalışma kapsamında, kararlılığın sınanması için hava aracının boylamsal kapalı çevrim dinamiğinden elde edilen transfer fonksiyonunun tüm kutuplarının s düzleminin sol yarı düzleminde olması beklenmektedir [16]. Kriterin sağlanma koşulu Şekil 5.1'de taralı alan olarak gösterilmiştir.



Şekil 5.1 Kararlılık kriteri'nin s-düzleminde uygulanması

Hava aracının dinamiğinden elde edilen transfer fonksiyonu kutuplarına bakılarak kararlılık sınanabiliyor olsa da, dinamiğin elde edilirken yapılan varsayımlar, aerodinamik vb gibi etkenlerden dolayı kararlılık marjının da sınanması gerekmektedir. Bu kriter ile temel amaç, hava aracının uçuş zarfı içerisinde belirsizlikleri tolere edebileceği yeterli bir kararlılık marjına sahip olup olmadığının sınanmasıdır [17].

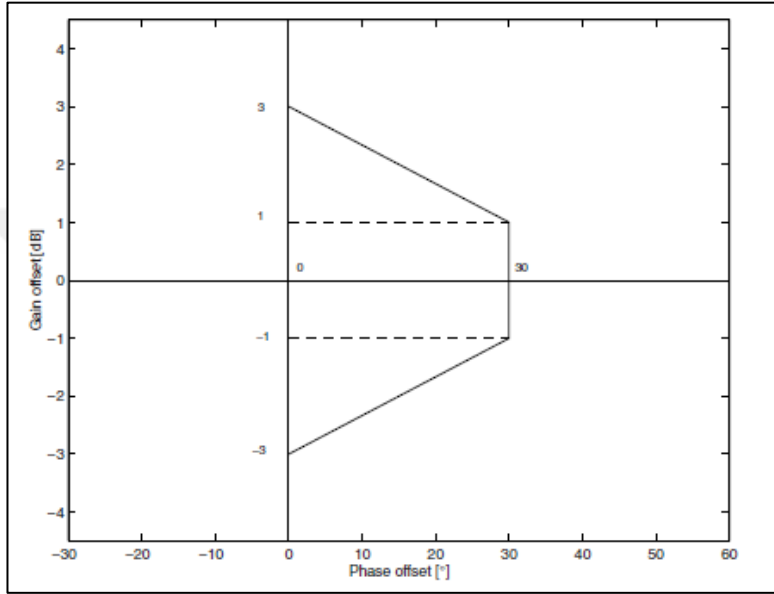
Kararlılık marjının sınanması için hava aracı boylamsal açık çevrim dinamiğinin frekans cevabına bakılması gerekmektedir. Açık çevrim frekans cevabı, sensörün ya da eyleyicinin girişinden çevrimin koparılması ile elde edilmektedir. Açık çevrim oluşturulmasında kullanılan yöntem Şekil 5.2'de verilmiştir.



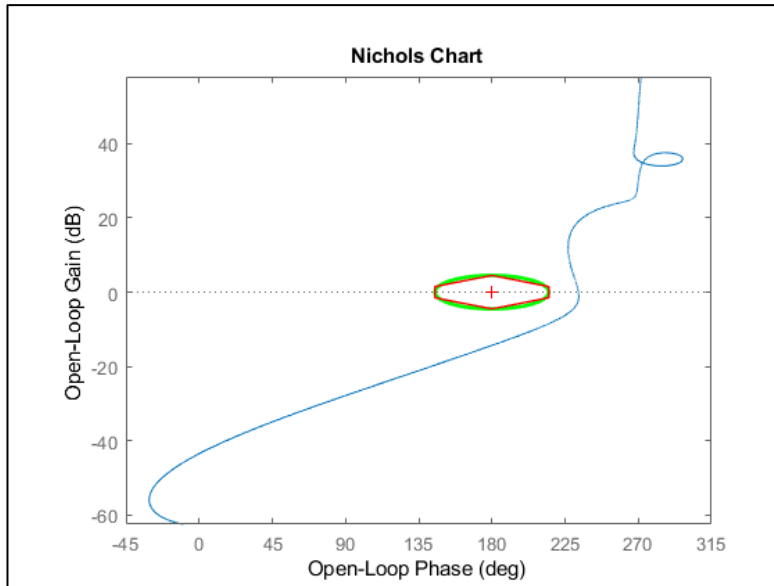
Şekil 5.2 Kapalı çevrimin kırılma noktaları



Elde edilen açık çevrim frekans cevabı Nichols diyagramına çizdirilerek değerlendirmeler yapılmaktadır. Nichols diyagramı üzerinde, endüstri içerisindeki kazanımlardan elde edilen bir yasak bölge bulunmaktadır [18]. Frekans cevabının bu çevrim içerisine girmemesi istenmektedir. Aynı zamanda bu bölgeye olan en kısa uzaklık da sistemin belirsizliklere hassasiyetini yani gürbüzlüğü ifade etmektedir [19]. Çalışma kapsamında kullanılan Nichols yasaklı bölge Şekil 5.3’de gösterilmiştir. Örnek bir frekans cevabı ise Şekil 5.4’de gösterilmektedir.



Şekil 5.3 Nichols yasaklı alanı



Şekil 5.4 Örnek frekans cevabı ve nichols yasaklı alanı

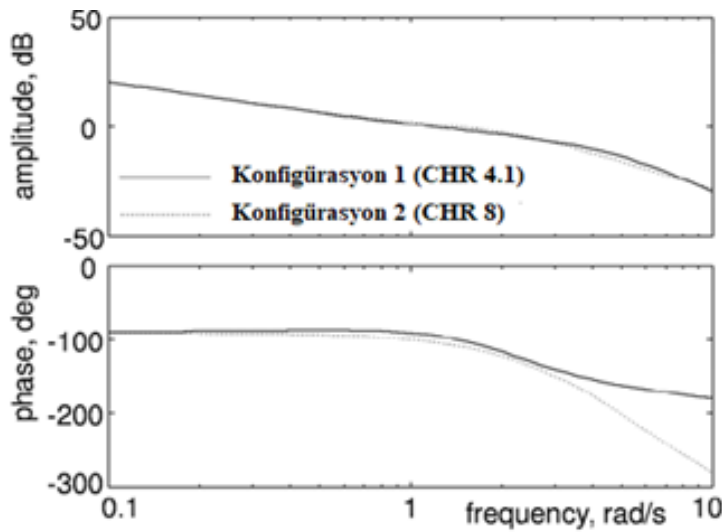
## 5.2 Kumanda Kalitesi ve Pilot Etkileşimli Salınım Kriteri

Elektriksel uçuş kontrol sistemlerinin tasarımlara dahil edilmesinden sonra uçak dinamikleri ile pilotun birbirine ters etkilerinin olduğu görülmüştür. Bu ters etkiler, pilot etkileşimli salınımlar olarak tanımlanmaktadır [20]. Pilot etkileşimli salınımların üç ana nedeni bulunmaktadır. Bunlar; uçak, pilot ve tetiklenmesidir. Standartlarda pilot etkileşimli salınımların tanımı, pilotun uçağı kontrol etme çabasından kaynaklanan kontrol edilemeyen ve güçlü salınımlar şeklindedir.

Pilot etkileşimli salınımlarda 3 farklı kategori yer almaktadır. Kategori 1 salınımlar için, yüksek gecikmeler neden olarak söylenebilmektedir. Diğer kategoriler, doğrusal olmayan davranışların etkili olduğu salınımları ifade etmektedir. Bu çalışma kapsamında kategori 1 pilot etkileşimli salınımlar incelenecektir.

Kategori 1 pilot etkileşimli salınımlara neden olan gecikmeler; bilgisayar örnekleme zamanı, filtreler, eyleyiciler ve sensörlerden gelmektedir [20]. Tüm bu etkiler yüksek frekans faz düşmesine neden olmaktadır. Bu çalışma kapsamında yüksek frekans olarak kazanç marjı, fazın 180 derece geciktiği, frekans kullanılmaktadır. Yüksek frekans faz düşüşü Şekil 5.5’de gösterilmektedir. Grafikten görüleceği üzere yüksek frekans alanında kesik çizgili olan frekans cevabı daha yüksek bir eğime sahiptir. Dolayısı ile bu konfigürasyon pilotlar tarafından kötü olarak yorumlanmaktadır [20].

Pilot etkileşimli salınımları tanımlayabilmek için yüksek frekans alanındaki faz düşüşü dikkate alınmalıdır. Bu durumdan dolayı kriter olarak Neal Smith ve Gibson Ortalama Faz Oranı kriterleri seçilmiştir.



Şekil 5.5 Yüksek frekans faz düşümü örneği

### 5.2.1 Neal-Smith kriteri

Neal Smith kriteri, boylamsal harekette takip edebilme görevlerini icra eden yüksek kabiliyetli savaş uçakları için oluşturulmuştur [21]. Kriter, kapalı çevrim uçak modelinin önüne koyulan zaman gecikmesi ve bir kazanç içeren lead/lag yapısında bir pilot modelinden oluşmaktadır. Pilot modelinin içerisindeki parametreler belli performans isterlerine göre düzenlenmektedir. Performans isterlerinin pilot modelindeki karşılığı bant genişliği frekansdır [22]. Dolayısıyla icra edilen görevlere göre bant genişliği seçilerek pilot modeli aşağıdaki isterleri sağlamalıdır [23].

- Bant genişliği frekansından uçak-pilot faz açısı  $-90$  derece olmalıdır.
- Düşük frekanstaki genlik düşüşü  $-3$  dB'den daha az olmalıdır.

Pilotun agresifliğini temsil eden bant genişliği frekansı aşağıdaki gibi seçilmelidir [20].

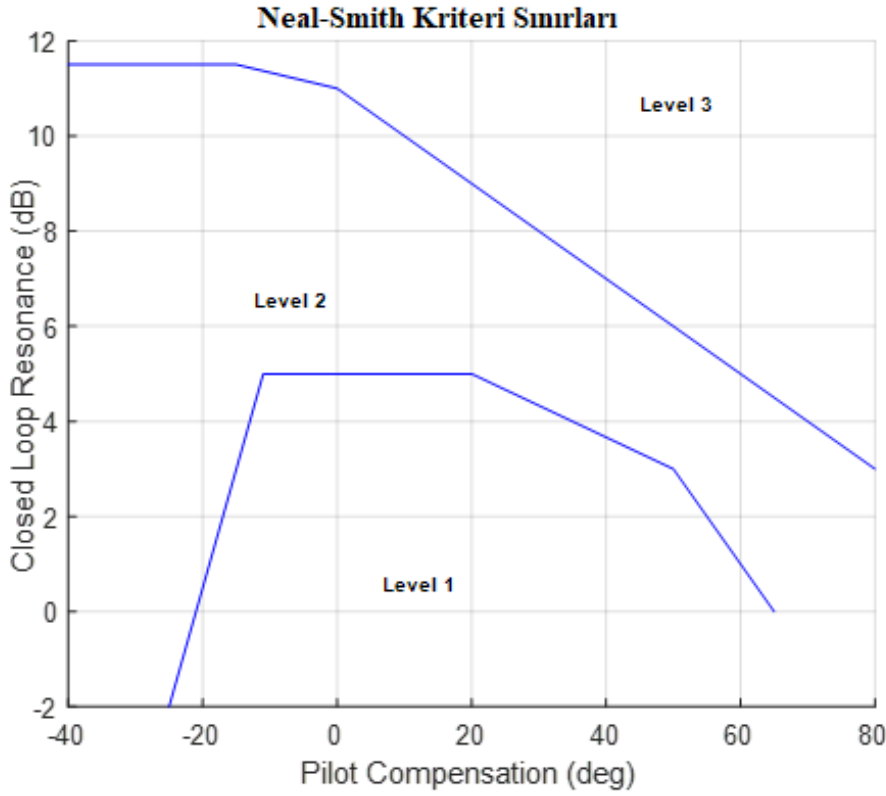
- Kategori A uçuş fazları için  $3.5$  rad/saniye
- Kategori B ve C uçuş fazları için  $1.5$  rad/saniye
- Kategori C iniş fazı için  $2.5$  rad/saniye

Kriterin uygulanması aşağıdaki adımlarla yapılmaktadır.

- Bant genişliği frekansının, icra edilecek görev için seçilmesi.
- $0.3$  saniye sabit pilot modeli gecikmesi ve seçilen bant genişliği frekansı kullanılarak, pilot modeli isterlerinin sağlandığı pilot modelinin oluşturulması.
- Pilot faz toleransını ve kapalı çevrim rezonansının bulunarak, uçuş kalitesi sınırlarında değerlendirmenin yapılması.

Seçilen bant genişliği frekansı kriter sonuçlarını büyük ölçüde etkilemektedir. Bant genişliği frekansının yükselmesine bağlı olarak, pilot faz toleransı ve kapalı çevrim rezonans genliği de yükselmektedir [24]. Dolayısıyla Kategori A uçuş fazları için Level 1 sağlanması zorlaşmaktadır. Dolayısıyla çalışma kapsamında bant genişliği frekansı  $2.5$  rad/saniye olarak alınmıştır.

Kriter değerlendirmelerinin yapılacağı sınırlar Şekil 5.6'de verilmiştir.



Şekil 5.6 Neal-Smith kriteri sınırları

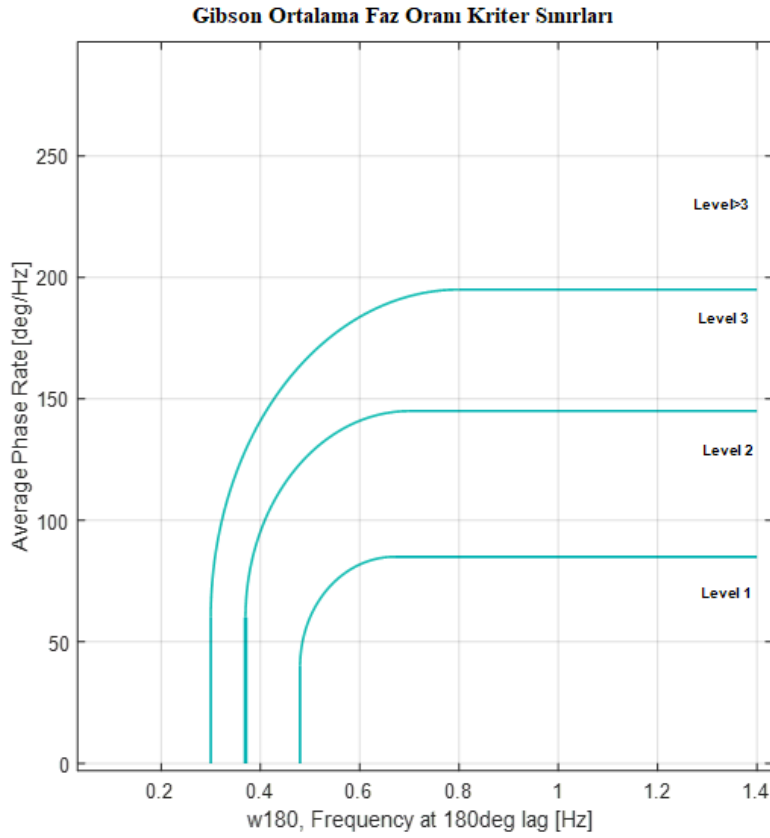
### 5.2.2 Gibson ortalama faz oranı kriteri

Kriter, modern kontrol sistemlerindeki yüksek dereceden etkilerden kaynaklı olarak pilot etkileşimli salınımların önceden tahmin edilmesi için oluşturulmuştur [25]. Kriter içerisindeki faz oranı, 180 derece faz gecikmesinin olduğu frekans alanındaki faz açısının eğimi olarak tanımlanmaktadır [20]. Dolayısı ile daha önce de belirtildiği gibi, bu kriter pilot etkileşimli salınımların kaynağı olan yüksek frekanstaki faz düşüşünü kullandığı için tahminleri güçlü olmaktadır. Faz oranının artması pilot etkileşimli salınım potansiyelinin artmasına neden olmaktadır.

Faz oranı parametresi geniş bir frekans aralığında tanımlanmaktadır. Bu frekans aralığı 180 derece faz gecikmesinin olduğu frekans ile bu frekansın iki katı olan frekans arasını kapsamaktadır ( $\Delta w = 2w_{180} - w_{180}$ ) [26]. Ortalama Faz Oranı hesabı (5.1)'de gösterilmektedir.

$$APR_{180} = \left. \frac{-d\phi(w)}{\Delta w} \right|_{\phi(w) = -180^\circ} \quad (5.1)$$

Gibson ortalama faz oranı kriteri Şekil 5.7'de ki kriter sınırlarına göre değerlendirilmektedir [27].



Şekil 5.7 Gibson ortalama faz oranı kriter sınırları

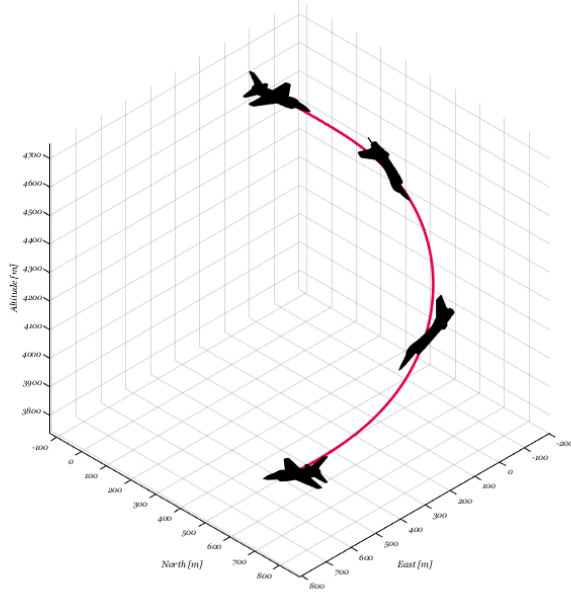
### 5.3 Çeviklik Kriteri

Hava aracının kumanda kalitesinin gösterimini yapabilmesi için çeşitli manevralar tanımlanmaktadır. Yaklaşık 300 manevra içerisinden elenerek 20 manevraya düşürülmüş manevra setine STEM denmektedir [28]. STEM, bir uçağın görev icrası ile ilgili dinamiklerini test edebilmek ve operasyonel gereksinimler ile geliştirme süreci arasında bir ilişki kurabilmek için oluşturulmuştur [29]. Dolayısı ile, STEM tasarım parametrelerine ve operasyonel gereksinimlere birer referans olmaktadır. STEM kapsamında elde edilen 20 manevranın 9 tanesi pilot etkileşimli salınımların test edilmesine yöneliktir .

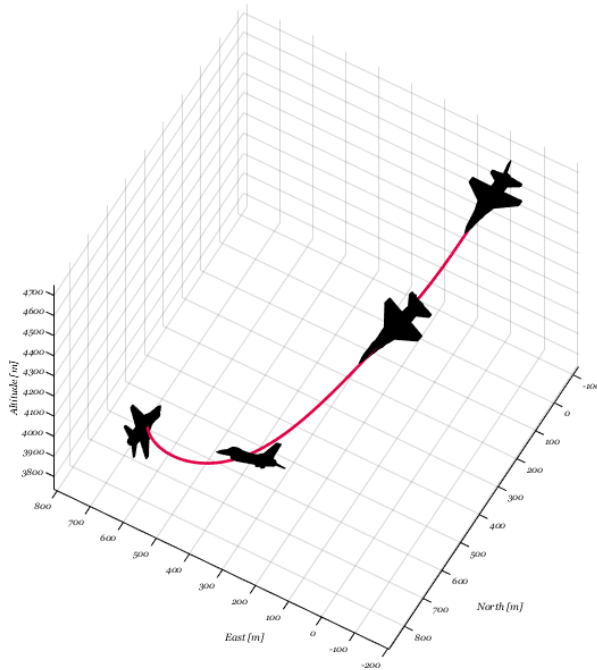
Bu çalışma kapsamında STEM 15 kullanılmıştır. STEM 15, 180 derece baş açısı değişiminin en kısa süresi olarak tanımlanmaktadır [28]. Manevrada spesifik bir pilot modeli istenmediği gibi herhangi bir icra şeklide bulunmamaktadır. Manevra için sadece başlangıç ve bitiş koşulları tanımlanmaktadır. Manevradan çıktı olarak

alınabilecek tek sayısal değer geçen zamandır. Buna göre değerlendirmeler yapılmaktadır.

Manevra icrası Şekil 5.8 ve Şekil 5.9'da verilmektedir.



Şekil 5.8 eviklik manevrası - yan görünüm



Şekil 5.9 eviklik manevrası - st görünüm

## 6. OPTİMİZASYON

Kontrol sistemi tasarımında genellikle birden fazla tasarım hedefinin aynı anda sağlanması beklenmektedir. Tasarım hedefleri birbirleri ile uyumlu hedefler olabileceği gibi, birbirine aykırı hedefler de olabilmektedir. Dolayısı ile her bir hedef için en iyisini sağlayabilecek bir tasarım olmamaktadır.

Çalışma kapsamında ele alınacak kriterler 5. Bölüm’de verilmiştir. Verilen kriterlere göre çok hedefli optimizasyonu cDSP yöntemi kullanılarak yapılacaktır.

Optimizasyon kapsamında; çok hedefli optimizasyon yöntemleri Bölüm 6.1’de, cDSP yöntemi Bölüm 6.2’de, genetik algoritma Bölüm 6.3’de, fonksiyon eğimine bağlı optimizasyon yöntemi Bölüm 6.4’de, seviye diyagramları Bölüm 6.5’ de anlatılmaktadır.

### 6.1 Çok Hedefli Optimizasyon Yöntemleri

Havacılıkta optimal bir tasarımın elde edilebilmesi, doğası gereği birden fazla disiplinin aynı anda çok hedefli optimizasyonu ile mümkün olabilmektedir. Tek bir disiplin düşünülse dahi, örneğin kontrol, problemler çok hedefli optimizasyon konusu olabilmektedir [30]. Örneğin; hava aracının kontrolcü tasarımı için hem kararlılık, hem çeviklik hem de kumanda kalitesi gibi faktörlerinin iyi olması gerekmektedir. Optimal tasarıma yönelik artan istekler, bilgisayarlı simülasyonların rollerini bir analiz aracı olmasının ötesinde birer optimal tasarım aracı olmaya ilerletmiştir [31].

Çok hedefli optimizasyon problemi aşağıdaki gibi tanımlanabilmektedir [32].

(6.1) ve (6.2) koşullarını sağlayarak ;

$$g_i(x) \leq 0, i = 1, 2, \dots, m \quad (6.1)$$

$$h_i(x) = 0, i = 1, 2, \dots, p \quad (6.2)$$

(6.3) denkleminde gösterilen ve içerisinde k adet tasarım hedef fonksiyonu yer alan  $\vec{f}(\vec{x})$  fonksiyon vektöründeki her bir tasarım hedef fonksiyonunu aynı anda minimize ya da maksimize edilmesidir.

$$\vec{f}(\vec{x}) := [f_1(\vec{x}), f_2(\vec{x}), \dots, f_k(\vec{x})] \quad (6.3)$$

Fonksiyon içerisinde verilen  $\vec{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]$  tasarımı yapılan sistemin değişken vektörünü,  $\vec{f}(\vec{x})$  optimize edilecek tasarım hedefi fonksiyonlarını içeren tasarım hedef vektörünü,  $g_i(x)$  tasarım aşamasında uyulması beklenen eşitsizlik kısıtlarını ve  $h_i(x)$  tasarım aşamasında uyulması beklenen eşitlik kısıtlarını temsil etmektedirler. Kısıtların verilmesi ile birlikte sistemin tasarım probleminin uygulanabilir tasarım uzayı belirlenmiş olmaktadır. Yukarıdaki şartları sağlayan herhangi bir  $\vec{x}$ , tasarım için uygulanabilir bir tasarım parametre vektörü olmaktadır.

Tasarım hedeflerini sağlayan her bir sistem değişkeni vektörü, optimal çözüm olmamaktadır. Optimal çözüm olabilmesi için (6.1) ve (6.2) denklemlerinin sağlanması gerekmektedir.

**Tanım 1 :** Tüm şartları sağlayan bir tasarım vektörü ( $\vec{x}$ ), ancak ve ancak bir başka tüm şartları sağlayan tasarım vektöründen  $\vec{y}$  en az bir tasarım hedefinde daha iyi olduğunda üstün olabilmektedir [33].

$$\vec{x} \text{ tasarım vektörü, } \vec{y} \text{ tasarım vektöründen üstündür.} \\ \forall i \in \{1, \dots, k\}: f_i(\vec{x}) \leq f_i(\vec{y}) \wedge \exists i \in \{1, \dots, k\}: f_i(\vec{x}) < f_i(\vec{y})$$

**Tanım 2 :** Eğer tasarım uzayı içerisinde,  $\vec{x}$  vektöründen daha üstün bir sistem değişkeni vektörü,  $\vec{x}'$ , bulunmuyorsa;  $\vec{x}$  sistem değişkeni vektörü tasarım uzayında domine edilmemiş bir vektördür [33]. . ( $\vec{f}(\vec{x}) < \vec{f}(\vec{x}')$  )

**Tanım 3 :** Eğer bir sistem değişkenleri vektörü tüm uygulanabilir tasarım kümesinde dominant ise bu vektöre Pareto Optimum denmektedir [33]. .

**Tanım 4 :** Pareto Optimum olan sistem değişkenleri vektörünün tamamının kapsandığı kümeye, Pareto optimum set denmektedir [33]. .

**Tanım 5 :** Tüm Pareto Optimum sistem değişkenleri ile elde edilen hedef fonksiyon değerlerine ise Pareto Fonksiyon Değerleri denmektedir [33]. .



## 6.2 cDSP Yöntemi

cDSP yöntemi, içerisinde parametre sınırları bulunan, doğrusal ya da doğrusal olmayan kısıtlar ve sistem hedefleri içeren, bir gerçek sayı değeri veren fonksiyonlar ile mantıksal cevaplar veren fonksiyonları içeren çok hedefli optimizasyon problemlerin formüle edilmesinde kullanılmaktadır [34].

cDSP yöntemi, hedef programlama yöntemi ile geleneksel matematiksel programlamanın hibrit bir şekilde ele alınması ile oluşturulmuştur [35]. Hedef programlama yönteminde, sistemin optimum hale getirileceği optimizasyon hedefleri; birer sistem hedefi olarak tanımlanmaktadır. Ayrıca bu sistem hedeflerinden uzaklığı temsil eden sapma vektörü tanımlanmaktadır. Geleneksel matematiksel programlamaya bakıldığında zaman, çok hedefli optimizasyon hedefleri sistem değişkenlerinin ağırlıklı bir fonksiyonu olarak elde edilmektedir. cDSP yönteminin hedef programlama yönteminden farkı ise, sistem kısıtlarının geleneksel matematiksel programlama yönteminde olduğu gibi alınmasıdır [34]. Ayrıca hedef programlama ve geleneksel matematiksel programlamada farklı olarak, cDSP yönteminde sistem değişkenlerinin sınırlarına özel bir vurgu yapılmaktadır. Genelleştirme yapılırsa; geleneksel matematiksel programlama cDSP yönteminin bir alt seti olarak alınabilmektedir. Bir optimizasyon problemi cDSP yöntemi kullanılarak aşağıdaki gibi programlanabilmektedir [36].

### Verilenler

Problemin fiziğinden gelen ve problemi modellemek için kullanılan varsayımlar.

|            |  |
|------------|--|
| $n$        | Sistem değişkenlerinin sayısı  |
| $p$        | Sistem eşitlik kısıtlayıcılarının sayısı                                 |
| $q$        | Sistem eşitsizlik kısıtlayıcılarının sayısı                              |
| $m$        | Sistem hedeflerinin sayısı   |
| $g_i(x)$   | Sistem kısıtlayıcılarının fonksiyonları                                  |
| $f_k(d_i)$ | Minimize edilecek olan hedeften sapma değerlerinin fonksiyonu            |
| $W_i$      | Hedeften sapma değerlerinin fonksiyonunda kullanılacak ağırlık değerleri |

### Bulunacaklar

Sistem değişkenlerinin değerleri ;  $X_j$   $j = 1, \dots, n$

Hedeften sapma değerleri;  $d_i^+, d_i^-$ ;  $i = 1, \dots, m$

### Sağlanacaklar

Sistem kısıtları ;

$$g_i(X) = 0 ; \quad i = 1, \dots, p$$

$$g_i(X) \geq 0 ; \quad i = 1, \dots, q$$

Sistem hedefleri ;

$$A_i(X) + d_i^- - d_i^+ = G_i, \quad i = 1, \dots, m$$

Sistem değişkenlerinin alt ve üst sınırları ;

$$X_j^{min} \leq X_j \leq X_j^{max}, \quad j = 1, \dots, n$$

Hedeften sapma değişkenlerinin alt ve üst sınırları ;

$$d_i^-, d_i^+ \geq 0, \quad d_i^- * d_i^+ = 0$$

### Minimize Edilecekler

Hedeften sapma değişkenlerinin fonksiyonu ;

$$Z = \sum_{i=1}^m W_i(d_i^- + d_i^+); \quad \sum W_i = 1 ; W_i \geq 0$$

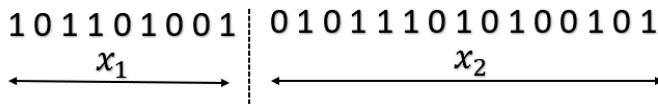
cDSP yöntemi ile geleneksel matematiksel programlama ve hedef programlama arasındaki farklar Şekil 6.1'de gösterilmektedir [35].

| Temel Optimizasyon Modeli   | Hedef Programlama Yöntemi   | cDSP Yöntemi   | Geleneksel Matematiksel Programlama  |
|---|---|--|--|
| Bulunacaklar ;<br>Sistem Değişkenleri (x)   | Bulunacaklar ;<br>Sistem Değişkenleri (x)<br>Sapma Değişkeni Vektörü<br>( $d_i^+, d_i^-$ )        | Bulunacaklar ;<br>Sistem Değişkenleri (x)<br>Sapma Değişkeni Vektörü<br>( $d_i^+, d_i^-$ )   | Bulunacaklar ;<br>Sistem Değişkenleri (x)  |
| Sağlanacaklar ;<br>Kısıtlar ;<br>$A_u(x) \leq G_u$<br>$A_u(x) = G_u$<br>$A_u(x) \geq G_u$                                     | Sağlanacaklar ;<br>Sistem Hedefleri ;<br>$A_i(x) + d_i^- - d_i^+ = G_i$                           | Sağlanacaklar ;<br>Sistem Kısıtları ;<br>$g_i(x) = 0, i = 1, \dots, p$<br>$g_i(x) \geq 0, i = p + 1, \dots, u$<br>Sistem hedefleri ;<br>$A_i(x) + d_i^- - d_i^+ = G_i$ | Sağlanacaklar ;<br>Sistem Kısıtlar ;<br>$g_i(x) = 0, i = 1, \dots, p$<br>$g_i(x) \geq G_i$       |
| Hedefler ;<br>$A_r(x) \leq G_r$<br>$A_r(x) = G_r$<br>$A_r(x) \geq G_r$  | Minimize Edilecekler ;<br>a ) Preemptive ;<br>$Z = [f_1(d_i^+, d_i^-), \dots, f_k(d_i^+, d_i^-)]$ | Sistem sınırları ;<br>$X_j^{min} \leq X_j \leq X_j^{max}$<br>$d_i^-, d_i^+ \geq 0$<br>$d_i^- * d_i^+ = 0$  | Minimum Yapılacaklar ;<br>$A(x)$   |
| Maksimum Yapılacaklar ;<br>$A_r(x)$   | b ) Archimedean<br>$Z = \sum W_i(d_i^- + d_i^+);$   | Minimize Edilecekler ;<br>a ) Preemptive ;<br>$Z = [f_1(d_i^+, d_i^-), \dots, f_k(d_i^+, d_i^-)]$  |  |
| Minimum Yapılacaklar ;<br>$A_s(x)$  | $\sum W_i = 1; W_i \geq 0$  | b ) Archimedean<br>$Z = \sum W_i(d_i^- + d_i^+);$<br>$\sum W_i = 1; W_i \geq 0$  |  |
| Burada ;<br>t : Sistem Hedefleri<br>u : Sistem Kısıtları<br>r : Maksimum Yapılacak Hedefler<br>s : Minimum Yapılacak Hedefler | Burada ;<br>G : Sistem Hedefleri<br>A : Sistem Başarımı<br>W : Hedef Ağırlıkları                  | Burada ;<br>g : Sistem Kısıtlar<br>X : Sistem değişkenleri   | Burada ;<br>G : Optimizasyon Hedefleri<br>A : Sistem Başarımından Elde Edilen Maliyet Fonksiyonu |

Şekil 6.1 Geleneksel matematiksel programlama, hedef programlama ve cDSP yöntemlerinin kıyaslaması

### 6.3 Genetik Algoritma

Genetik algoritma, doğal biyolojik gelişimin taklit edilmesinin kullanıldığı bir global arama yöntemidir [37]. Genetik algoritma kullanılarak, bir popülasyon içerisindeki en iyi sonucun kalarak bu sonuçtan daha iyi sonuçlar elde edilmesi sağlanmaktadır. Her bir denemede, popülasyon içerisindeki en iyi sonucu veren bireyler seçilerek bir sonraki deneme için daha iyi bireylerin elde edilmesi için çeşitlik genetik işlemler yapılmaktadır. Bu işlem sonucunda ise, popülasyon içerisinde bulunan bireylerin çevre ortamlarına adapte olarak problem için daha iyi sonuçlar vermesini sağlamaktadır. Popülasyon içerisindeki bireyler kromozomlara ayrılarak algoritma içerisinde karakter şeklinde tutulmaktadır [38]. Genellikle karakterler [0 1] olacak şekilde iki terimli olarak saklanmaktadır. İki değişkeni olan problemin bir bireyine ait kromozom Şekil 6.2’de verilmiştir.



Şekil 6.2 İki değişkenli probleme ait kromozom

Şekil 6.2’de  $x_1$  10 bit’lik bir alanda tutulurken,  $x_2$  ise 15 bit’lik bir alanda saklanmaktadır. Saklama alanları direkt olarak doğruluk seviyesi ile ilişkilendirilebilmektedir. Kromozomlara bakıldığında problem hakkında herhangi bir bilgi elde edilememektedir. Bazı yaklaşımlar kullanılarak kromozomların çözülmesi gerekmektedir. Her bir kromozomun çözülmesi ile birlikte kromozomların başarımleri de elde edilebilmektedir. Başarımların elde edilmesi için problem’den türetilmiş bir maliyet fonksiyonuna ihtiyaç duyulmaktadır. Başarımların kriteri, doğal anlamda sonraki jenerasyonlara aktarılabilme anlamına gelmektedir [39].

Bir sonraki denemede yeni jenerasyon üretilirken bireylerin başarımlerine bakılmaktadır. Eğer bir birey, başarımlerinde daha yüksek bir uyuma sahipse bir sonraki jenerasyona aktarılma oranı yüksektir. Eğer bireyin başarımlerinde uyumu düşükse, bu bireyin seçilmesi çok düşük olasılıktır.

Yeni bir jenerasyon oluşturulma aşamasında, başarımlerinde yüksek uyumu olan genler seçilerek bunların üzerinde genetik işlemler yapılarak daha yüksek başarımların uyumuna sahip bireylerin oluşturulması sağlanmaktadır [40]. Bu yapılan işleme rekombinasyon işlemi adı verilmektedir. Rekombinasyon işlemi, ikililerin arasındaki

genetik bilgiyi değiştirmek için kullanılmaktadır. Rekombinasyon işlemlerinden en basiti tek nokta çaprazlamadır. Şekil 6.3’de tek nokta çaprazlama gösterilmektedir. Tek nokta çaprazlama işleminden sonra belli bir olasılık kullanılarak mutasyon işlemi yapılmaktadır. Mutasyon ile bireylerin genetik gösterimi bazı olasılık kurallarına göre değiştirilmektedir. Şekil 6.4’de  $O_1$  kromozomu için mutasyon işlemi gösterilmektedir.

$$\begin{array}{l}
 P_1 = 1\ 0\ 0\ 1\ 0\ 1\ 1\ 0 \\
 P_1 = 1\ 0\ 1\ 1\ 1\ 0\ 0\ 0
 \end{array}
 \begin{array}{c}
 \uparrow \downarrow \\
 \uparrow \downarrow
 \end{array}
 \rightarrow
 \begin{array}{l}
 O_1 = 1\ 0\ 0\ 1\ 0\ 0\ 0\ 0 \\
 O_2 = 1\ 0\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 0
 \end{array}$$

Şekil 6.3 Tek nokta çaprazlama

$$O_{1m} = 1\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0$$

Şekil 6.4 Kromozomun mutasyon örneği

Mutasyon ile, problemin tanımlandığı uzay içerisinde aranmayan herhangi bir bölge kalmaması sağlanmaktadır. Dolayısı ile global minimuma yakınsaması sağlanarak lokal minimuma takılması engellenmektedir.

Rekombinasyon ve mutasyon işlemlerinden sonra eğer algoritmadan çıkış koşulu sağlanmıyorsa, yeniden maliyet fonksiyonu kullanılarak her bir birey için bir değer üretilir ve yukarıda anlatılan işlemler algoritmadan çıkış koşulu sağlanana kadar devam eder. Genetik algoritmanın çalışmasının yönelik olarak hazırlanmış akış diyagramı Şekil 6.6’de verilmektedir [41]. Genetik algoritmadan çıkış koşulları olarak, maksimum jenerasyon sayısı, arama uzayında belli bir alana girilmesi, popülasyon üretimindeki ortalama sapma miktarı gibi koşullar kullanılabilir.

Çalışma kapsamında kullanılan rekombinasyon ve mutasyon yöntemleri aşağıda verilmektedir [41].

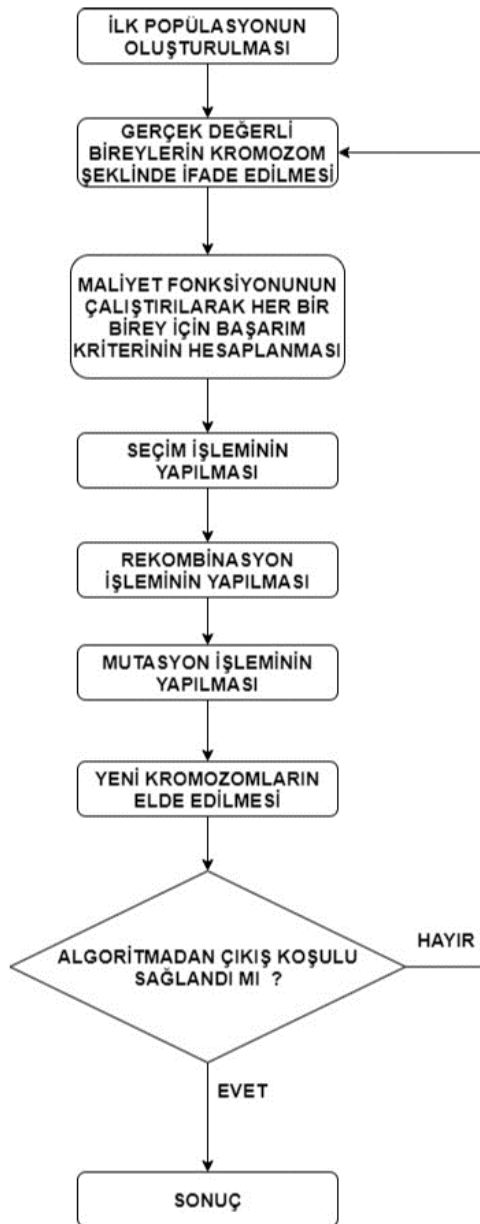
**Seçme Fonksiyonu:** Stokastik Evrensel Örnekleme yöntemi kullanılmaktadır. Bu yöntem, tek fazlı bir seçim yöntemidir. Yöntem gerekli seçim kadar eşit aralıkları kullanarak noktaları seçmektedir. Algoritma popülasyonu rastgele karıştırarak rastgele bir sayı seçmektedir,  $rsn$ .  $N$  tane birey 1 boşluk bırakılarak seçilmektedir,  $[rsn, rsn+1, \dots, rsn+N-1]$ .

**Rekombinasyon Fonksiyonu:** Çok Noktalı Çaprazlama yöntemi kullanılmaktadır. Bu yöntem ile, kromozom üzerinde rastgele çaprazlama noktaları seçilerek azalan sırada dizilmektedir. Sonrasında, iki kromozom arasındaki başarılı genler değiştirilerek iki tane yeni kromozom oluşturulur. Bu yöntemi gösterilişi Şekil 6.5’de verilmektedir.



Şekil 6.5 Çok nokta çaprazlaması

Mutasyon Fonksiyonu: Doğal gelişimde, yeni bir gen oluşturma amacı ile bir genin bir genin rastgele olarak değişmesi olarak tanımlanmaktadır. Çalışma kapsamında kullanılan genetik algortmada, mutasyon düşük olasılıkla, 0.001 ve 0.01 sınırlarında, rastgele uygulanacak şekilde seçilmektedir.



Şekil 6.6 Genetik algortma akış diyagramı

### 6.3.1 Genetik algoritma ile geleneksel yöntemler arasındaki farklar

Genetik algoritma ile geleneksel yöntemler arasındaki farklar aşağıda verilen en önemli dört fark ile gösterilebilmektedir [42].

- Genetik algoritma tek bir noktadan ziyade, bir popülasyonun tüm bireylerini kullanmaktadır.
- Genetik algoritma arama esnasında herhangi bir türev bilgisine ihtiyaç duymamaktadır. Maliyet fonksiyonu kullanılarak elde edilen başarımların kriterleri aramanın yönünü tayin etmektedir.
- Genetik algoritma deterministik kurallar kullanmamaktadır. Bunun yerine olasıksal kurallar kullanmaktadır.
- Genetik algoritma parametrelerin kendilerini kullanmak yerine parametrelerin [0 1] şeklinde kodlanmış kromozomlarını kullanmaktadır.

Genetik algoritmalar, kullanıcının içerisinde seçebileceği bir sonuç kümesi vermektedir. Dolayısıyla özellikle bir sonucun aranmadığı, çok hedefli optimizasyon problemlerinde pareto optimum noktalarının bulunması gibi problemlerde kullanılmaktadırlar. Dolayısıyla genetik algoritma kullanılarak eş zamanlı olarak alternatif sonuçların bulunmasında yararlı bir algoritmadır.

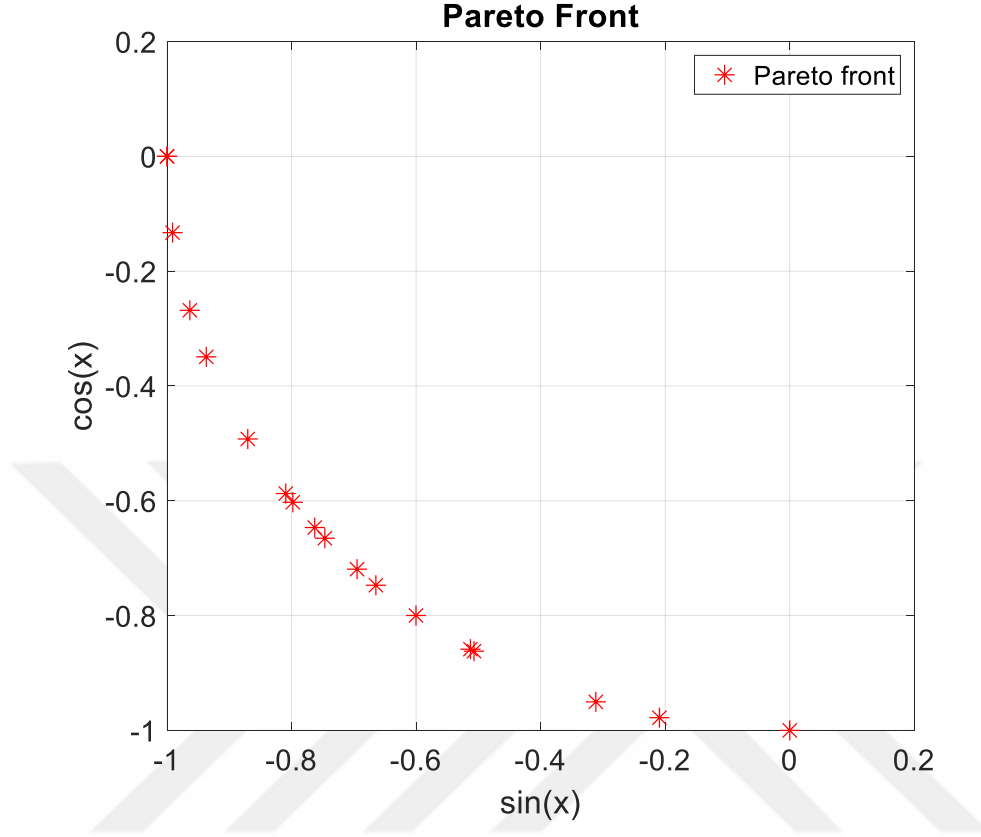
### 6.4 Fonksiyon Eğimine Dayalı Optimizasyon Yöntemleri

Genetik algoritmanın çok zaman almasından dolayı, optimizasyon hibrit bir şekilde yapılmaktadır. Genetik algoritma, maliyet fonksiyonu değerini belli bir değerin altına düşürmesinden sonra MATLAB programında hazır olarak bulunan “fmincon” fonksiyonu “sqp” yöntemi ile çalıştırılmaktadır [43]. Böylece optimizasyon sonucu olarak global minimum nokta, daha fazla zaman kaybı olmadan elde edilmektedir.

### 6.5 Seviye Diyagramları

Çok hedefli optimizasyon problemlerinin çözülmesi ile birlikte tasarımcının üzerinden karar verebileceği bir pareto optimum setinin oluşturulması gerekmektedir. İki boyutlu problemlerde pareto optimum setinin görselleştirilmesi direkt olarak Şekil 6.7’de gösterildiği gibi yapılabilmektedir [44]. Ancak problemin boyutu arttıkça görselleştirme işlemi de zorlaşmaktadır. Daha yüksek mertebeden problemlerin

görselleştirilebilmesi için çeşitli yöntemler yer almaktadır [45]. Çalışma kapsamında bu yöntemlerden seviye diyagramları kullanılacaktır [45].



Şekil 6.7 İki hedefli optimizasyon probleminde pareto yüzeyinin gösterimi Seviye diyagramları kullanıldığında, öncelikle her bir hedef fonksiyonu değeri bulunan maksimum ve minimum değerlere göre (6.4) ve (6.5) denklemlerinde görüldüğü normalize edilir [46].

$$J_i^M = \max J_i(\theta), \quad (6.4)$$

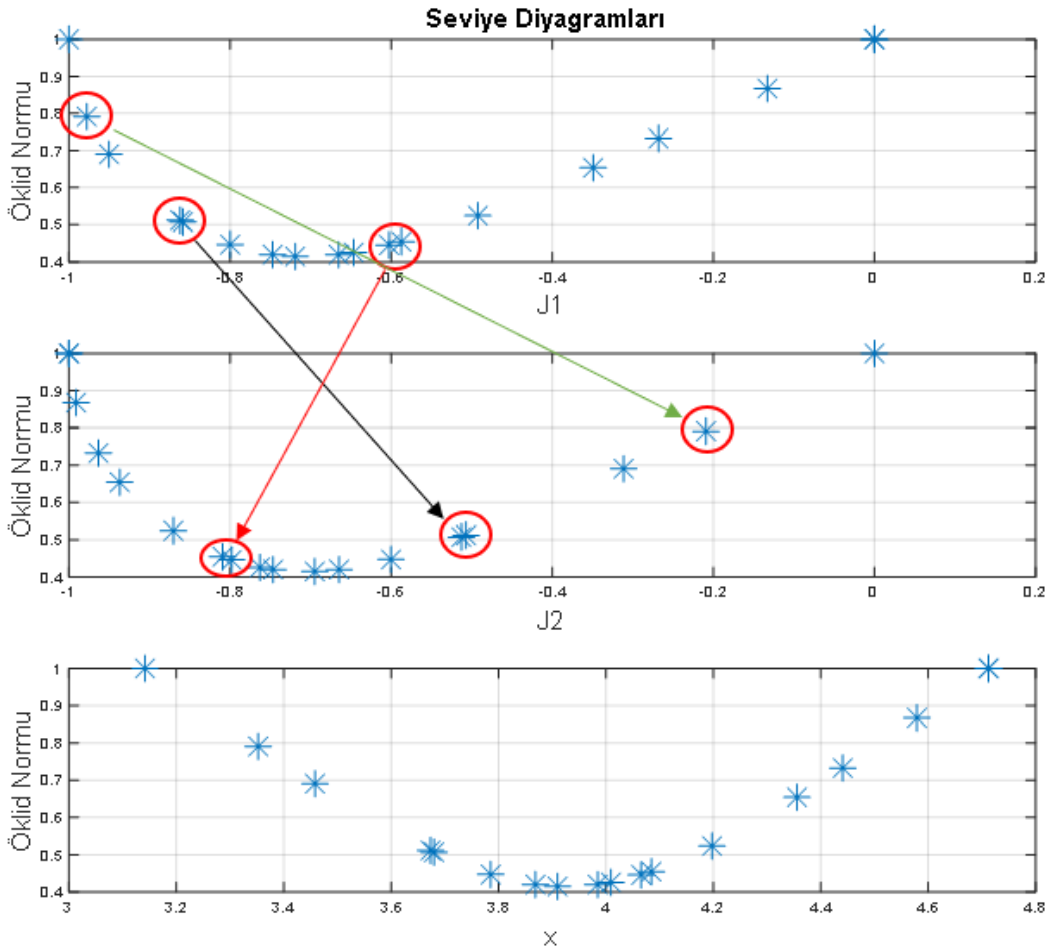
$$J_i^m = \min J_i(\theta), \quad \theta = \text{Probleme ait Pareto Set}$$

$$\bar{J}_i(\theta) = \frac{J_i(\theta) - J_i^m}{J_i^M - J_i^m}, \quad 0 \leq \bar{J}_i(\theta) \leq 1 \quad (6.5)$$

Normalize edilen hedef vektörlerinin ideal noktaya uzaklığının bulunması için norm hesabı yapılmaktadır. 1-normu, sonsuz normu gibi normlar alınabilmektedir [46]. Ancak çalışma kapsamında ideal noktaya olan uzaklığın direkt olarak geometrik uzaklığını temsil eden Öklid normu kullanılmaktadır. Öklid normu (6.6) denklemleri ile hesaplanmaktadır.

$$\|\bar{J}(\theta)\|_2 = \sqrt{\sum_{i=1}^s \bar{J}_i(\theta)^2} \quad (6.6)$$

Seviye diyagramlarına örnek olarak Şekil 6.8’ de verilen iki hedef fonksiyonlu optimizasyon problemi verilebilir. Problem Şekil 6.7’de verildiği gibi cos ve sin problemdir. Oklar ile gösterilen noktalar aynı noktalardır.



Şekil 6.8 İki hedefli optimizasyon probleminin seviye diyagramları

Görüleceği üzere J1 ve J2 hedef fonksiyonları değeri [-0.8 -0.6] aralığında Öklid normunu minimum yapacak şekilde y-eksenine simetrik olarak sonuç bulunmuştur.. Bunun anlamı, iki boyutlu cos(x) ve sin(x) grafiklerinde orjine en yakın noktanın bu aralıkta kalacağıdır. Şekil 6.7’e bakıldığında bu gösterimin doğru bir yorum ürettiği görülmektedir. Orjine en yakın noktanın bulunabileceği gibi, birbirine bağlı olarak da



yorumlar yapılabilmektedir. Eğer J2 fonksiyonunun düşük olmasını istiyorsak, J1 fonksiyonunun artacağı görölmektedir.

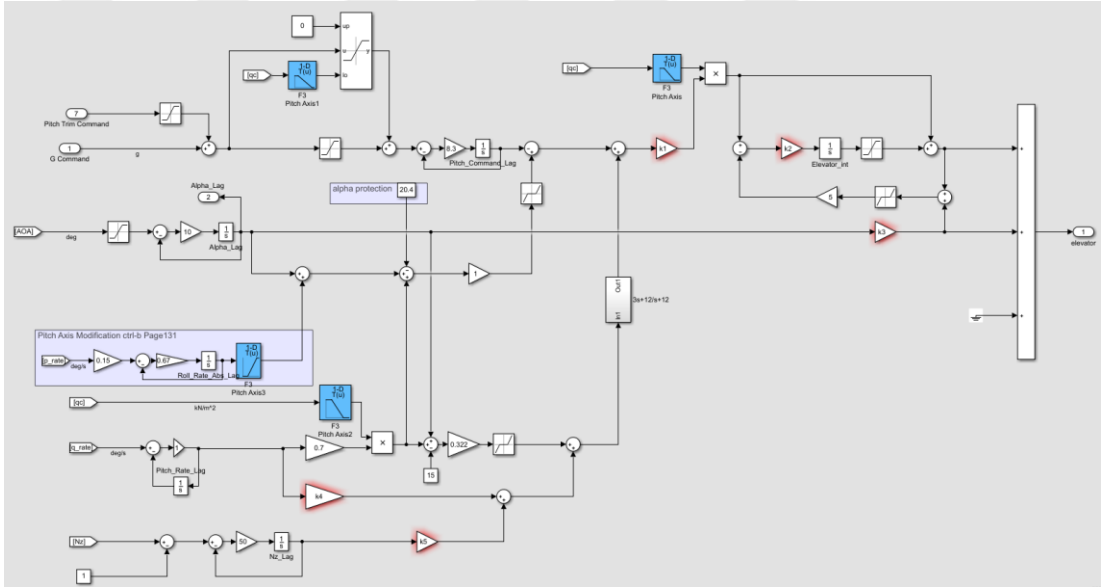
Seviye diyagramları kullanılarak, çok büyük setler halindeki çok boyutlu problemler de çözülebilmektedir. Yöntemin arkasındaki temel fikir, hedeflerin seviyeler halinde sınıflandırılması ve birbirleri ile senkron bir şekilde çizdirilmesi yer almaktadır [46].





## 7. UYGULAMALAR VE SONUÇLAR

Çalışma kapsamında, Bölüm 3. 'de anlatılan hava aracı modeli , Bölüm 5. 'de anlatılan kriterler ve Bölüm 6. 'da anlatılan optimizasyon yöntemleri kullanılarak uygulamalar yapılmıştır. Öncelikle çok hedefli optimizasyonun gerekli olduğunu göstermek için her bir kriter tek hedef olarak optimize edilmiştir. Elde edilen kazançlar kullanılarak optimize edilmeyen hedeflerin sonuçları verilmiştir. Sonrasında, çok hedefli optimizasyon kullanılarak hedeflerin tamamı optimize edilmiştir. Optimizasyon probleminde kullanılan sistem değişkenleri Şekil 7.1' de verilmiştir.



Şekil 7.1 Boylamsal kontrol sistemi

K1 : İleri yol kontrol sisteminin orantı(propotional) kazancı

K2 : İleri yol kontrol sisteminin integral kazancı

K3 : Hücum açısı geri besleme kazancı

K4 : Yunuslama oranı geri besleme kazancı

K5 : İvme(nz) geri besleme kazancı

Kontrolcü katsayılarının mevcut haldeki değerleri Çizelge 7.1'de gösterilmektedir.

Elde edilen sonuçlar seviye diyagramları ile kıyaslanarak bulunan sonuçların pareto optimum set içerisinde olduğu gösterilecektir.

Çizelge 7.1 Mevcut kontrolcü kazanç değerleri

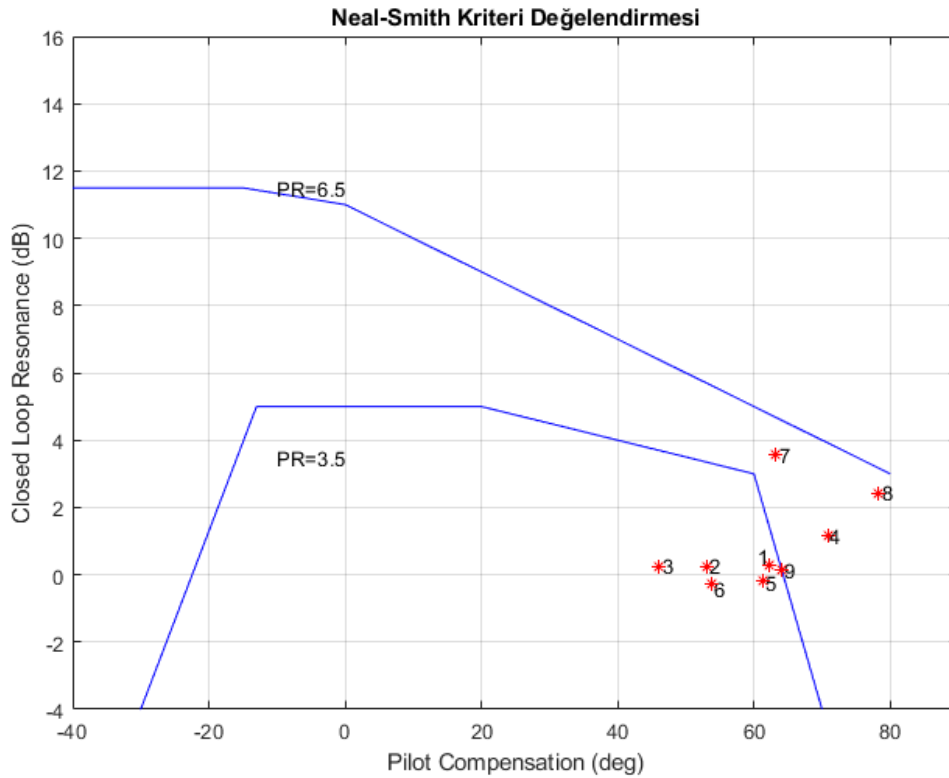
| Kontrolcü parametreleri | K1  | K2 | K3  | K4    | K5 |
|-------------------------|-----|----|-----|-------|----|
| Kazanç Değerleri        | 1,5 | 5  | 0,5 | 0,334 | 1  |

## 7.1 Tek Hedefli Optimizasyon

Bölüm 5. 'de gösterilen kriterler tek tek ele alınarak belli isterler doğrultusunda optimize edilmişlerdir. Tek bir hedefin optimize edilmesi ile bulunan kontrolcü kazançları diğer kriterler değerlendirmeleri için de kullanılarak sonuçlar verilmiştir.

### 7.1.1 Neal Smith kriteri

Öncelikle var olan kazançlar ile yapılan Neal-Smith kriter analizlerinin sonuçları Şekil 7.2'de verilmektedir.



Şekil 7.2 Varsayılan kontrolcü değerleri ile Neal-Smith kriter değerlendirilmesi  
Tek hedefli optimizasyon için Neal-Smith kriterindeki isterler aşağıdaki gibidir;

- Pilot Compensation = 20°
- Kapalı Çevrim Rezonansı = 2 dB

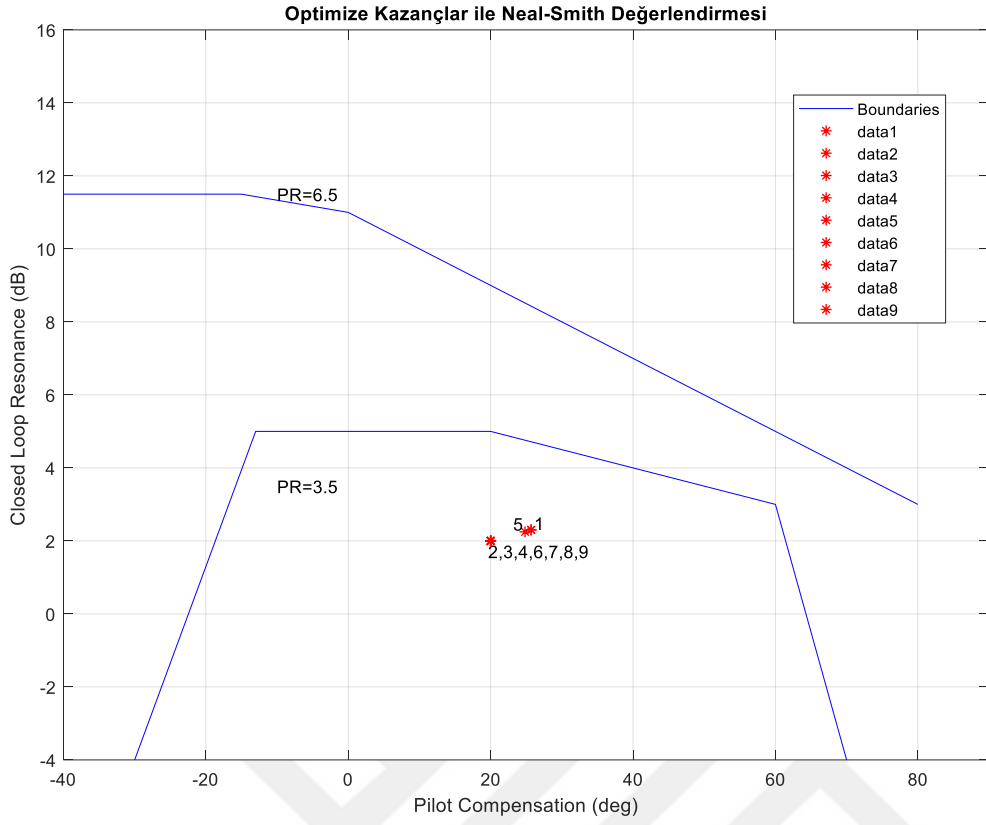
İstenilen şartlar altında yapılan optimizasyon sonucunda Çizelge 7.2’de görülen kazançlar elde edilmiştir. Elde edilen kazançlara bağlı Neal-Smith kriter değerlendirmeleri Şekil 7.3’de verilmiştir. Optimizasyon öncesindeki Neal Smith değerlendirmeleri için Şekil 7.2’ye bakıldığı zaman tüm uçuş koşullarının istenilen noktanın sağ tarafında kaldığı ve hatta 4,7 ve 8 numaralı uçuş koşullarının seviye 2 değerlendirme alanında olduğu görülmektedir. Optimizasyon yapıldıktan sonra elde edilen Neal-Smith kriter değerlendirmeleri için Şekil 7.3’e bakıldığı zaman 1 ve 5 numaralı uçuş koşulları hariç 7 uçuş koşulunun Neal-Smith değerlendirme alanındaki istenilen noktaya geldiği görülmektedir. Neal-Smith kriterinde seviye 1 olan alan içerisinde kalması kriterin başarılı olduğu anlamına gelmektedir. Dolayısı ile tek hedefli optimizasyon ile tüm noktalar başarılı bir şekilde pilot hissiyatına göre iyi değerlendirilebilecek alana çekilmişlerdir.

Çizelge 7.2 Neal-Smith kriteri optimizasyonu sonucu elde edilen kazançlar

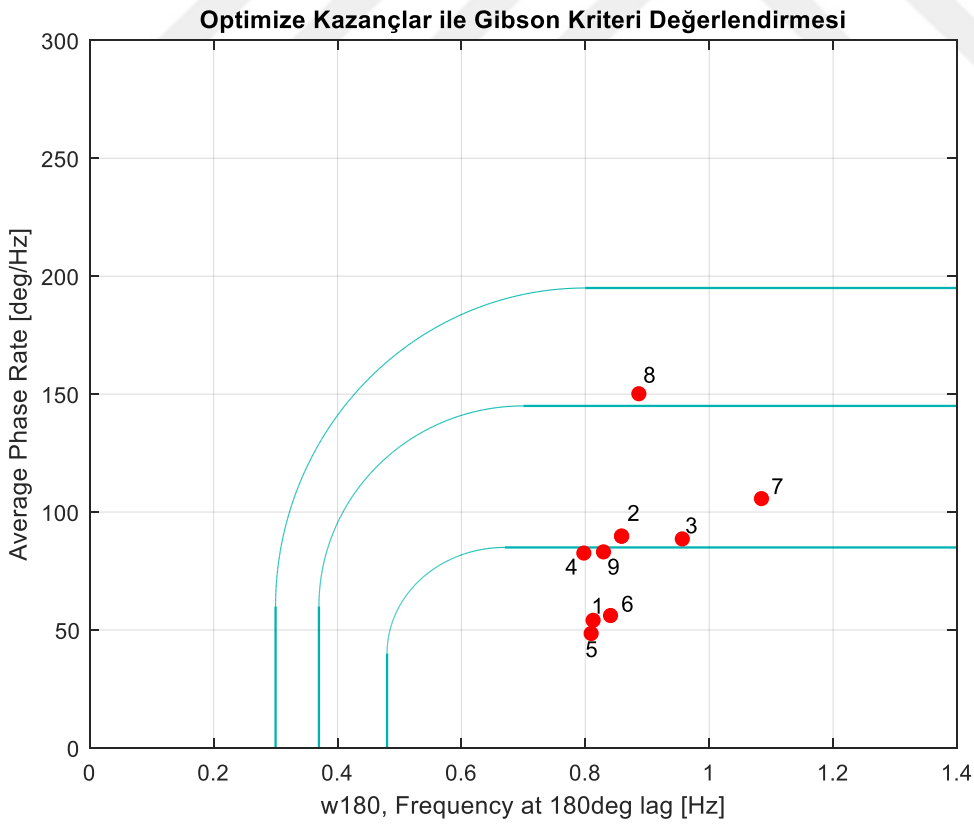
| Uçuş Koşulu | Hız   | İrtifa | K1    | K2    | K3     | K4    | K5    |
|-------------|-------|--------|-------|-------|--------|-------|-------|
| 1           | 119,1 | 30,48  | 2,866 | 0,392 | 1,012  | 0,148 | 0,846 |
| 2           | 153,1 | 30,48  | 1,695 | 4,642 | 0,7099 | 0,077 | 1,23  |
| 3           | 187,1 | 30,48  | 1,086 | 4,836 | 0,752  | 0,093 | 1,352 |
| 4           | 112,8 | 4572   | 4,479 | 4,193 | 0,873  | 0,12  | 2,533 |
| 5           | 145   | 4572   | 2,299 | 0,84  | 2,028  | 0,325 | 0,360 |
| 6           | 177,2 | 4572   | 1,321 | 1,100 | 0,928  | 0,248 | 1,419 |
| 7           | 106   | 9144   | 5,333 | 1,567 | -0,63  | 0,086 | 0,274 |
| 8           | 136,4 | 9144   | 3,682 | 1,712 | 0,594  | 0,111 | 1,765 |
| 9           | 166,7 | 9144   | 2,395 | 5,603 | 0,363  | 0,218 | 3,031 |

Neal-Smith kriteri optimize edilerek bulunan kazançlar diğer kriter değerlendirmelerinde kullanıldığında aşağıdaki sonuçlar elde edilmektedir.

Gibson Ortalama Faz Oranı kriter sonucu Şekil 7.4’de gösterilmektedir. Gibson ortalama faz kriteri sonucu için Şekil 7.4’e bakıldığında Neal – Smith kriter değerlendirmelerinde seviye 1 olan değerlendirmelerin bu kriter için farklı sonuçlar çıkardığı görülmektedir. Neal-Smith kriterine göre pilotun iyi değerlendirmesi beklenen konfigürasyonlardan 8 numaralı konfigürasyon Gibson ortalama faz oranı kriterine göre seviye 3 değerlendirilecektir. Dolayısı ile kumanda kabiliyeti analizleri için en az 2 kriter alınması pilot değerlendirmesi hakkında daha iyi bir yorum yapılabilmesini sağlayacaktır.



Şekil 7.3 Neal-Smith kriteri optimizasyonu sonrası kriter değerlendirme



Şekil 7.4 Neal-Smith kriter optimizasyonu sonucu Gibson ortalama faz oranı kriter sonucu

Kararlılık kriteri sonuçları Çizelge 7.3’de gösterilmektedir. Optimizasyon öncesi yapılan Neal-Smith kriteri analizlerinde tüm uçuş koşullarının optimizasyon hedef noktasının sağında kaldığı gözükmemektedir. Dolayısı ile yapılan optimizasyon ile birlikte pilot tolerasyon açısı azalmaktadır. Bu uçuş koşulları daha hızlı tepki veren uçuş koşulları olmaktadır [22]. Bunun etkisi de Çizelge 7.3’de 7 numaralı uçuş koşulunda görülebilmektedir. Sağ yarı düzlemde bir kök olmamasına rağmen sistemin kararlılık marjı düşüktür.

Çizelge 7.3 Neal-Smith kriter optimizasyonu sonucu kararlılık kriter sonucu

| Uçuş Koşulu                             | 1     | 2     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     |
|---|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Nichols Exclusion Zone En Yakın Uzaklık | 2,456 | 1,751 | 1,601 | 1,886 | 2,498 | 2,272 | 0,027 | 2,501 | 2,478 |

Çeviklik kriteri sonuçları Çizelge 7.4’de gösterilmektedir. Neal-Smith kriteri optimizasyonu sonucu elde edilen çeviklik değerleri hakkında bir yorum yapılabilmesi zordur. Çünkü Neal-Smith kriteri doğrusal analizler ile değerlendirilirken, çeviklik manevralarında doğrusal olmayan model kullanılmaktadır. Bu nedenle Neal-Smith kriterinin uçuş koşullarını daha çevik yaptığı bildirilmesine [22] rağmen kesin olarak bir yorum yapılamamaktadır.

Çizelge 7.4 Neal-Smith kriter optimizasyonu sonucu çeviklik kriter sonucu

| Uçuş Koşulu    | 1     | 2     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     |
|----------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Manevra Süresi | 10,54 | 11,35 | 14,57 | 17,01 | 14,38 | 14,08 | 22,80 | 21,27 | 24,36 |

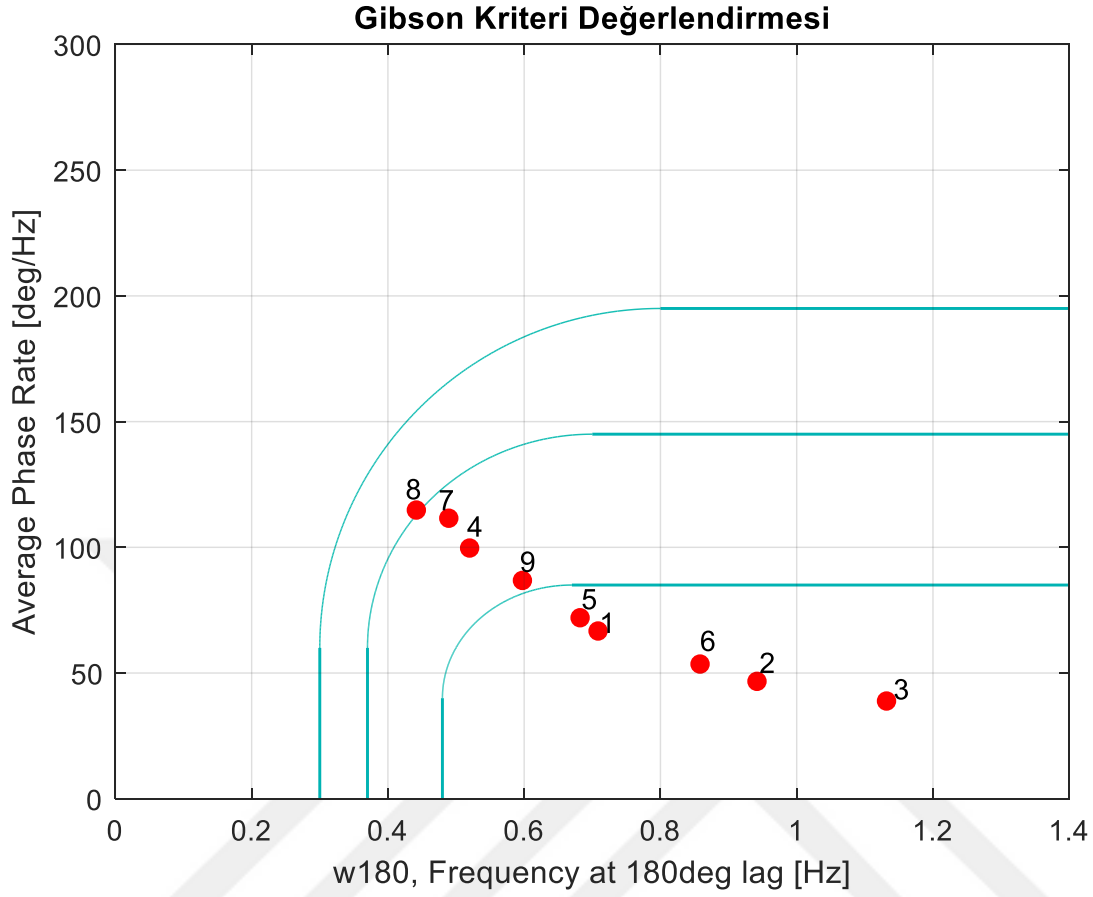
### 7.1.2 Gibson ortalama faz oranı kriteri

Öncelikle var olan kazançlar ile yapılan Gibson Ortalama Faz Oranı kriter analizlerinin sonuçları Şekil 7.5’de verilmektedir. Görüleceği üzere tüm seviyelerde değerlendirilen uçuş koşulları yer almaktadır. Dolayısı ile yapılacak optimizasyon sonrasında optimizasyon sürecinin başarı oranı daha belli olacaktır.

Tek hedefli optimizasyon için Gibson Ortalama Faz Oranı kriterindeki isterler aşağıdaki gibidir;

- $W180 = 1 \text{ Hz}$

- Ortalama Faz Oranı = 50 deg/ Hz



Şekil 7.5 Varsayılan kontrolcü değerleri ile Gibson ortalama faz oranı kriteri değerlendirilmesi

İstenilen şartlar altında yapılan optimizasyon sonucunda Çizelge 7.5’de görülen kazançlar elde edilmiştir. Elde edilen kazançlara bağlı Gibson Ortalama Faz Oranı kriteri değerlendirmeler Şekil 7.6’da verilmiştir. Gibson ortalama faz oranı kriteri sonucu değerlendirmeleri için Şekil 7.6’ya bakıldığında zaman 7 numaralı uçuş koşulu hariç diğer tüm noktaların optimizasyon hedefine ulaştığı görülmektedir. 7 numaralı uçuş koşulu ise istenilen optimizasyon hedefine çok yakın bir noktada değerlendirilmiştir. Dolayısıyla ile optimizasyon ile tüm noktalar istenilen noktaya götürülmüştür denebilir.

Gibson Ortalama Faz Oranı kriteri optimize edilerek bulunan kazançlar diğer kriter değerlendirmelerinde kullanıldığında aşağıdaki sonuçlar elde edilmektedir.

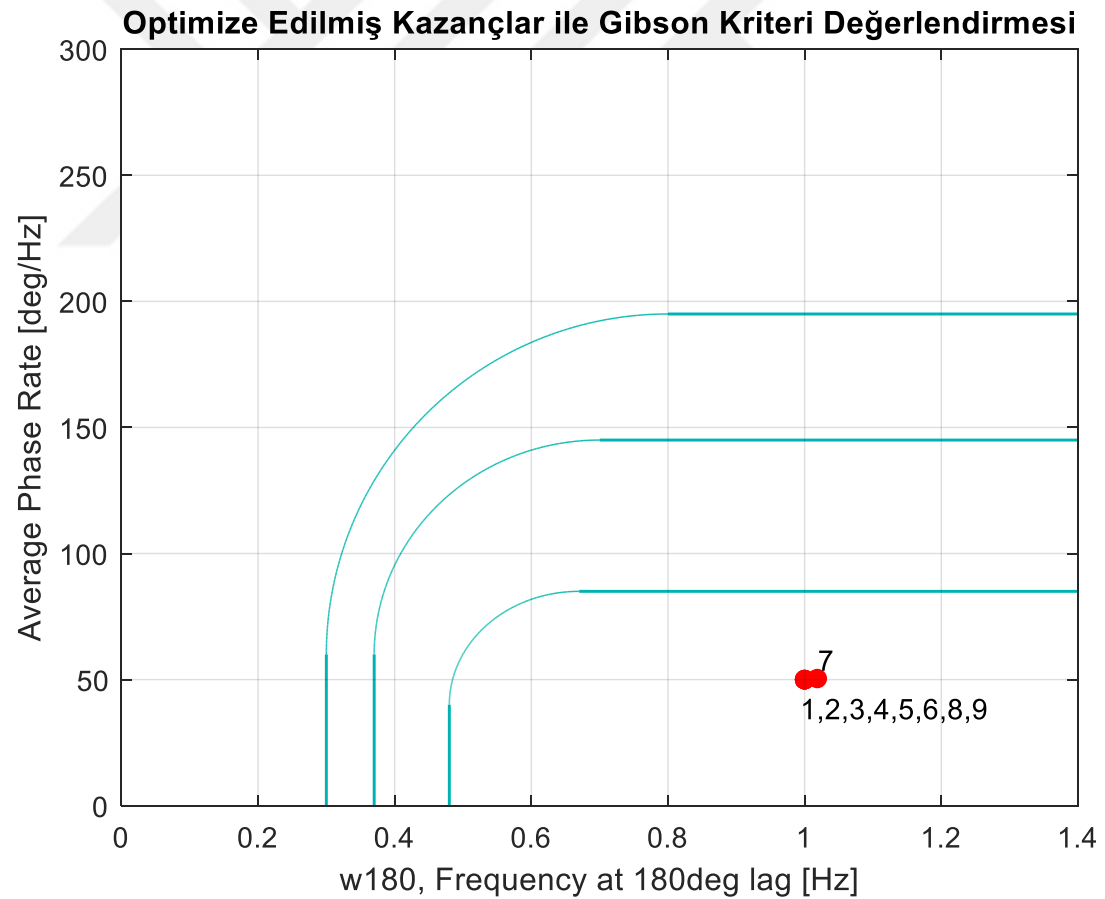
Neal-Smith Kriteri sonucu Şekil 7.7’de gösterilmektedir. Optimizasyon sonucunda elde edilen Neal-Smith kriteri değerlendirmeleri için Şekil 7.7’ye bakıldığında tüm uçuş koşullarının seviye 1 olarak değerlendirildiği görülmektedir. Neal-Smith



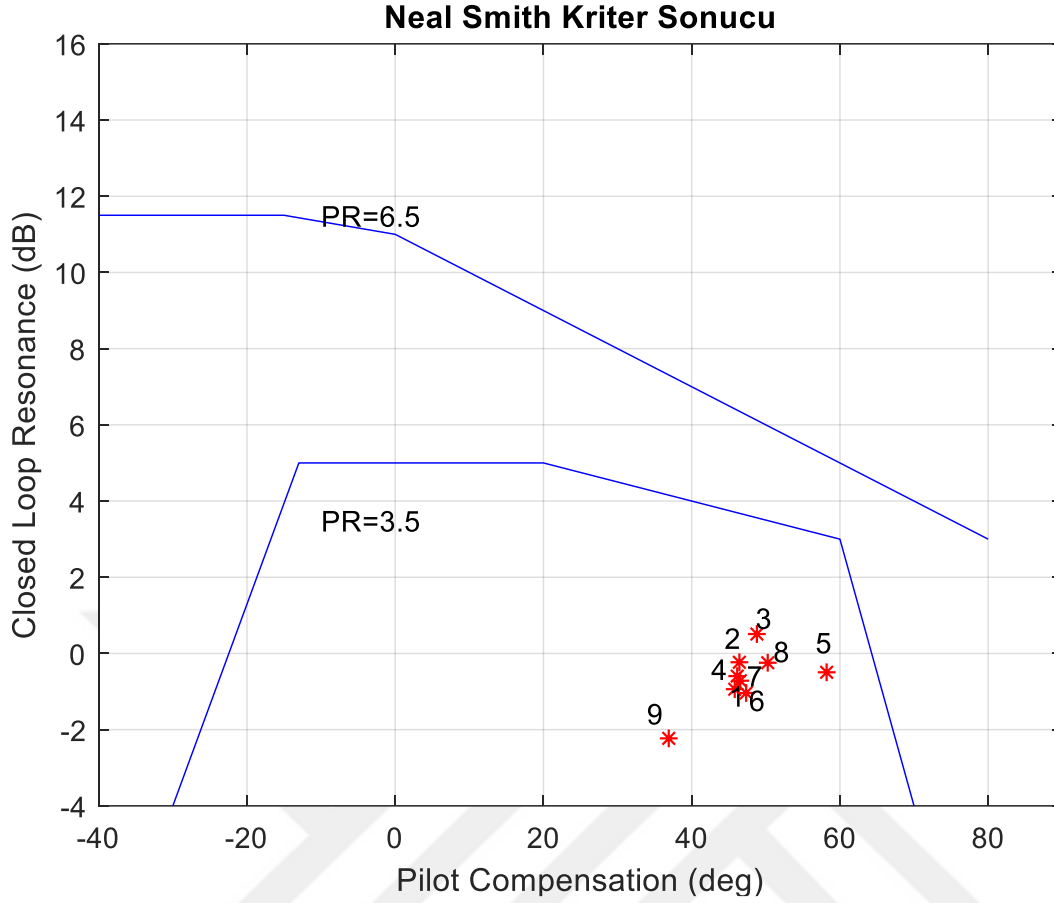
kriterinin optimizasyonu sonucu Gibson Ortalama Faz Oranı kriteri sonuçlarında farklı seviyelerde de sonuç çıkmıştı. Dolayısı ile kriterler arasında doğrudan bir ilişki kurmak doğru olmayacaktır.

Çizelge 7.5 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu elde edilen kontrolcü değerleri

| Uçuş Koşulu | Hız   | İrtifa | K1    | K2     | K3    | K4    | K5    |
|-------------|-------|--------|-------|--------|-------|-------|-------|
| 1           | 119,1 | 30,48  | 3,866 | 5,625  | 0,491 | 0,189 | 1,284 |
| 2           | 153,1 | 30,48  | 1,808 | 5,600  | 0,535 | 0,256 | 1,101 |
| 3           | 187,1 | 30,48  | 1,067 | 5,476  | 0,586 | 0,350 | 0,901 |
| 4           | 112,8 | 4572   | 1,180 | -3,914 | 0,532 | 0,462 | 2,208 |
| 5           | 145   | 4572   | 1,499 | 9,392  | 0,073 | 0,595 | 1,842 |
| 6           | 177,2 | 4572   | 1,890 | 6,324  | 0,372 | 0,300 | 1,291 |
| 7           | 106   | 9144   | 0,788 | -4,447 | 0,934 | 0,907 | 7,830 |
| 8           | 136,4 | 9144   | 1,239 | -4,495 | 0,652 | 0,466 | 2,314 |
| 9           | 166,7 | 9144   | 1,743 | -3,108 | 0,671 | 0,279 | 2,156 |



Şekil 7.6 Gibson ortalama faz oranı kriterinin optimize edilmiş kontrolcü ile değerlendirilmesi



Şekil 7.7 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu Neal-Smith kriter sonucu

Kararlılık kriteri sonucu Çizelge 7.6’da gösterilmektedir. Kararlılık kriterindeki sonuçlara bakıldığında Neal-Smith kriterinde görünen kararlık marjının düşük çıkma durumu, Gibson Ortalama Faz Oranı kriterinin optimizasyonu sonucunda görülmemiştir. Doğrusal sistemin tüm köklerinin sol yarı düzlemde çıkmasının yanı sıra kararlılık marjları da yüksek çıkmıştır.

Çizelge 7.6 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu kararlılık kriter sonucu

| Uçuş Koşulu                             | 1     | 2     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     |
|---|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Nichols Exclusion Zone En Yakın Uzaklık | 2,590 | 3,322 | 3,201 | 3,134 | 2,655 | 3,119 | 2,457 | 3,046 | 2,908 |

Çeviklik kriteri sonucu Çizelge 7.7’de gösterilmektedir. Doğrusal bir kriter sonucu elde edilen kazançları kullanılarak doğrusal olmayan bir kriterin sonuçlarının kıyaslanması tam olarak mümkün olmamaktadır. Neal-Smith kriterinin optimizasyonu

sonucu olan Çizelge 7.4’de yer alan değerler ile kıyaslandığında Neal-Smith kriterinin optimizasyonu sonucu elde edilen çeviklik manevrasındaki bazı uçuş koşullarının daha iyi olduğu görülmektedir. Bunun nedeni ise, Gibson Ortalama Faz Oranı kriterinin optimizasyon edilmesi ile Neal-Smith kriterleri seviye 1 çıkmasına rağmen, Neal Smith kriterinin optimizasyon hedefindeki noktanın sağında yer almaktadır. Dolayısı ile uçuş koşulunun daha yavaş tepki verdiği yorumlanan [22] alanda sonuç vermesi, çeviklik kriterinin sonuçlarında etkisini göstermiştir. Ancak bunun sadece belli noktalarla sınırlı kalmasının nedeni, doğrusal olmayan model kullanılarak icra edilen çeviklik manevrasının limitleyicilere takılmasıdır. Dolayısı ile doğrusal olmayan bir kriter sonuçlarının tüm noktalar için uyumlu sonuçlar vermesi beklenmemektedir.

Çizelge 7.7 Gibson ortalama faz oranı kriter optimizasyonu sonucu çeviklik kriter sonucu

| Uçuş Koşulu    | 1     | 2     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     |
|----------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Manevra Süresi | 10,36 | 10,66 | 11,36 | 12,73 | 14,66 | 12,54 | 26,60 | 20,80 | 19,16 |

### 7.1.3 Çeviklik kriteri

Öncelikle var olan kazançlar ile yapılan çeviklik kriter analizlerinin sonuçları Çizelge 7.8’de verilmektedir.

Çizelge 7.8 Varsayılan kontrolcü değerleri ile çeviklik kriteri değerlendirmeleri

| Uçuş Koşulu    | 1     | 2     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     |
|----------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Manevra Süresi | 10,35 | 10,58 | 11,94 | 13,65 | 12,80 | 12,13 | 23,36 | 21,49 | 20,05 |

Tek hedefli optimizasyon için çeviklik kriterindeki ister aşağıdaki gibidir;

- Her manevranın var olan süresinin düşürülmesi
- Sağ yarı düzlemde kök olmaması

İstenilen şartlar altında yapılan optimizasyon sonucunda Çizelge 7.9’da görülen kazançlar elde edilmiştir. Elde edilen kazançlara bağlı çeviklik kriter değerlendirmeler Çizelge 7.10’da verilmiştir. Çeviklik kriterinin optimizasyonu sonucu elde edilen manevra sürelerine Çizelge 7.10’dan bakıldığı zaman tüm uçuş koşulları için manevra sürelerinin düştüğü görülebilmektedir. Bununla birlikte her noktada aynı oranda düşüş olmadığı görülmektedir. Örneğin 7. Uçuş koşulu için %20 bir iyileşme görülürken, 1. Uçuş koşulu için %7’lik bir iyileşme görülmektedir. Bu farklılığın temel

nedenlerinden bir tanesi doğrusal olmayan model kullanılmasıdır. Doğrusal olmayan limitleyicilerin ve eyleyicilerin oran limitlerinden dolayı iyileştirme oranlarının farklı olması görülmektedir.

Çizelge 7.9 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucu elde edilen kontrolcü değerleri

| Uçuş Koşulu | Hız   | İrtifa | K1    | K2     | K3    | K4     | K5     |
|-------------|-------|--------|-------|--------|-------|--------|--------|
| 1           | 119,1 | 30,48  | 2,077 | 7,590  | 0,532 | 0,273  | 0,005  |
| 2           | 153,1 | 30,48  | 2,178 | 6,383  | 0,504 | 0,299  | 0,002  |
| 3           | 187,1 | 30,48  | 2,036 | 5,797  | 0,649 | 0,339  | 0,012  |
| 4           | 112,8 | 4572   | 2,060 | 6,102  | 0,666 | -0,007 | 0,755  |
| 5           | 145   | 4572   | 3,187 | 7,051  | 0,645 | -0,021 | 0,019  |
| 6           | 177,2 | 4572   | 3,879 | 6,727  | 0,275 | -0,015 | 0,019  |
| 7           | 106   | 9144   | 3,537 | 15,383 | 0,548 | 0,413  | -2,682 |
| 8           | 136,4 | 9144   | 4,063 | 12,268 | 0,599 | 0,044  | 0,007  |
| 9           | 166,7 | 9144   | 2,184 | 5,5134 | 0,549 | 0,016  | 1,145  |

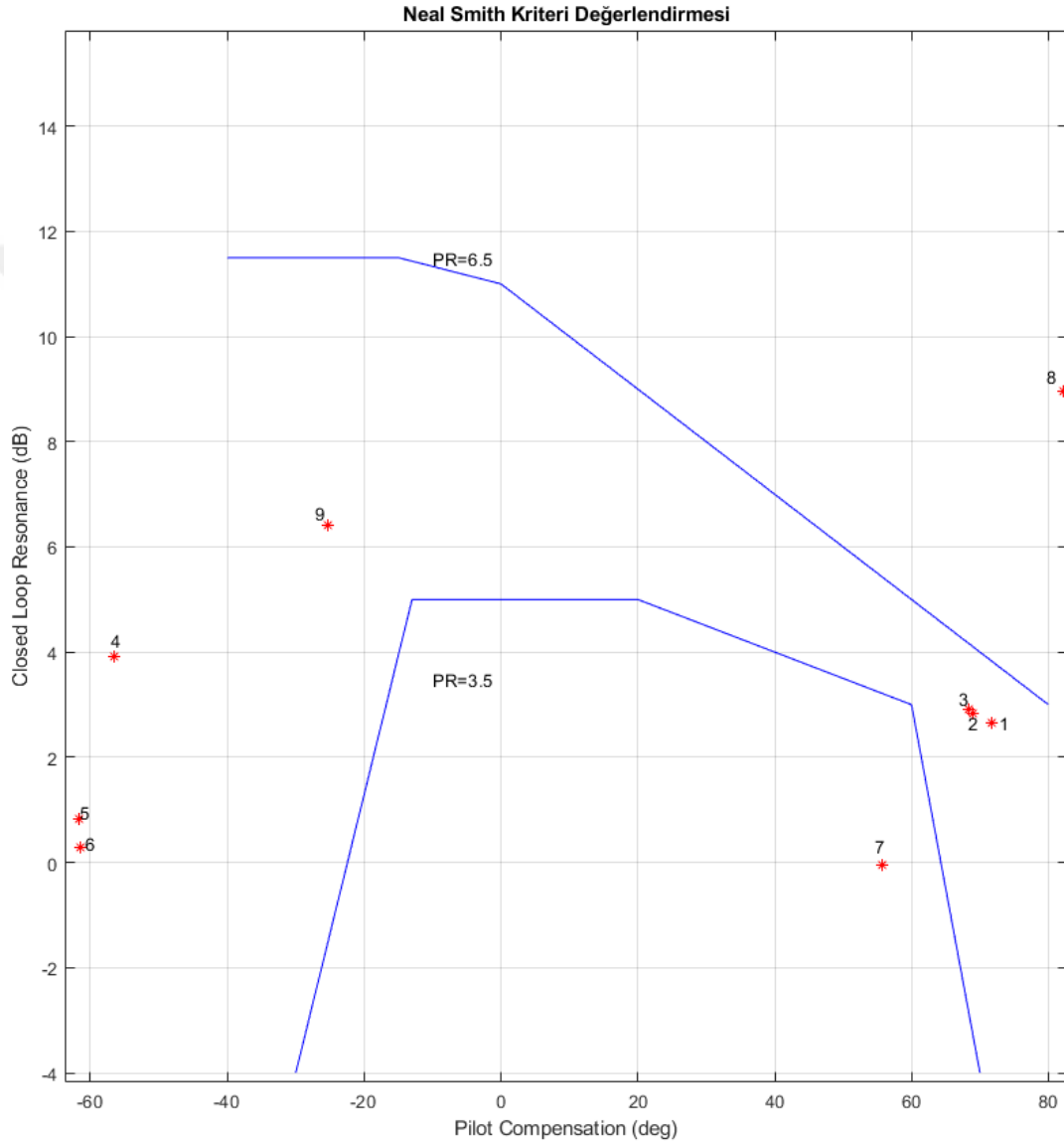
Çizelge 7.10 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonuç değerlendirmesi

| Uçuş Koşulu    | 1    | 2    | 3    | 4     | 5     | 6     | 7    | 8     | 9     |
|----------------|------|------|------|-------|-------|-------|------|-------|-------|
| Manevra Süresi | 9,57 | 8,86 | 8,38 | 12,86 | 11,41 | 10,48 | 18,5 | 20,24 | 19,32 |

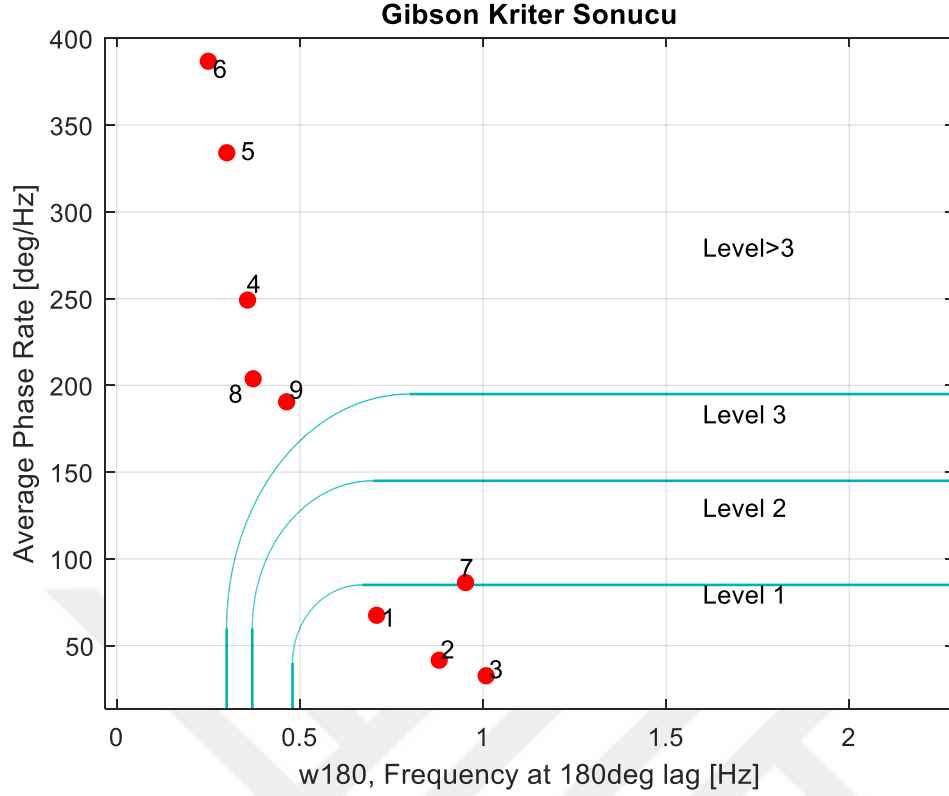
Neal Smith kriter sonucu Şekil 7.8’de gösterilmektedir. Çeviklik kriteri optimizasyonu ile elde edilen Neal-Smith kriterinin sonuçları ile Şekil 7.2’de yer alan varsayılan kazançlar ile yapılmış Neal-Smith kriteri sonuçları karşılaştırıldığında çeviklik kriteri sonucu elde edilen kazançlar ile Neal-Smith kriteri değerlendirmeleri sol tarafa doğru kaymıştır. Uçağın daha çevik olması için pilotun uçağın tepkisinden önce herhangi bir gecikme olmadan bir girdi vermesi gerekmektedir [22]. Dolayısı ile çeviklik manevrası optimizasyonu ile Neal-Smith kriterinde de pilotun gecikme olmaksızın girdi vermesi gerektiği görülerek kriterler arasında bir bağıntı olduğu görülmektedir. Ancak çeviklik manevrasının sonucunda Neal-Smith kriteri değerlendirmelerinin çok fazla sola kayması, uçuş koşullarında pilot açısından beklemedikleri tepkilere yol açtığı olarak görülmektedir [17]. Bunun sonucunda uçuş koşulunun çevikliğinin limitsiz olarak artırılması pilot hissiyatı için her zaman iyi değerlendirilmemesine neden olmaktadır.

Gibson Ortalama Faz Oranı kriter değerlendirmesi Şekil 7.9’de gösterilmektedir. Gibson Ortalama Faz Oranı kriter sonuçlarına bakıldığında, sadece 4 uçuş noktasının seviye 1 sınırları içerisinde değerlendirildiği gözükmektedir. Diğer 5 uçuş koşulunun seviye 3’ten bile daha kötü bir hissiyat olacağı şeklinde değerlendirilmiştir. Neal-

Smith kriter sonuçları ile uyumluluk içermektedir. Çeviklik kriterinin iyileştirilmesi pilot kumanda kabiliyetini düşürmektedir. Dolayısı ile çeviklik manevraları ile pilot kumanda kabiliyeti arasında çelişki vardır. Bir kriterin iyileştirilmesi diğer kriterin kötüleşmesine neden olmaktadır. Bu nedenden dolayı da tek hedefli optimizasyon yöntemlerinin kullanılması yetersiz kalacaktır.



Şekil 7.8 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucunda Neal-Smith kriteri değerlendirilmesi



Şekil 7.9 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucunda Gibson ortalama faz oranı kriteri değerlendirmesi

Kararlılık kriteri değerlendirme sonucu Çizelge 7.11’de verilmektedir. Çeviklik kriterinin optimizasyonu yapılırken sağ yarı düzlemde çıkan sonuçlar cezalandırılarak tüm köklerin sol yarı düzlemde olan sistemler üzerinden sonuçlar elde edilmiştir. Ancak Çizelge 7.11’ye kararlılık marjları için bakıldığında 5 ve 7 numaralı uçuş koşullarında düşük çıktığı görülmektedir. Herhangi bir doğrusal sistem analizi düşünüldüğünde performans ile kararlılığın birbirlerine çelişkili olduğu bilinmektedir. Çeviklik manevraları, hava aracının performansını göstermektedir. Dolayısı ile çevikliğin artması, kararlılık marjlarını kötü yönde etkilemesi beklenen bir sonuçtur. Çeviklik kriteri sonuçlarında elde edilen kararlılık kriteri değerlendirmeleri de bu sonucu göstermektedir.

Çizelge 7.11 Çeviklik kriteri optimizasyonu sonucunda kararlılık kriteri değerlendirmesi

| Uçuş Koşulu      | 1     | 2     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     |
|------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Kararlılık Marjı | 3,421 | 3,257 | 3,188 | 1,171 | 0,965 | 1,791 | 0,162 | 2,461 | 1,531 |

#### 7.1.4 Kararlılık kriteri

Öncelikle var olan kazançlar ile yapılan kararlılık kriter analizlerinin sonuçları Çizelge 7.12’de verilmektedir.

Çizelge 7.12 Varsayılan kazançlar ile yapılan kararlılık kriteri değerlendirmeleri

| Uçuş Koşulu                             | 1   | 2    | 3    | 4    | 5    | 6    | 7    | 8    | 9    |
|---|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|
| Nichols Exclusion Zone En Yakın Uzaklık | 2,7 | 2,13 | 1,86 | 3,37 | 2,77 | 2,29 | 3,08 | 2,27 | 3,05 |

Tek hedefli optimizasyon için kararlılık kriterindeki ister aşağıdaki gibidir;

- Sağ yarı düzlemde kök olmaması
- Nichols Exclusion Zone en yakın uzaklığın en iyileştirilmesi

İstenilen şartlar altında yapılan optimizasyon sonucunda Çizelge 7.13’de görülen kazançlar elde edilmiştir. Elde edilen kazançlara bağlı kararlılık kriter değerlendirmeleri Çizelge 7.14’de verilmiştir. Kararlılık kriteri sonuçlarına bakıldığında tüm noktalarda iyileşme mevcuttur. Ancak bazı noktalarda iyileşme yüksek iken bazı noktalarda daha düşüktür. Ancak tüm noktalar için iyileşmenin olması optimizasyonun başarılı olduğu göstermektedir.

Kararlılık kriteri optimize edilerek bulunan kazançlar diğer kriter değerlendirmelerinde kullanıldığında aşağıdaki sonuçlar elde edilmektedir.

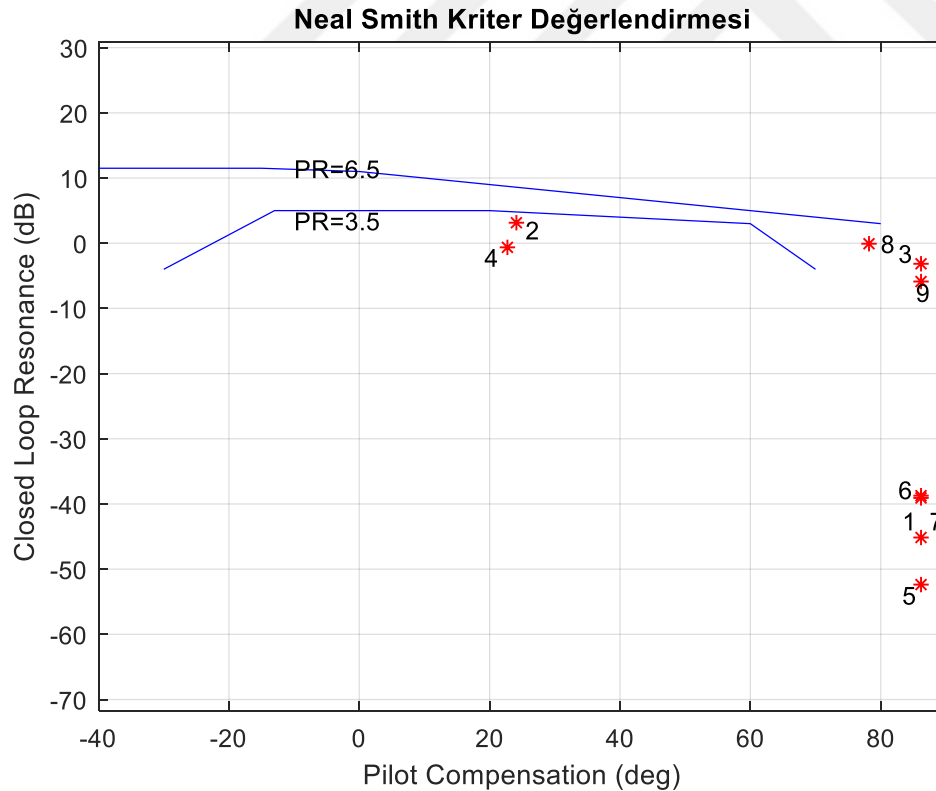
Neal Smith Kriter değerlendirme sonucu Şekil 7.10’da gösterilmektedir. Neal-Smith kriter değerlendirmelerine bakıldığında 2 uçuş koşulu haricinde diğer uçuş koşulları grafiğin sağına ötelenmiştir. Neal-Smith değerlendirmeleri hatırlanırsa, çevik bir uçuş koşulu için Neal-Smith değerlendirmelerinin sol tarafa kayması beklenmekteydi. Kararlılık kriterinde tam tersi bir ister olduğu için, pilotun gereğinden fazla gecikme koyabileceği bir bölgede değerlendirilmiştir [22]. Pilot yorumlarına göre bu bölgede çok isteksiz bir uçak dinamiği olmaktadır. Dolayısı ile pilot herhangi bir görevi daha zor icra edebilmektedir. Dolayısı ile bu durum bir pilotun isteyeceği bir durum değildir ve bu nedenle puanlamasında kötü puan almaktadır. Kararlılık kriterinin tek başına optimize edilmesi, pilot kumanda kabiliyetini iyileştirmemektedir ve tek hedefli optimizasyon yetersiz kalmaktadır.

Çizelge 7.13 Kararlılık kriteri optimizasyonu ile elde edilen kontrolcü katsayıları

| Uçuş Koşulu | Hız   | İrtifa | K1    | K2     | K3     | K4    | K5    |
|-------------|-------|--------|-------|--------|--------|-------|-------|
| 1           | 119,1 | 30,48  | 2,885 | 0,392  | 1,012  | 0,148 | 0,846 |
| 2           | 153,1 | 30,48  | 1,695 | 4,642  | 0,709  | 0,077 | 1,300 |
| 3           | 187,1 | 30,48  | 1,086 | 4,836  | 0,752  | 0,093 | 1,352 |
| 4           | 112,8 | 4572   | 4,479 | 4,193  | 0,874  | 0,120 | 2,533 |
| 5           | 145   | 4572   | 2,299 | 0,840  | 2,028  | 0,325 | 0,360 |
| 6           | 177,2 | 4572   | 1,321 | 1,100  | 0,928  | 0,248 | 1,419 |
| 7           | 106   | 9144   | 5,333 | 16,568 | -0,630 | 0,086 | 0,274 |
| 8           | 136,4 | 9144   | 3,682 | 14,712 | 0,594  | 0,111 | 1,765 |
| 9           | 166,7 | 9144   | 2,395 | 5,603  | 0,363  | 0,218 | 3,031 |

Çizelge 7.14 Kararlılık kriteri optimizasyon sonucu değerlendirilmesi

| Uçuş Koşulu                             | 1     | 2   | 3    | 4    | 5     | 6     | 7     | 8    | 9     |
|---|-------|-----|------|------|-------|-------|-------|------|-------|
| Nichols Exclusion Zone En Yakın Uzaklık | 15,67 | 2,6 | 6,25 | 12,9 | 15,28 | 15,06 | 13,16 | 3,01 | 10,63 |

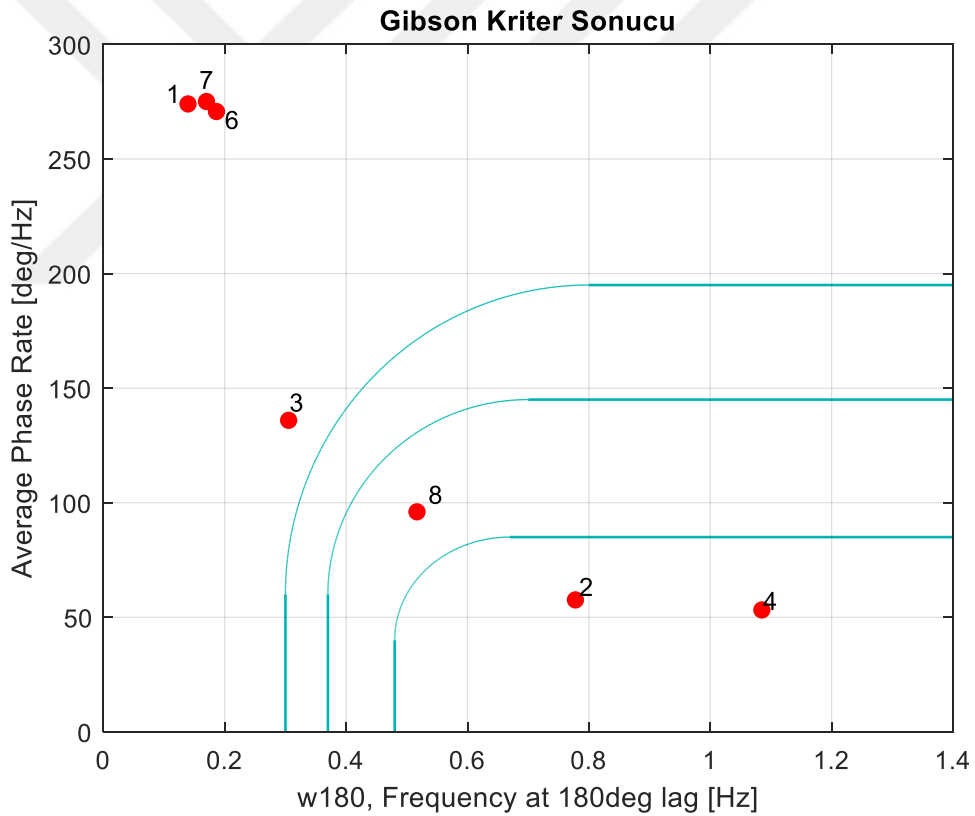


Şekil 7.10 Kararlılık kriteri optimizasyonu sonucu Neal-Smith kriter değerlendirilmesi

Gibson Ortalama Faz Oranı Kriter değerlendirme sonucu Şekil 7.11'da gösterilmektedir. Gibson Ortalama Faz Oranı kriterine bakıldığında, Şekil 7.9'da



gösterilen değerlendirmeye yakın bir sonuç verdiği görülmektedir. Çeviklik manevralarında yapılan iyileştirmelerin Gibson Ortalama Faz Oranı kriterine olan etkisi ile kararlılık kriterinde yapılan iyileştirmenin Gibson Ortalama Faz Oranı kriterine olan etkisi birbirine benzemektedir. Burada iki noktaya dikkat edilmelidir. Birincisi, Gibson Ortalama Faz Oranı kriterine bakıldığında hem kararlılık kriteri hem de çeviklik kriteri optimizasyonları hemen hemen aynı sonuçta çıkmaktadır. Ancak bu durum Neal-Smith kriterinde farklıdır. Neal Smith kriterinde çeviklik kriteri ile kararlılık kriterleri optimizasyonları farklı şekilde yorumlanmaktadır. Dolayısı ile tek bir pilot kumanda kabiliyeti kriteri yetersiz kalmaktadır. İkinci bir pilot kumanda kabiliyeti kriterine ihtiyaç olmaktadır. İkincisi, kararlılık kriterinin iyileştirilmesi Gibson Ortalama Faz Oranının iyileştirilmesini sağlamamaktadır ve tek hedefli optimizasyon yetersiz kalmaktadır.



Şekil 7.11 Kararlılık kriteri optimizasyonu sonucu Gibson ortalama faz oranı kriter değerlendirme

Çeviklik kriter değerlendirme sonucu Çizelge 7.15’de gösterilmektedir. Çeviklik kriteri sonuçları Çizelge 7.10’da verilen değerler ile kıyaslandığında tüm uçuş koşulları için manevra sürelerinin arttığı görülmektedir. Kararlılığın iyileştirilmesi

performansı kötüleştirmesi beklenen bir sonuçturÇizelge 7.15’da gösterilen çeviklik kriteri sonuçları da bunu doğrulamaktadır.

Çizelge 7.15 Kararlılık kriteri optimizasyonu sonucu çeviklik kriter değerlendirmesi

| Uçuş Koşulu    | 1    | 2     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     |
|----------------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Manevra Süresi | 21,3 | 19,85 | 15,55 | 21,43 | 23,88 | 25,21 | 24,07 | 21,52 | 20,13 |

## 7.2 Çok Hedefli Optimizasyon

Bölüm 5. ’de verilen kriterler aynı anda optimize edilmesi sağlanmıştır. Optimizasyon istekleri şu şekilde sıralanmaktadır.

- Neal-Smith kriterinin Seviye -1 olarak sağlanması,
- Gibson Ortalama Faz Oranı kriterinin Seviye-1 olarak sağlanması,
- Kararlılık kriteri için sağ yarı düzlemde kök olmaması ve frekans cevabının Nichols yasaklık bölgeye en az 1 birim uzaklıktan geçmesi koşullarının sağlanması,
- Çeviklik kriterindeki manevra sürelerinin var olan kontrolcü katsayıları ile yapılan manevra sürelerinden daha düşük olmasının sağlanması

Optimizasyon hedefleri kullanılarak kontrolcü içerisindeki kazanç değerleri Çizelge 7.16’de gösterildiği gibi bulunmuştur.

Çizelge 7.16 Çok hedefli optimizasyon sonucu elde edilen kontrolcü kazançları

| Uçuş Koşulu | Hız   | İrtifa | K1     | K2     | K3    | K4    | K5    |
|-------------|-------|--------|--------|--------|-------|-------|-------|
| 1           | 119,1 | 30,48  | 33,124 | 9,911  | 0,236 | 0,125 | 0,200 |
| 2           | 153,1 | 30,48  | 31,610 | 10,651 | 0,611 | 0,144 | 0,242 |
| 3           | 187,1 | 30,48  | 41,879 | 6,67   | 0,035 | 0,112 | 0,271 |
| 4           | 112,8 | 4572   | 25,156 | 8,127  | 0,613 | 0,100 | 0,749 |
| 5           | 145   | 4572   | 31,143 | 6,569  | 0,100 | 0,116 | 0,021 |
| 6           | 177,2 | 4572   | 31,101 | 10,378 | 0,615 | 0,161 | 0,250 |
| 7           | 106   | 9144   | 9,876  | 15,173 | 0,317 | 0,403 | 0,011 |
| 8           | 136,4 | 9144   | 20,065 | 5,283  | 1,074 | 0,110 | 1,030 |
| 9           | 166,7 | 9144   | 36,005 | 10,004 | 1,413 | 0,121 | 0,338 |

Optimizasyon sonucu elde edilen kontrolcü kazançları kullanılarak Neal-Smith kriter sonuçları Şekil 7.12’de, Gibson Ortalama Faz Oranı kriter sonuçları Şekil 7.13’de,

kararlılık kriteri sonuçları Çizelge 7.18’de ve çeviklik kriteri sonuçları Çizelge 7.17’de gösterilmektedir.

Çok hedefli optimizasyon ile elde edilen Neal-Smith kriteri sonuçlarına bakıldığı zaman tüm uçuş koşullarının seviye 1 sınırları içerisinde kaldığı görülmektedir. Dolayısıyla ile optimizasyon koşulları Neal-Smith kriteri için sağlandığı söylenebilmektedir. Aynı zamanda Şekil 7.2 ile karşılaştırıldığında uçuş koşullarının seviye 1 içerisinde kalacak şekilde grafik içerisinde sola doğru kaydığı görülmektedir. Bunun nedeni çeviklik kriterinin iyileştirilmesi esnasında Neal-Smith değerlendirmelerinin grafikte sola kayması gerektiğindedir.

Çok hedefli optimizasyon ile elde edilen Gibson Ortalama Faz Oranı kriteri sonuçlarına bakıldığında tüm uçuş koşullarının seviye 1 sınırları içerisinde kaldığı görülmektedir. Dolayısıyla ile Gibson Ortalama Faz Oranı için çok hedefli optimizasyon başarılı olmuştur.

Çok hedefli optimizasyon ile elde edilen çeviklik manevrası kriteri sonuçları için Çizelge 7.17’ye bakıldığında, tüm noktalarda iyileşmelerin olduğu görülmektedir. Dolayısıyla ile çeviklik kriteri için çok hedefli optimizasyon başarılı olmuştur.

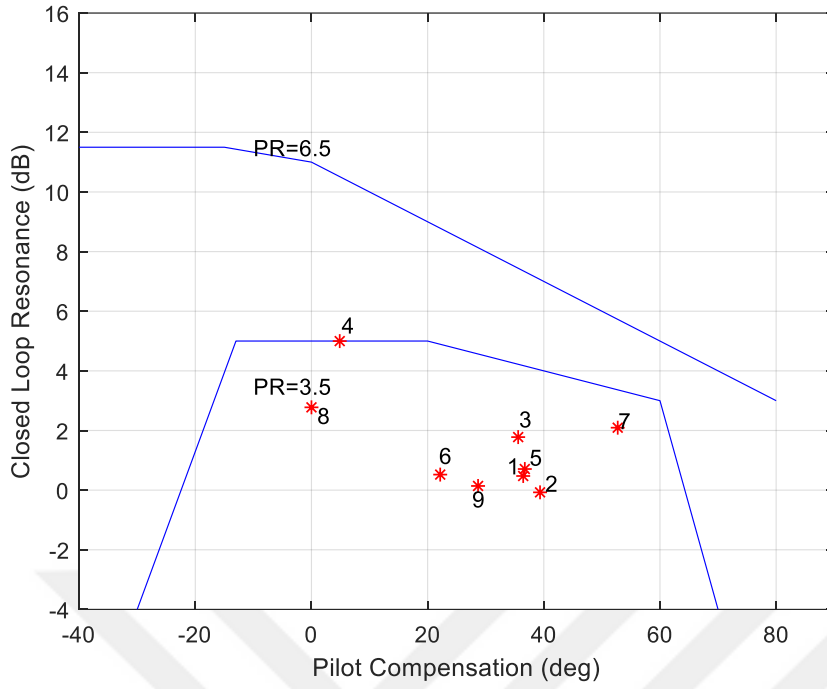
Çok hedefli optimizasyon ile elde edilen kararlılık kriteri sonuçları için Çizelge 7.18’e bakıldığında, bu kriterin de çok hedefli optimizasyon yönteminin başarılı olduğu görülmektedir.

Çizelge 7.17 Çok hedefli optimizasyon sonucu çeviklik kriteri sonuçları

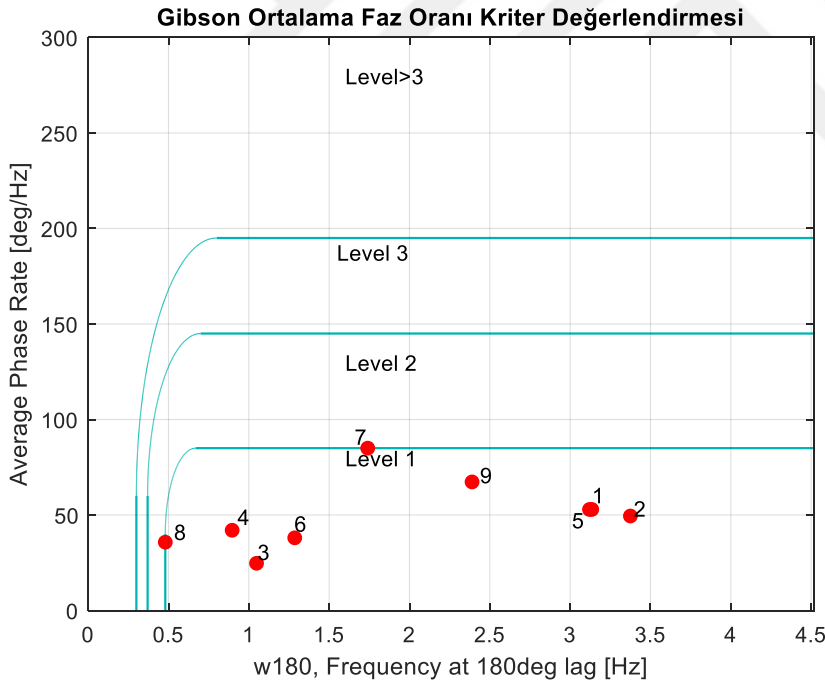
| Uçuş Koşulu    | 1    | 2    | 3    | 4     | 5     | 6    | 7     | 8     | 9     |
|----------------|------|------|------|-------|-------|------|-------|-------|-------|
| Manevra Süresi | 9,46 | 8,75 | 8,11 | 12,82 | 11,52 | 10,9 | 23,03 | 20,71 | 18,96 |

Çizelge 7.18 Çok hedefli optimizasyon sonucu kararlılık kriteri sonuçları

| Uçuş Koşulu                             | 1     | 2 | 3 | 4 | 5    | 6 | 7    | 8    | 9 |
|---|-------|---|---|---|------|---|------|------|---|
| Nichols Exclusion Zone En Yakın Uzaklık | 1,003 | 1 | 1 | 1 | 1,31 | 1 | 1,61 | 1,01 | 1 |



Şekil 7.12 Çok hedefli optimizasyon sonucu Neal-Smith kriteri değerlendirilmesi



Şekil 7.13 Çok hedefli optimizasyon sonucunda Gibson ortalama faz oranı kriteri değerlendirilmesi

cDSP yönteminin başarısını gösterebilmek için tek bir uçuş koşulunda geleneksel programlama ile tüm hedeflerin normalize edilmiş değerlerinin ağırlıklı toplamını maliyet fonksiyonu olarak kullanarak bir optimizasyon çalışması yapılmıştır.

Kullanılan optimizasyon rutini aynı şekilde değiştirilmeden kullanılmış ve Çizelge 7.19'da gösterilen kazançlar elde edilmiştir.

Çizelge 7.19'da verilen kazançlar kullanılarak kriterler değerlendirildiğinde, kapalı çevrim sistemin iki adet kökünün sağ yarı düzlemde olduğu görülmüştür. Dolayısı ile kararlılık kriteri sağlanamamıştır. Kararlılık kriterinin sağlanamaması sonucu diğer kriterlerin değerlendirilmesi yapılmamıştır.

Çizelge 7.19 Geleneksel programlama ile elde edilen kontrolcü kazançları

| Uçuş Koşulu | Hız   | İrtifa | K1     | K2     | K3    | K4    | K5    |
|-------------|-------|--------|--------|--------|-------|-------|-------|
| 4           | 112,8 | 4572   | 28,006 | 10,007 | 1,485 | 0,267 | 0,228 |

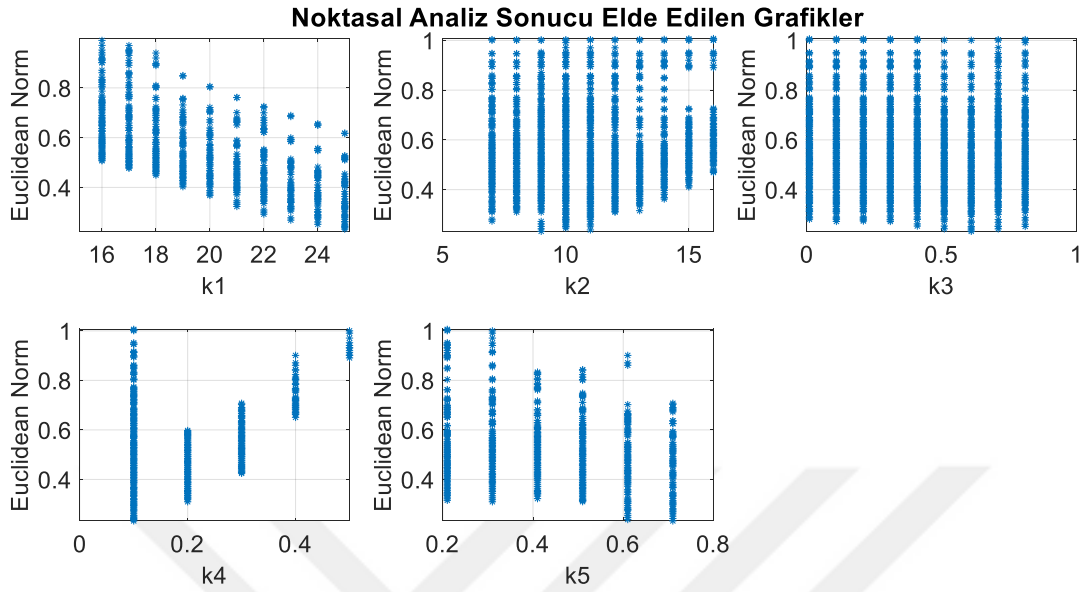
### 7.3 Seviye Diyagramları

Her bir uçuş koşulu için tasarım uzayı belirli aralıklara bölünerek bir analiz süreci işletilmiştir. Tasarım uzayı;

- K1 kazancı için 0.01'den başlayarak 10 artımlı 40'a kadar
- K2 kazancı için 0.01'den başlayarak 5 artımlı 20'e kadar
- K3 kazancı 0.01'den başlayarak 0.1 artımlı 2'e kadar
- K4 kazancı -1'den başlayarak 0.1 artımlı 2'e kadar
- K5 kazancı 0.01'den başlayarak 0.1 artımlı 2'e kadar

Olacak şekilde noktalara bölünmüştür. Tasarım uzayının bölünmesi esnasında seçilen alt ve üst limitler, tek hedefli optimizasyon ile elde edilen sayılar göz önünde tutularak seçilmiştir. Bir uçuş koşulu için analiz edilecek toplam nokta sayısı 198400 olarak bulunmuştur. Analiz esnasından MATLAB paralel hesaplama yöntemlerinden yardım alınarak tek bir uçuş koşulu 3 günde tamamlanacak şekilde analizler bitirilmiştir. Elde edilen sonuçlar tüm bir tasarım uzayında geçerli olduğu için noktasal grafikler Şekil 7.14'de gösterildiği çizdirilmiştir. Sonrasında grafikler sadeleştirilerek sadece pareto optimum değerleri gösteren birer grafik haline getirilmişlerdir. Şekil 7.14'e bakıldığı zaman çok hedefli optimizasyon isterlerini sağlayan nokta kümesi gösterilmektedir. Burada önemli olan tanımlanan maliyet fonksiyonunun en aza indirildiği, bir hedefin iyileştirildiğinde bir diğer hedefin kötüleştiği, noktalara indirgenmesi gereklidir.

Bunun için Şekil 7.14’de yer alan her bir grafik içinde dirsek(knee) şekli alan noktaların seçilip grafikleri yapıldığında bize pareto optimum sonucu gösterecektir.



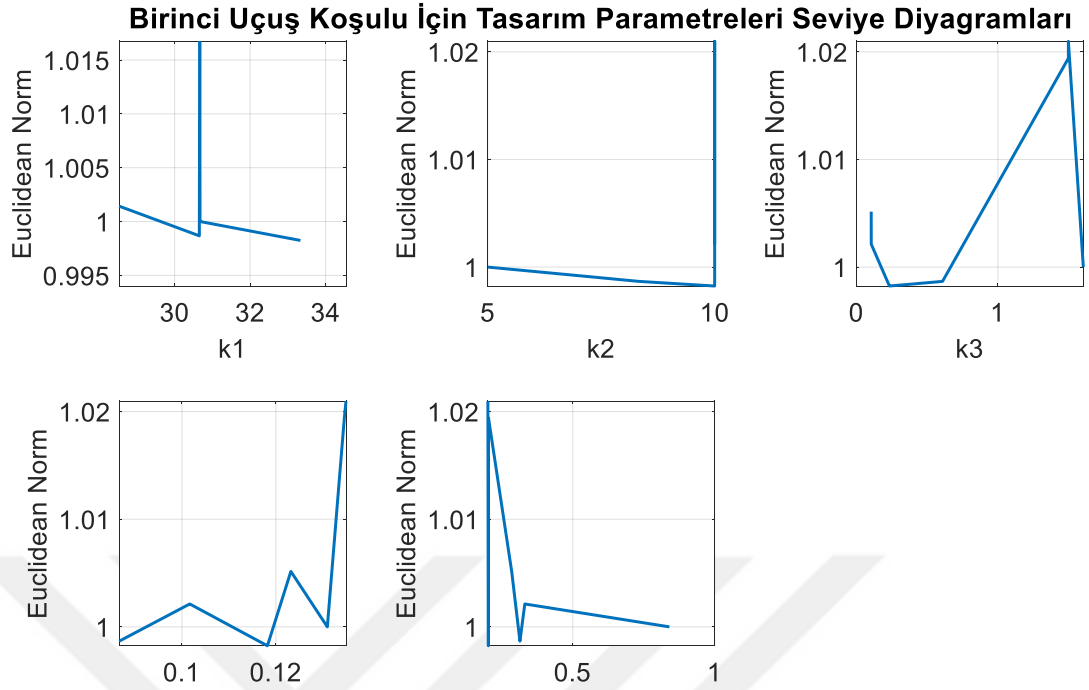
Şekil 7.14 Noktasal analiz sonucu elde edilen grafik

### 7.3.1 Birinci uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.15’e bakıldığı zaman;

- K1 kazancı için [32 34] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı 10’a eşit olduğunda öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [0 0,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0,1 0,12] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0 0,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16’da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.



Şekil 7.15 Birinci uçuş koşulu için pareto optimum

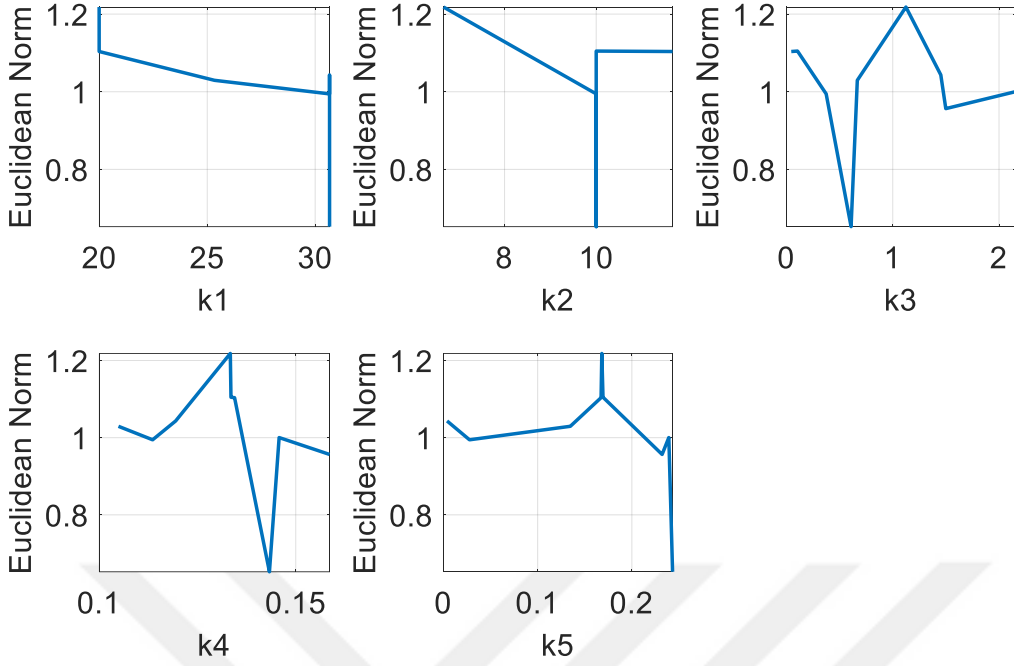
### 7.3.2 İkinci uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.16'ya bakıldığında zaman;

- K1 kazancı için [30 35] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı 10'a eşit olduğunda öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [0 1] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0,1 0,15] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0,2 0,3] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.

## İkinci Uçuş Koşulu İçin Tasarım Parametreleri Seviye Diyagramları



Şekil 7.16 İkinci uçuş koşulu için pareto optimum

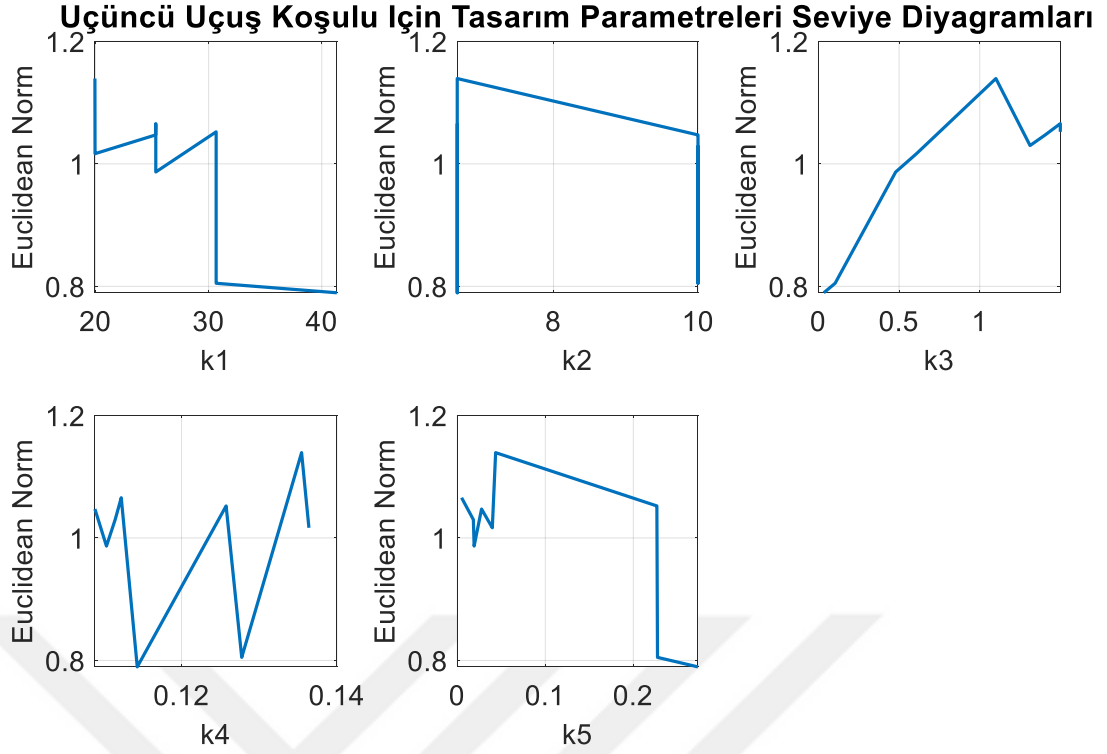
### 7.3.3 Üçüncü uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.17'ye bakıldığı zaman;

- K1 kazancı için [35 45] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı 10'a eşit olduğunda öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [0 0,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0 0,12] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0,2 0,3] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.





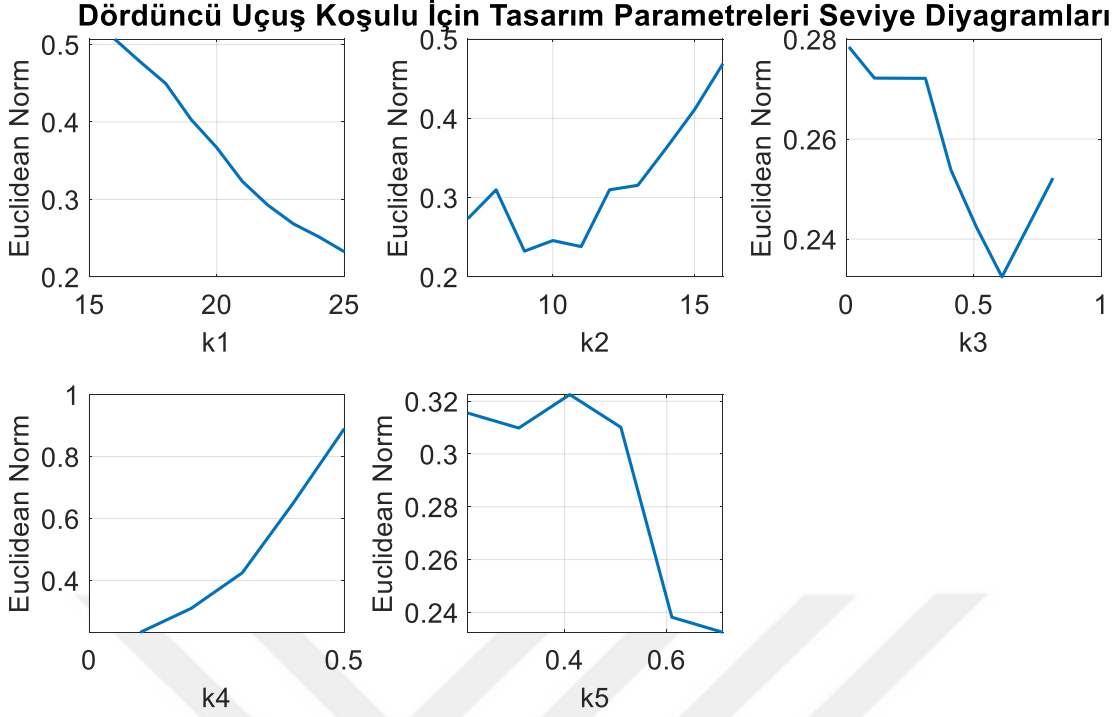
Şekil 7.17 Üçüncü uçuş koşulu için pareto optimum

### 7.3.4 Dördüncü uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.18'e bakıldığında zaman;

- K1 kazancı için [22 30] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı [0 10] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [0,5 1] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0 0,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0,6 0,8] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.



Şekil 7.18 Dördüncü uçuş koşulu için pareto optimum

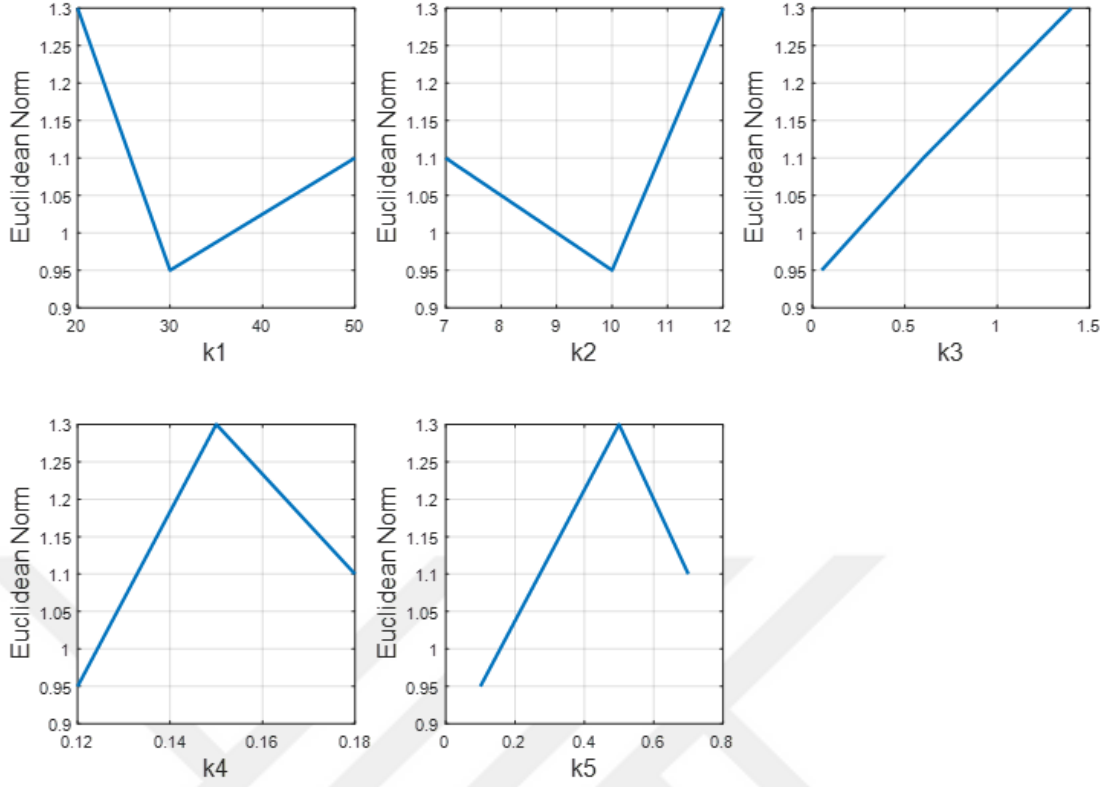
### 7.3.5 Beşinci uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.19'a bakıldığı zaman;

- K1 kazancı için [20 40] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı 10'a eşit olduğunda öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [0 0,1] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0 0,15] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0 0,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.

### Beşinci Uçuş Koşulu İçin Tasarım Parametreleri Seviye Diyagramları



Şekil 7.19 Beşinci uçuş koşulu için pareto optimum

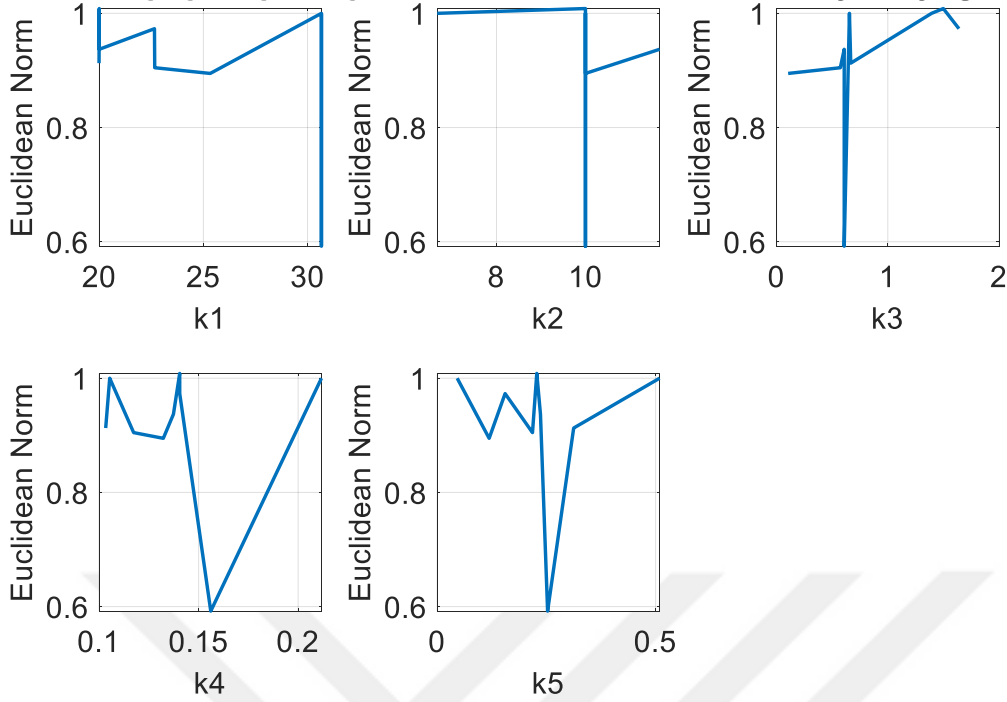
### 7.3.6 Altıncı uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.20'ye bakıldığı zaman;

- K1 kazancı için [30 35] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı 10'a eşit olduğunda öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [0 1] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0,15 0,2] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0 0,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.

### Altıncı Uçuş Koşulu İçin Tasarım Parametreleri Seviye Diyagramları



Şekil 7.20 Altıncı uçuş koşulu için pareto optimum

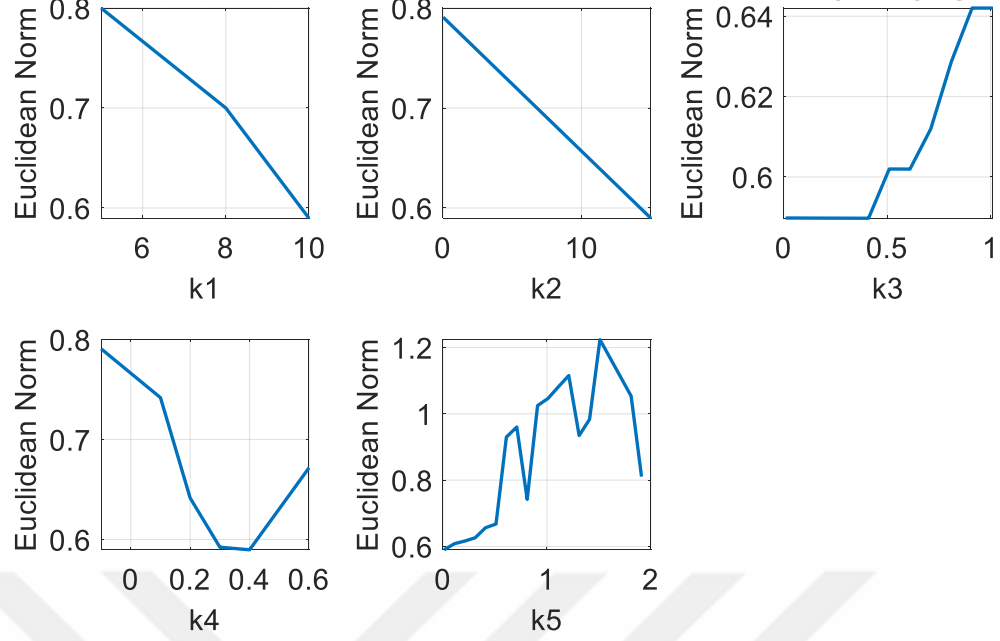
### 7.3.7 Yedinci uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.21'e bakıldığı zaman;

- K1 kazancı için [8 12] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı [10 15] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [0 0,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0,2 0,4] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0 1] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.

### Yedinci Uçuş Koşulu İçin Tasarım Parametreleri Seviye Diyagramları



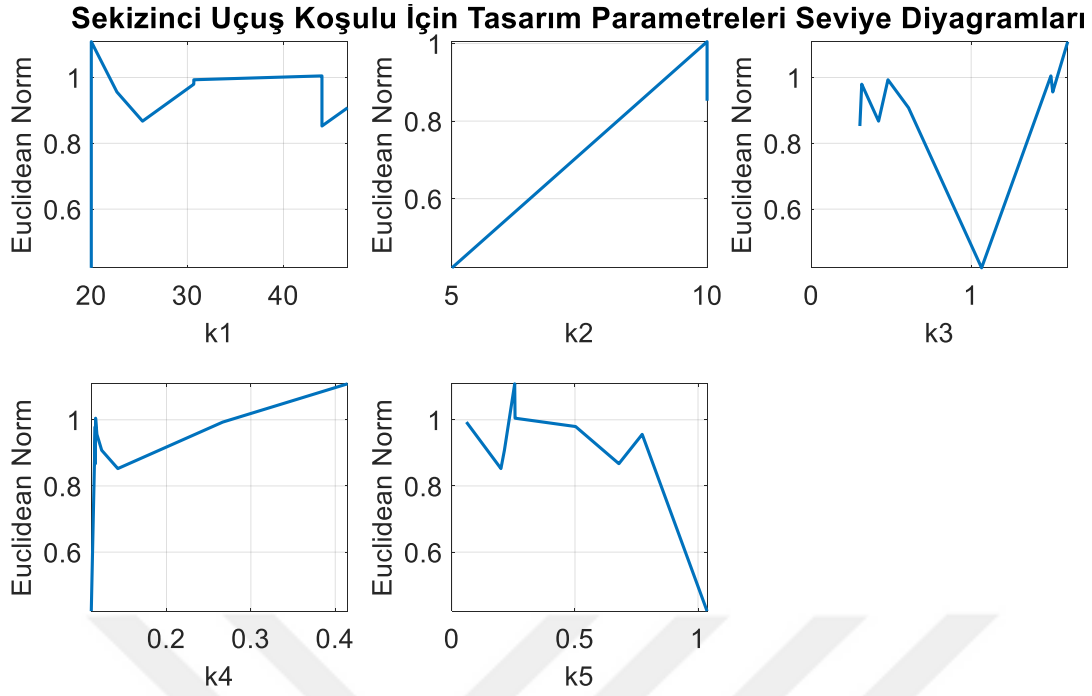
Şekil 7.21 Yedinci uçuş koşulu için pareto optimum

### 7.3.8 Sekizinci uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.22'ye bakıldığı zaman;

- K1 kazancı için [15 22] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı [3 10] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [1 2] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0 0,2] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0,5 1,5] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.



Şekil 7.22 Sekizinci uçuş koşulu için pareto optimum

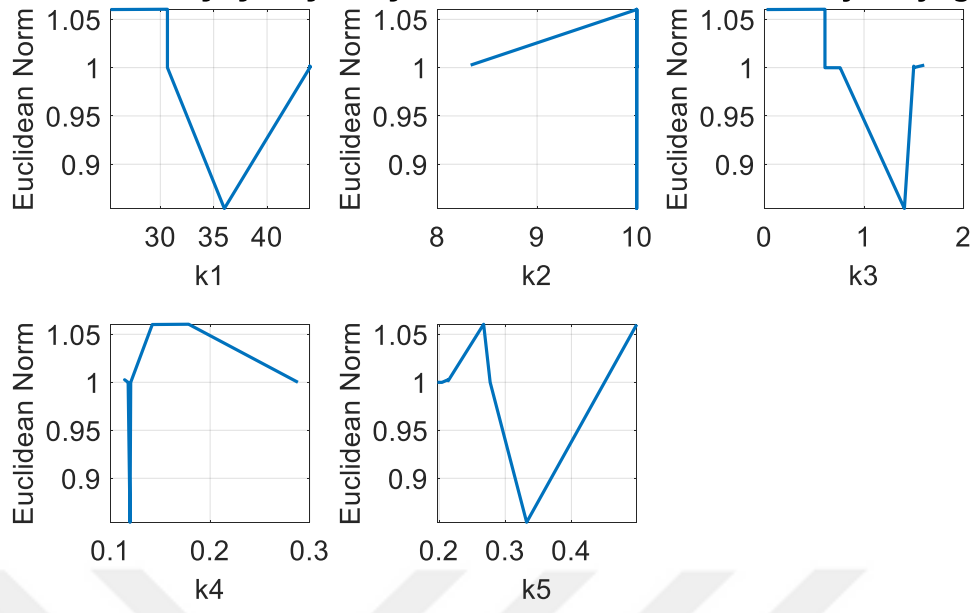
### 7.3.9 Dokuzuncu uçuş koşulu için seviye diyagramları

Şekil 7.23'e bakıldığı zaman;

- K1 kazancı için [35 40] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K2 kazancı [9 11] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K3 kazancı [1 2] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K4 kazancı [0,1 0,2] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.
- K5 kazancı [0,3 0,4] arasında öklid normunun minimum olduğu görülmektedir.

Yukarıda yer alan değerler ele alındığında çok hedefli optimizasyon sonuçlarının gösterildiği Çizelge 7.16'da verilen kontrolcü kazançlarının pareto-optimum kümesinde olduğu görülmektedir.

### Dokuzuncu Uçuş Koşulu İçin Tasarım Parametreleri Seviye Diyagramları



Şekil 7.23 Dokuzuncu uçuş koşulu için pareto optimum





## 8. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada uçuş kontrol problemi çok hedefli bir optimizasyon problemine çevrilerek çözülmüştür. Kontrol algoritması tasarımında hesaba katılması gereken konular uygulama alanlarına göre farklılıklar göstermektedir. Uçuş kontrol algoritması tasarımında ise farklı kriterler alınarak tasarım yapılmaktadır. Uçuş kontrol algoritma tasarımında alınması gereken kriterler; kararlılık, zaman alanındaki performans, frekans alanında isterler olabilmektedir. Çalışma kapsamında bir savaş uçağı ele alındığı için; kararlılık, kumanda kalitesi ve pilot hissiyatı ve çeviklik kriterleri ele alınmıştır.

Çalışma kapsamında öncelikle tek hedefli optimizasyon çalışmaları yapılmıştır. Tek hedefli optimizasyon sonuçlarına bakıldığında aslında bir hedefin iyileştirilmesi diğer hedefleri kötüleştirmektedir. Örneğin çeviklik manevrasının tek hedefli optimizasyon sonucu olan Şekil 7.8'e bakıldığında Neal-Smith kriterinde pilot telafisinin çok fazla sola gittiği görülmektedir. Bu da, Neal-Smith yorumlarına bakıldığında, pilotun yapacağı manevranın çok öncesinden giriş vermesi gerektiğini söylemektedir [22]. Dolayısı ile çeviklik manevrasındaki iyileştirme pilotun hissiyatını kötüleştirmektedir. Diğer kriter optimizasyonlarına da bakıldığında benzer sonuçlar görülmektedir. Dolayısı ile problem içerisinde aslında birbirleri ile çelişen kriterlerin kullanıldığı gösterilmiştir.

Birbirleri ile çelişen hedeflerin olduğu bir optimizasyon problemini her bir kriteri ayrı ayrı optimize ederek çözüm bulunamaz. Dolayısı ile her bir kriteri aynı anda optimize etmek gereklidir. Çok hedefli optimizasyon problemlerinin tanımlanması için çeşitli yöntemler yer almaktadır. Bu yöntemlerden cDSP yöntemi; bir kriterin matematiksel olarak ifade edilme etkinliğinden dolayı seçilmiştir. cDSP yöntemi ile her bir kriterin hedef değerleri tanımlanmış ve genetik algoritma ile sqp algoritması kullanılarak optimizasyonu tamamlanmıştır. cDSP yöntemi, pareto çözüm kümesinden bir sonucu garanti etmemektedir. Ancak genetik algoritma kullanılarak bulunan çözümler, seviye diyagramları ile karşılaştırıldığında pareto çözüm kümesinden sonuç verdiği gözükmektedir. Ayrıca geleneksel programlama ile de tek bir uçuş noktasında

optimizasyon çalışması yapılmıştır. Aynı optimizasyon rutinlerinin kullanılmasına rağmen geleneksel programlama kullanılarak optimize edilen kontrolcü değerlerinin kararlılık kriterini sağlayamadığı görülmektedir. Dolayısı ile cDSP yönteminin, kontrolcü tasarımında geleneksel programlamaya göre bir avantaj sağladığı görülmektedir.

Literatürde, optimizasyon yöntemleri ile tasarlanmış kontrolcü sistemleri yer almaktadır. Ancak cDSP yöntemi ile tasarlanan bir kontrol algoritması yer almamaktadır. Aynı zamanda literatürde doğrusal olmayan model kullanılarak elde edilen bir çeviklik kriterinin de olduğu optimizasyon çalışması bulunmamaktadır. Dolayısı ile çalışma kapsamında literatürde kullanılmamış yeni kriter ve yeni bir optimizasyon yöntemi kullanılmıştır. Yenilikler ile birlikte Neal-Smith, Gibson Ortalama Faz Oranı, Çeviklik ve Kararlılık kriterleri mevcut sisteminden daha optimum hale getirilmiştir. Optimizasyon öncesinde yapılan Neal – Smith kriter değerlendirmelerinde (Şekil 7.2) seviye 2 uçuş koşulları yer alırken tüm uçuş koşulları seviye 1 değerlendirmesine getirildi. Optimizasyon öncesindeki yapılan Gibson Ortalama Faz Oranı kriter değerlendirmelerinde (Şekil 7.5) seviye 2 hatta seviye 3 uçuş koşulları yer alırken, optimizasyon sonrasında tüm uçuş koşulları seviye 1 sınırları içerisinde kalmıştır. Çeviklik kriteri değerlendirildiğin en az iyileşen uçuş koşulu (7. uçuş koşulu) için bile %1'lik iyileşme olduğu görülmektedir. O uçuş koşulu da düşük irtifa düşük hız olduğu için doğrusal olmayan etkilerin çok olduğu, limitleyicilerin aktif olduğu bir uçuş koşuludur. Kararlılık kriteri değerlendirildiğinde tüm uçuş koşulları için istenen en düşük marj olan 1 sağlanmıştır. Kararlılıktan edilen feragat çeviklik kriterinde manevra sürelerindeki iyileşme olarak geri dönmüştür.

Gelecek zamandaki işler olarak, kriterlerin çeşitlendirilmesi yapılacaktır. Optimizasyon çalışmalarında değnildiği gibi pilot kumanda kabiliyeti kriterleri için tek bir kriterin sağlanması pilotun iyi değerlendireceği anlamına gelmemektedir. Aynı şekilde farklı çeviklik ve kararlılık kriterlerinin olması da kontrol sistemi tasarımında farklı dinamiklerin hesaba katılmasını sağlayacaktır. Eklenebilecek kriterlerden bazıları, gürbüz kontrol sistemi tasarımında kullanılan çevrim şekillendirme(loop-shaping) kriterlerinden seçilebilecektir. Kriter sayısı artırılarak sistemin istenen koşulları sağlaması gerçekleştirilecektir. Çalışma kapsamında sadece boylamsal eksen üzerinde bir kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Dolayısı ile eksenler arasındaki etkileşimler yok sayılmıştır. Gelecek zamanda yatay kontrolcü sistemleri de sisteme

dahil edilerek eş zamanlı optimizasyonları yapılacaktır. Tasarımda kullanılan genetik algoritma, yapısı gereği uzun süreli çalışmaktadır. Genetik algoritma sonucunda elde edilen kazançlar eğime dayanan optimizasyon yöntemine devredilmektedir. Ancak genetic algoritmanın uzun süreli çalışması hesaplama zamanlarında artışa sebep olmakta ve ticari olarak üstünlüğünü azaltmaktadır. Bu kapsamda genetik algoritma ile eğime dayanan optimizasyon yöntemleri iç içe geçirilerek daha kısa zamanda daha verimli sonuçlar alınması planlanmaktadır. Böylelikle genetic algoritma sonucunda farkedilir bir iyileşme olduğunda eğime dayanan optimizasyon yöntemine devredilerek hesaplama zamanlarının kısaltılması sağlanacaktır.





## KAYNAKLAR

- 1 **Moritz, N., Osterhuber, R.,** (2006), Three-Stage Gradient-Based Optimization Scheme in Design of Feedback Gains within Eurofighter Primary Control Laws, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Colorado, 21-24 Ağustos 2006.
- 2 **Magni, J.-F., Bennani, S., Terlow, J.,** Robust Flight Control : A Design Challenge, Toulouse, France, (1997).
- 3 **Shen, C., Dimirovski, G. M.,** (2008), CONDUIT- Control Designer's Unified Interface, IEEE Conference on Decision and Control, Cancun, Mexico, 9-11 Aralık 2008.
- 4 **Levine, W. S., Tischler, M. B.,** (1999), Multiobjective Flight Controller Design For an Airplane with Multiple Operating Points, IEEE International Symposium on Computer Aided Control System Design, Kohala Coast, HI, USA, 27 Ağustos 1999.
- 5 **Berger, T., Tischler, M. B.,** (2012), Longitudinal Control Law Design and Handling Qualities Optimization for a Business Jet Flight Control System, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Minneapolis, Minnesota, USA, 13-16 Ağustos 2012.
- 6 **Mistree, F., Hughes, O. F, Bras, B.,** The Compromise Decision Support Problem and the Adaptive Linear Programming Algorithm, (Sf. 247-286), Washington, D.C, USA, (1993)
- 7 **Raol, J.R., Singh, J.,** Flight Mechanics Modeling and Analysis, USA, (2009)
- 8 **Nguyen, L.T., Ogburn, M.E., Gilbert, W.P., Kibler, K.S. , Brown, P.W., Deal, P.I,** Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane with Relaxed Longitudinal Static Stability, NASA Technical Paper 1538, USA, (1979).
- 9 **U.S. Standart Atmosphere,** (1976), U.S. Government Printing Office, Washington, D.C.
- 10 **Roskam, J.,** Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part 1, The University of Kansas, Lawrence, (1979).
- 11 **Stevens, B., Lewis, F., Johnson, E.,** Aircraft Control and Simulation Dynamics, Controls Design and Autonomous Systems, 3<sup>rd</sup> Edition, (2016).

- 12 **Nocedal J., Wright S. J.**, Numerical Optimization., 2<sup>nd</sup> Edition, USA, (2006).
- 13 **Marco A. D., Duke E. L., Bendt J. S.**, (2007), A General Solution to the Aircraft Trim, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, USA, 20-23 Augustos 2007.
- 14 **Buzantowicz W.**, Matlab Script for 3D Visualization of Missile and Air Target, International Journal of Computer and Information Technology, Vol 5. Issue 5. (Sf. 419-422), (2016).
- 15 **Etkin B., Reid L.D.**, Dynamics of Flight Stability and Control, Third Edition, (1995).
- 16 **Moorman D., Bennet D.**, TP-119-02 The HIRMplus Aircraft Model and Control Law Development, GARTEUR Action Group on Analysis Techniques and Visualization Tools for Clearance of Flight Control Laws(FM-AG-11), (1999).
- 17 **Fielding, C., Varga, A., Bennani, S., Selier, M.**, Advanced Techniques for Clearance of Flight Control Laws, Berlin, Germany, (2002).
- 18 **Magni, J.-F., Bennani, S., Terlow, J.**, Robust Flight Control : A Design Challenge, Toulouse, France, (1997).
- 19 **Astrom K. J., Murray R.M.**, Feedback Systems, Princeton University Press, USA, (2009).
- 20 **The Research and Technology Organization of NATO**, Flight Control Design - Best Practices, RTO-TR-029, (2000).
- 21 **Neal, T.P., Smith, R.E.**, An In-Flight Investigation To Develop Control System Design Criteria For Fighter Airplanes, Technical Report AFFDL-TR-70-74, Vol 1., Wright-Patterson Air Force Base, OHIO, (1970).
- 22 **Bacon, B.J., Schmidt, D.K.**, An Optimal Control Approach To Pilot/Vehicle Analysis And The Neal-Smith Criteria, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 6, No. 5, (Sf. 339-347), (1983).
- 23 **Bacon B.J., Schmidt, D.K.**, (1982),A Modern Approach To Pilot/Vehicle Analysis And The Neal-Smith Criteria, AIAA 9<sup>th</sup> Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Diego California, 9-11 Augustos 1982.
- 24 **Bailey, R.E. , Smith, R.E.**, (1981), Analaysis of Augmented Aircraft Flying Qualities Through Application of The Neal – Smith Criterion, Guidance and Control Conference, Albuquerque, New Mexico, 19-21 Augustos 1981.

- 25 **Gibson, J. C.**, (1986), A Handling Qualities for Unstable Combat Aircraft, 15<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, London, England, 7-12 Eylül 1986.
- 26 **Gibson, J. C.**, (1990), Evaluation of Alternate Handling Qualities Criteria in Highly Augmented Unstable Aircraft, AIAA 17<sup>th</sup> Atmospheric Flight Mechanics Conference, Portland, 1990.
- 27 **Gibson, J. C.**, Development of a Design Methodology for HQ Excellence in FBW Aircraft, Delft University Press, (1999).
- 28 **Wilson, D.J. , Riley, D.R , Citurs, K.D.**, (1993), Development of Flying Qualities and Agility Evaluation Maneuvers, AIAA Flight Simulation and Technologies.
- 29 **Wilson, D.J. , Riley, D.R , Citurs, K.D.**, Aircraft Maneuvers for the Evaluation of Flying Qualities and Agility Vol1:Maneuver Development Process and Initial Maneuver Set, McDonnell Douglas Aerospace, WL-TR-93.-3081, (1993).
- 30 **Puyou, G., Ferreres, G., Chiappa, C., Menard, P.**, (2004), A Multiobjective Method for Flight Control Law Design, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Rhode Island, 16 – 19 Ağustos.
- 31 **Chiu W.Y.**, Multiobjective Controller Design by Solving a Multiobjective Matrix Inequality Problem, IET Control Theory & Applications, Vol. 8, (Sf. 1656-1665), (2014).
- 32 **Montano, A.A. , Carlos, A. Coello, C., Montes, E.M.**, (2012), Multi-Objective Evolutionary Algorithms in Aeronautical and Aerospace Engineering, IEEE Transactions on Evolutionary Computation.
- 33 **Liu, G.P., Yang, J.B., Whidborne, J.F.**, Multiobjective Optimisation and Control, 1<sup>st</sup> Edition, England, (2008).
- 34 **Mistree, F., Hughes, O. F, Bras, B.**, The Compromise Decision Support Problem and the Adaptive Linear Programming Algorithm, (Sf. 247-286), Washington, D.C, USA, (1993).
- 35 **Mistree, F., Patel, B., Vadde, S.**, On Modeling Multiple Objective and Multi-Level Decisions in Concurrent Design, ASME Advances in Design Automation, Vol.2 (Sf. 151-161), (1994).
- 36 **Tang, Y., Zhao, Y.F.**, (2018), Multifunctional design of Heterogeneous Cellular Structures, Structural and Multidisciplinary Optimization.
- 37 **Anderson, J.**, (2003), Applications of a Multi-Objective Genetic Algorithm to Engineering Design Problems, Evolutionary Multi-Criterion Optimization: Second International Conference, EMO 2003, Faro, Portugal.

- 38 **Fleming, P.J., Purshouse, R.C.**, (2002), Evolutionary Algorithms in Control Systems Engineering: A Survey, Control Engineering Practice.
- 39 **Fonseca, C.M., Fleming, P.J.**, (1993), Genetic Algorithms for Multiobjective Optimization: Formulation, Discussion and Generalization, 5<sup>th</sup> International Conference on Genetic Algorithms.
- 40 **Fonseca, C.M.M.**, (1995), Multiobjective Genetic Algorithms with Application to Control Engineering Problems, PhD, The University of Sheffield, Adres : <https://eden.dei.uc.pt/~cmfonsec/fonseca-phd.pdf> Tarih : 10.04.2020.
- 41 **Chipperfield, A.**, Genetic Algorithm Toolbox For Use with MATLAB, User's Guide, University of Sheffield, Department of Automatic Control and Systems Engineering, (1994).
- 42 **Fleming, P.J., Purshouse, R.C.**, Genetic Algorithms in Control Systems Engineering, Control Systems, Robotics and Automation Vol. 17. (2002).
- 43 **Nocedal, J., Wright, S. J.**, Numerical Optimization., 2<sup>nd</sup> Edition, USA, (2006).
- 44 **Tusar, T., Filipic, B.**, (2011), Visualizing 4D Approximation Sets of Multiobjective optimizers with Prosections, 13<sup>th</sup> Annual Genetic and Evolutionary Computation Conference, Dublin, Ireland, 12-16 Temmuz.
- 45 **URL** -1 <http://synergy-twinning.eu/files/is2016-tusar-161209-1402.pdf> Alındığı Tarih : 10.04.2020
- 46 **Blasco, X., Herrero, J.M., Sanchis, J., Martines, M.**, (2008), A New Graphical Visualisation of n-Dimensional Pareto Front for Decision-Making in Multi-Objective Optimisation, Information Sciences, 178(20):3908-3924.



## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Samet USLU  
**Uyruğu** : Türkiye Cumhuriyeti  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 29 Eylül 1992- ANKARA  
**E-posta** : s.uslu@etu.edu.tr

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2015, Gazi Üniversitesi , Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2020, TOBB ETÜ, Mühendislik Fakültesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

| Yıl        | Yer   | Görev             |
|------------|-------|-------------------|
| 2016-Halen | TUSAŞ | Tasarım Mühendisi |

**YABANCI DİL:** İngilizce

### TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

**USLU, S., MİLLİDERE, M., KARAMAN, U., KASNAKOĞLU, C.,** (2020).  
Newton Raphson, Line Search Newton and Trust Region Methods in  
Aircraft Trim: A Comparative Study, AIAA Exhibition 2020

### DiĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER: