

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**F16 UÇAĞININ BOYLAMSAL HAREKETİNİN
DAYANIKLI KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Ahmet DOĞANCI**

Anabilim Dalı : Elektrik Mühendisliği

Programı : Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği

OCAK 2004

**F16 UÇAĞININ BOYLAMSAL HAREKETİNİN
DAYANIKLI KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Ahmet DOĞANCI
(504011120)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 19 Aralık 2003
Tezin Savunulduğu Tarih : 13 Ocak 2004**

**Tez Danışmanı : Yrd.Doç.Dr. M.Turan SÖYLEMEZ
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Leyla GÖREN
Doç.Dr. Külmez ÇEVİK
Araş.Gör. Zeki AKÇALI**

OCAK 2004

ÖNSÖZ

Teknolojinin ilerleme ivmesi günümüzde inanılmaz boyutlara ulaşmıştır. Bu teknolojinin yardımı ile tasarlanan uçaklar daha hızlı uçuş kabiliyetine, havada daha fazla fonksiyonel özelliklere ve yüksek performansa sahip hale gelmişlerdir. Uçakların sahip oldukları bu özellikler onların dinamiklerini daha karmaşık hale getirmiş, denklemlerindeki belirsizliklerin artmasını sağlamış ve bozuculara karşı onları daha hassas kılmıştır. Parametrik uzay yaklaşımı, yüksek performansa sahip uçakların dayanıklı kontrolü için kullanılacak yeni uçuş kontrol yöntemlerinden bir tanesidir. Özellikle son yıllarda parametrik uzay yaklaşımının dayanıklı kontrol tasarımlarında kullanılmasını kolaylaştıracak PARADISE gibi programların geliştirilmesi ve uçuş denklemlerinin belirsiz sistem parametreleri cinsinden elde edilmesi ile bu yöntemin kullanımının giderek artacağı düşüncesindeyim.

Bu tez çalışması sürecinde her türlü yardımı esirgemeyen danışman öğretim üyem Sayın Yrd.Doç.Dr. M. Turan SÖYLEMEZ'e teşekkür ederim. Ayrıca yüksek lisans eğitimine başladığım ilk zamanda bana akademik çalışmayı sevdiren Prof.Dr. İbrahim EKSİN'e ve çalışma sırasında yönlendirmelerinden dolayı Sayın Paul Blue ve Minnestosa Üniversitesinden Sayın Richard Russel'a teşekkür etmeyi borç bilirim.

Aralık 2003

Ahmet DOĞANCI

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
SEMBOL LİSTESİ	x
ÖZET	xii
SUMMARY	xiii
1. GİRİŞ	1
1.1. Uçuş Kontrol Kavramı	1
2. UÇUŞ DENKLEMLERİNİN ELDE EDİLMESİ	3
2.1. Uçuş Mekaniği	3
2.2. Aerodinamik Kavramlar	5
2.3. Uçak Hareket Eksenleri ve Açılar	8
2.4. Uçağa Etkiyen Kuvvet ve Momentler	11
2.5. Euler Açıları	13
2.6. Uçağın Hareket Denklemleri	13
2.7. Rüzgar Eksen Takımında Non-Linear Uçuş Denklemi	19
2.7.1. Rüzgar Eksen Takımında Kuvvet Eşitlikleri	19
2.7.2. Rüzgar Eksen Takımında Moment Eşitlikleri	20
2.8. Uçuşa Ait Non-Linear Denklem Takımının Ayırıştırılması	21
2.9. Lineer Modeller	23
2.9.1. Tekil Noktalar ve Sürekli Durum Uçuşu	23
2.9.2. Lineerleştirme	23
2.9.3. Lineerleştirilmiş Kuvvet Denklemleri	25
2.9.4. Lineerleştirilmiş Kinematik Denklemleri	26
2.9.5. Lineerleştirilmiş Moment Denklemleri	26
2.10. İlişkileri Koparılmış Lineer Durum Denklemleri	28
3. HAREKET MODLARI VE UÇUŞ KONTROL YÜZEYLERİ	30
3.1. Hareket Modları	30
3.2. Uçaklarda Bulunan Çeşitli Uçuş Kontrol Yüzeyleri	31
4. DAYANIKLI KONTROLÖR TASARIMI	34
4.1. Dayanıklı Kontrolör Kavramı	34
4.2. Belirsizliklerin Gösterimi	34
4.3. Dayanıklı Kontrol İçin Kullanılan Yöntemler	35
4.4. Parametre Uzayı Yaklaşımı	36
4.5. F16 Savaş Uçağının Boylamsal Denklemlerinin Elde Edilmesi	38

4.6. F16 Uçağının Kısa Period Modunun Dayanıklı Kontrolu	53
4.7. F16 Uçağının Fügoid Modunun Dayanıklı Kontrolu	80
5. SONUÇLAR VE TARTIŞMA	91
KAYNAKLAR	93
EKLER	96
ÖZGEÇMİŞ	117

KISALTMALAR

RRB	: Gerçek Kök Sınırı (Real Root Boundary)
CRB	: Sanal Kök Sınırı (Complex Root Boundary)
LPV	: Linear Parameter Varying
CAP	: Control Anticipation Parameter
SAS	: Stability Augmentation System
CAS	: Control Augmentation System
LTI	: Lineer Zamanla Değişmeyen (Linear Time Invariant)

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 4.1 Lineerleştirme için kullanılan uçuş şartları	39
Tablo 4.2 A matrisi katsayı değişimi	41
Tablo 4.3 Kısa periyot sönüm oranı limitleri	55
Tablo 4.4 Kısa periyot moda ait MIL-F-8785C CAP limitleri	55
Tablo 4.5 Parametre kutusu köşelerinin oluşturduğu olası durumlar	59

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 1.1	: Uçuş yükseklik- hız zarfı.....	1
Şekil 1.2	: Uçağa ait temel kontrol yüzeyleri.....	2
Şekil 2.1	: Uçağa etki eden kuvvetler.....	3
Şekil 2.2	: Kanatta kaldırma kuvveti oluşumu.....	4
Şekil 2.3	: Akışkan hız profili.....	6
Şekil 2.4	: Korda hattı	7
Şekil 2.5	: Uçağın yatış hareketi	8
Şekil 2.6	: Uçağın yunuslama hareketi	8
Şekil 2.7	: Uçağın sapma hareketi.....	9
Şekil 2.8	: Uçağın eksen takımı ve eksendeki.....	9
Şekil 3.1	: Hareket modlarının karmaşık düzlemdeki yerleri.....	31
Şekil 3.2	: Elevonlar	32
Şekil 3.3	: Yön dümeni ve yatay stabilizatör	33
Şekil 3.4	: Diğer kontrol yüzeyleri.....	33
Şekil 4.1	: Parametre kutusu	37
Şekil 4.2	: Kararlılık düzlemi.....	38
Şekil 4.3	: F16 uçağına ait boylamsal hareket öz değer dağılımı.....	42
Şekil 4.4	: Non-Lineer simülasyonda sadece irtifa komutu girişi sonucu elde edilen yunuslama açısı değeri.....	43
Şekil 4.5	: Non-Lineer simülasyonda sadece irtifa komutu girişi sonucu elde edilen uçak hızı değeri	44
Şekil 4.6	: Non- Lineer simülasyonda sadece irtifa komutu girişi sonucu elde edilen hücum açısı değeri	44
Şekil 4.7	: Non- Lineer simülasyonda sadece irtifa komutu girişi sonucu elde edilen yunuslama açısal hızı değeri	45
Şekil 4.8	: Non-Lineer simülasyonda oluşan irtifa dümeni sapması.....	45
Şekil 4.9	: Non- Lineer simülasyonda oluşan motor itki kuvveti değeri	46
Şekil 4.10	: Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen yunuslama açısı değeri.....	46
Şekil 4.11	: Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen uçak hızı değeri	47
Şekil 4.12	: Non- Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen hücum açısı değeri	47
Şekil 4.13	: Non- Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen yunuslama açısal hızı değeri	48
Şekil 4.14	: Non- Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri esnasında oluşan irtifa dümeni sapma değeri.....	48
Şekil 4.15	: Non- Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri esnasında oluşan motor itki kuvveti değeri	49
Şekil 4.16	: F16 uçağının boylamsal hareketine ait SIMULINK modeli.....	50
Şekil 4.17	: Lineer simülasyonda elde edilen yunuslama açısı değeri.....	50
Şekil 4.18	: Lineer simülasyonda elde edilen uçak hızı değeri.....	51
Şekil 4.19	: Lineer simülasyonda elde edilen hücum açısı değeri.....	51
Şekil 4.20	: Lineer simülasyonda elde edilen yunuslama açısal hızı değeri	52

Şekil 4.21	: Lineer simülasyonda oluşan irtifa dümeni sapması değeri.....	52
Şekil 4.22	: Lineer simülasyonda oluşan motor itki kuvveti değeri.....	53
Şekil 4.23	: Kısa periyot moda ait öz değer dağılımı.....	54
Şekil 4.24	: Tasarım için istenilen sönüm oranı ve doğal frekans sınırları.....	56
Şekil 4.25	: Nominal belirsizlik değerleri için kısa periyot moduna ait çıkış değerleri.....	57
Şekil 4.26	: Nominal belirsizlik değerleri için –1 derece irtifa komutu girişi ile oluşan irtifa dümeni sapma değeri.....	58
Şekil 4.27	: Tablo 4.5’in 1.- 6. satırlarındaki durumlar için hücum açısı değeri.....	60
Şekil 4.28	: Tablo 4.5’in 7.-11. satırlarındaki durumlar için hücum açısı değeri.....	60
Şekil 4.29	: Tablo 4.5’in 12.-16. satırlarındaki durumlar için hücum açısı değeri.....	61
Şekil 4.30	: Tablo 4.5’in 1.- 6. satırlarındaki durumlar için yunuslama açısıl hız değeri.....	61
Şekil 4.31	: Tablo 4.5’in 7.-11. satırlarındaki durumlar için yunuslama açısıl hız değeri.....	62
Şekil 4.32	: Tablo 4.5’in 12.-16. satırlarındaki durumlar için yunuslama açısıl hız değeri.....	62
Şekil 4.33	: PARADISE Toolbox	63
Şekil 4.34	: Kısa periyot moda ait SIMULINK modeli	64
Şekil 4.35	: PARADISE parametre giriş kutusu	64
Şekil 4.36	: PARADISE Gamma Editör kutusu	65
Şekil 4.37	: Sistemi kararlı Γ kılan (k_1, k_2) kararlılık düzlemi	67
Şekil 4.38	: k_1 ve k_2 parametreleri sınırlandırılmış (k_1, k_2) kararlılık düzlemi.....	67
Şekil 4.39	: (q_5, q_6) düzlemleri için kararlılık analizi	68
Şekil 4.40	: (q_5, q_6) kararlılık düzlemi sınır değerleri	68
Şekil 4.41	: (q_5, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi	69
Şekil 4.42	: (q_5, q_8) kararlılık düzlemi sınır değerleri	70
Şekil 4.43	: (q_5, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi.....	70
Şekil 4.44	: (q_5, q_9) kararlılık düzlemi sınır değerleri	71
Şekil 4.45	: (q_6, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi.....	72
Şekil 4.46	: (q_6, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi.....	72
Şekil 4.47	: (q_6, q_9) kararlılık düzlemi sınır değerleri.....	73
Şekil 4.48	: (q_8, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi	74
Şekil 4.49	: (q_8, q_9) kararlılık düzlemi sınır değerleri	74
Şekil 4.50	: Kapalı çevrim sistem öz değer dağılımı	75
Şekil 4.51	: Nominal sistem kapalı çevrimin sistem çıkışı.....	75
Şekil 4.52	: Nominal sistem kapalı çevriminde sisteme –1 derece irtifa komutu girişi ile oluşan irtifa dümeni sapması	76
Şekil 4.53	: Tablo 4.5’in 1.-6. satırları için kapalı çevrim hücum açısı değeri	77
Şekil 4.54	: Tablo 4.5’in 7.-11. satırları için kapalı çevrim hücum açısı değeri	77
Şekil 4.55	: Tablo 4.5’in 12.-16. satırları için kapalı çevrim hücum açısı değeri	78
Şekil 4.56	: Tablo 4.5’in 1.-6. satırları için kapalı çevrim yunuslama açısıl hız değeri	78
Şekil 4.57	: Tablo 4.5’in 7.-11. satırları için kapalı çevrim yunuslama açısıl hız değeri.....	79
Şekil 4.58	: Tablo 4.5’in 12.-16. satırları için kapalı çevrim yunuslama açısıl hız değeri.....	79
Şekil 4.59	: Fügoid mod özdeğer dağılımı	80
Şekil 4.60	: Sistem SIMULINK modeli.....	81
Şekil 4.61	: Fügoid moda ait belirsizlik parametreleri ve sınır değerleri.....	82

Şekil 4.62	: Fügoid mod için seçilen Γ kararlılık sınırları.....	83
Şekil 4.63	: (k_1, k_2) kararlılık düzlemi	84
Şekil 4.64	: Kapalı çevrim sistem yunuslama açısı çıkışı.....	84
Şekil 4.65	: Kapalı çevrim sistem uçak hızı çıkışı.....	85
Şekil 4.66	: Kapalı çevrim sisteme ait fügoid mod öz değer dağılımı	85
Şekil 4.67	: F16 uçağının yunuslama açısının kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı	86
Şekil 4.68	: F16 uçağının hız değerinin kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı..	87
Şekil 4.59	: F16 uçağının hücum açısının kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı	87
Şekil 4.70	: F16 uçağının yunuslama açısal hızının kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı	88
Şekil 4.71	: İrtifa dümeninin kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem için almış olduğu sapma değeri	88
Şekil 4.72	: Hazırlanan toolbox'ın kullanıcı arabirimi.....	89
Şekil 4.73	: Kapalı çevrim sistem çıkışlarının belirsizlik parametrelerinin ve kontrolör katsayılarının farklı değerleri için çizdirilmesi.....	90

SEMBOL LİSTESİ

A	: Alan yüzey alanı, sistem matrisi
a	: Ses hızı
B	: Giriş matrisi, Kanat açıklığı
$\bar{c}$	: Ortalama kanat veteri
C_D	: Sürtünme katsayısı
C_L	: Kaldırma katsayısı
C_Y	: Yanal kuvvet katsayısı
C_I	: Yatış moment katsayısı
C_M	: Yunuslama moment katsayısı
C_N	: Sapma moment katsayısı
D	: Sürüklenme (drag) kuvveti
F	: Kuvvet
g	: Yerçekim ivmesi
h	: Uzaklık, irtifa
H	: Açısal momemtum
L	: Kaldırma kuvveti
Y	: Yanal kuvvet
L	: Yatış momenti
M	: Yunuslama momenti
N	: Sapma momenti
P	: Basınç
p_∞	: Serbest akış yoğunluğu
R	: Gaz sabiti
S	: Kanat referans alanı
S_D	: Pervane kanatçıklarının taradığı diskin alanı
T_C	: İtke katsayısı
$\bar{q}$	: Serbest akış dinamik basıncı
T	: Sıcaklık
m	: Kütle
M	: Moment
u	: Hız
V	: Hacim
v_∞	: serbest akış hızı
τ	: Kesme gerilimi
ν	: Kinematik viskozite
μ	: Mutlak viskozite katsayısı
Re	: Reynolds sayısı
γ	: Hava öz ısı oranı
α	: Hücüm açısı (angle of attack)

β	: Yana kayma açısı (sideslip angle)
ϕ	: Yuvarlanma (bank) açısı
θ	: Yunuslama açısı
T	: Motor itki kuvveti
p, P	: Yalpa açısal hızı
q, Q	: Yunuslama açısal hızı
r, R	: Sapma açısal hızı
u	: Doğrusal hız x eksen bileşeni
v	: Doğrusal hız y eksen bileşeni
w	: Doğrusal hız z eksen bileşeni
I	: Atalet momenti matrisi
I_x	: X_B eksenine atalet momenti
I_y	: Y_B eksenine atalet momenti
I_e	: ZB eksenine atalet momenti
P_N	: Yer eksek takımı kuzey bileşeni
P_E	: Yer eksek takımı doğu bileşeni
δ_e	: İrtifa dümeni yüzey sapması
δ_a	: Aileron yüzey sapması
δ_r	: Dümen yüzey sapması
δ_t	: İtke kuvveti komutu
γ	: Uçuş yolu açısı
X_e	: Denge durumu ssstem durumları
U_e	: Denge durumu sistem girişleri
∇	: Birinci derece kısmi türev
$G_0(s)$	: Nominal sistem
$G(s)$	: Gerçek sistem
∇_a	: Toplam olarak modellenen belirsizlik
∇_m	: Çarpım olarak modellenen belirsizlik
Q	: Belirsizlik vektörü
ζ	: Sönüm oranı
w	: Frekans
ρ	: Yoğunluk
ρ_0	: Deniz seviyesindeki ortalama yoğunluk

F16 UÇAĞININ BOYLAMSAL HAREKETİNİN DAYANIKLI KONTROLÜ

ÖZET

F16 savaş uçağının uçuş denklemi, boylamsal hareket ve yanal-doğrusal hareket olmak üzere temel 2 hareketin bileşiminden oluşur. Bu temel hareketlerin birbirleri ile olan ilişkisi koparılarak boylamsal hareket ve yanal-doğrusal hareket ayrı ayrı incelenmektedir. F16 savaş uçağına ait uçuş denklemi non-lineerdir. Kontrolör tasarımı için bu denklemin lineer hale getirilmesine ve sistemin lineer zamanla değişmeyen modelinin çıkarılmasına ihtiyaç duyulur.

Bu çalışmada, parametre uzay yaklaşımı kullanılarak F16 savaş uçağının boylamsal hareketini oluşturan kısa periyot modunu ve füğoid modunu dayanıklı Γ kararlı kılacak geri besleme kazanç katsayıları hesaplanmıştır. F16 uçağının [5000, 20000] feet yükseklik değeri, [400, 800] feet/saniye hız değeri ve [1, 5] derece/saniye dönüş hızı değeri sınırları ile belirlenen uçuş zarfında lineer olmayan uçuş denklemleri sürekli dönüş hareketi için 135 ayrı uçuş koşulunda lineer hale getirilmiştir. Böylece F16 uçağının uçuş zarfındaki değişik noktaları için doğrusal harekete ait lineer zamanla değişmeyen modelleri elde edilmiştir. 12000 feet yükseklik, 600 feet/saniye uçak hızı ve 1 derece/saniye dönüş hızı değerleri için elde edilen lineer denklem nominal denklem kabul edilmiştir. Diğer durumların nominal değerden sapmaları nominal sistem matrisine giren yapısal belirsizlikler olarak kabul edilerek, A sistem matrisine ait belirsizlik kutuları hesaplanmıştır. A matrisine ait 9 adet belirsizlik parametresi bulunmuştur. B giriş matrisi nominal değeri ile hesaplamalara alınmıştır. Dayanıklı kontrolör tasarımı için PARADISE toolbox'ı kullanılmıştır. Öncelikle belirsizlik parametrelerinin minimum ve maksimum değerleri arasındaki değişime rağmen, uçağın boylamsal hareketini dayanıklı kararlı kılan kazanç katsayıları bulunmuş, daha sonra kararlılık analizi ile bulunan bu kazanç katsayılarının sistemi çalışma bölgesinde dayanıklı kararlı yapıp yapmadıkları kontrol edilmiştir. Tasarım sonunda açık çevrim sistem çıkışları ile kapalı çevrim sistem çıkışları karşılaştırılmış ve bulunan kazanç katsayılarının sistem cevabını istenilen şekilde düzelttiği görülmüştür. Sistem cevabındaki bu iyileşme belirsizlik parametrelerinin değişimine rağmen korunmuştur.

Belirsizlik parametrelerinin değişiminin ve kazanç katsayılarının sistem çıkışlarına etkisini gösterebilmek amacı ile basit bir toolbox programı hazırlanmıştır. Bu programda ayarlanabilir silindirler yardımı ile belirsizlik parametreleri minimum ve maksimum noktaları arasındaki değerlerde hareket ettirilerek uçağın uçuş zarfındaki herhangi bir noktadaki durumu simule edilir. Değişik kazanç katsayıları kendilerine ayrılan kutulara yazılarak bu katsayıların kapalı çevrim sistem çıkışlarına yaptığı etki takip edilebilir. Böylece hem belirsizlik parametrelerinin hem de kazanç katsayılarının kapalı çevrim sistem çıkışına etkisi kolayca görülür.

ROBUST CONTROL OF LONGITUDINAL MOTION OF F16 AIRCRAFT

SUMMARY

The flight equation of F16 aircraft consists of 2 basic motion which are called as longitudinal motion and lateral-directional motion. The coupling between these 2 motion breaks off and each motion examine seperately. The flight equation belongs to F16 aircraft is non-linear. It is needed to linearize this non-linear flight equation and obtain Linear Invariant Model of flight for controller design.

In this study the feedback gain matrix that provide robust Γ stability of short period mode and phugoid mode of F16 airplane longitudinal motion is obtained by using parameter space approach. The flight envolpe used for design in this study limited by the boundaries of (5000, 20000) feet altitude value , (400, 800) feet/second speed value and (1, 5) degree/second turning rate. The non-linear flight equation of F16 airplane is linearized at 135 different flight conditions at the steady state turning motion in the speed-altitude fligth envolpe. The lineer equation of 12000 feet, 600 feet/second and 1 degree turning rate is taken as the nominal flight condition. The other flight conditions are represented by uncertainties on the nominal flight equation. The uncertainty boxes are obtained by analysing the variations of the coefficients of A system matrix of logitudinal motion in different 135 flight conditions in the base of nominal flight equation. There are 9 uncertainty boxes belong to A system matrix. B input matrix is taken as the nominal value in the design. PARADISE toolbox is used to obtain feedback gain coefficents and the calculated coefficents are checked for all uncertainty parameter stability planes which is called stability analysis. The responses of the open-loop system and the closed-loop system are compared and it is seen that the feedback gain matrix suggested improve the robustness of the system with respect to uncertain parameter variations.

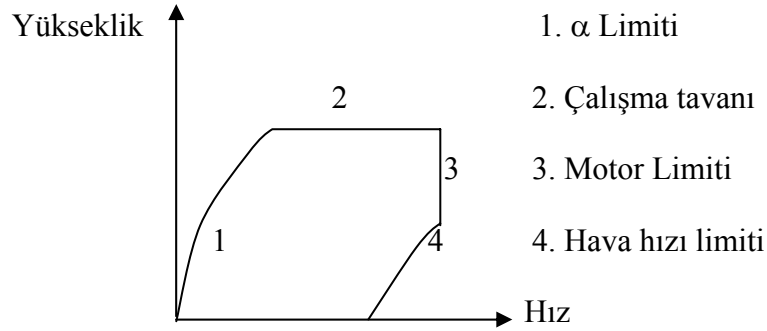
A simple toolbox program is written to point how the variation of uncertainty parameters and control gain coefficients affect the closed loop system outputs. Any flight condition in the design fligh envolpe is simulated by adjusting the sliders between its maximum and minimum values. The control gain coefficients is written on the boxes in frame and the program run. The outputs of closed loop system are displayed on the program so the effect of the variation of unceratinty parameters and control coefficents on the system outputs can be seen easily.

1. GİRİŞ

1.1 Uçuş Kontrol Kavramı

Günümüzde yaygın olarak kullanılan yüksek performansa sahip uçaklarda, uçuş esnasında dinamik basınçta, mach sayısında ve aerodinamik açılarda meydana gelen değişimler, uçağa ait dinamik denklem katsayılarında değişimlere neden olur. Uçuş dinamiğinde meydana gelen bu değişimler nedeni ile bir uçuş koşulu için kararlı olan bir uçuş modu, başka bir uçuş koşulu için kararsız hale gelebilir. Kararlılığın sağlanması, pilot tarafından verilen komutların hassas olarak izlenmesi ve cevap hızının artırılması gibi uçuş için hayati önem taşıyan işlemler otomatik uçuş kontrol sistemleri aracılığı ile uçağın dinamik davranışının istenilen şekilde değiştirilmesiyle sağlanır.

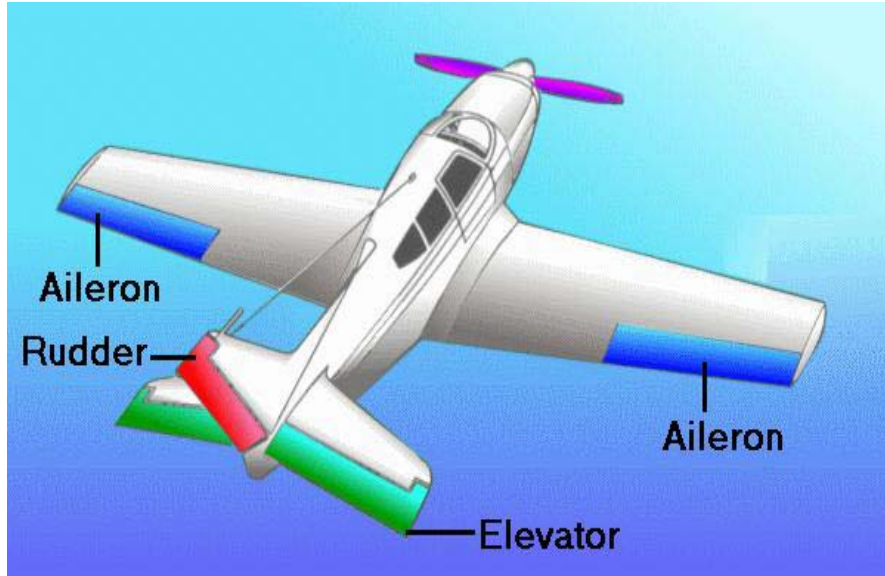
Uçak dinamiği doğrusal olmayan ve zamanla değişen bir yapıdadır. Uçuş kontrolünde geleneksel yaklaşım, belli uçuş koşullarında uçak dinamiğinin doğrusallaştırılması esasını temel alır. Bu yöntem ile uçuş zarfında değişik koşullara ait çok sayıda doğrusal, zamanla değişmeyen model elde edilir (Şekil 1.1). Uçuş kontrol sistemleri çeşitli zaman ve frekans tanım bölgesi tasarım yöntemlerinin, elde edilen bu doğrusal, zamanla değişmeyen uçuş modellerine uygulanması ile elde edilir.



Şekil 1.1 Uçuş yükseklik-hız zarfı

Uçuş denklemi, 3 tanesi uçağın ağırlık merkezinin yer değiştirmesinden kaynaklanan, 3 tanesi de ağırlık merkezinin açısal hareketinden dolayı ortaya çıkan toplam 6 serbestlik derecesine sahiptir. Bu 6 bağımsız hareket, uçağın 3 boyutlu uçuş yörüngesi boyunca hız vektörünün uygun şekilde değiştirilmesi ile sağlanır. Bu amaçla gerekli aerodinamik kuvvet ve momentler kontrol yüzeyleri ile üretilir. Uçaklarda temel olarak bulunan kontrol yüzeyleri kanatçık (aileron), irtifa dümeni (elevator), yön dümeni (rudder) olarak adlandırılır (Şekil 2.1). Uçuş kontrol sistemlerindeki kontrolörün basit olarak görevi,

hareket değişkenlerinin istenilen değeri ile ölçülen değerlerini karşılaştırarak, uçağın istenilen şekilde hareket etmesini sağlamak amacı ile kontrol yüzeylerine ait eyleyiciler (actuator) için gerekli işaretlere üretmektir. Uçuş kontrolünde kullanılan en yaygın yöntem, geri besleme kazançlarını kullanarak elde edilen sinyallerin eyleyicilere uygulanmasıdır. Ancak bu yaklaşımda bütün uçuş zarfı için kullanılabilecek, doğrusal ve zamanla değişmeyen bir uçuş denklemi olmadığı için, kontrol kuralı hız, irtifa ve kanat yükü gibi büyüklüklerin fonksiyonu olarak kazancı belirlenen çok sayıda doğrusal kontrolörün interpolasyonu ile elde edilir. Bu yapıda kontrolör tasarımı sınırlı sayıda doğrusal, zamanla değişmeyen model kullanılarak off-line olarak yapılır. Elde edilen kazançlar uçuş bilgisayarına yüklenir. Bu kazanç bilgileri ve kazancın geçerli olduğu değişkenler tablolar halinde bilgisayarın belleğinde tutulur. Hesaplamalara temel olarak alınan şartlar dışındaki durumlara ait kazançlar interpolasyon ve ekstrapolasyon yapılarak bulunur. Bu durum çok büyük bellek ve hızlı bilgisayar ihtiyacını doğurur. Üstelik bu yöntem anlık uçuş denklemi ile temel alınan denklem arasındaki hata arttıkça doğruluk derecesini kaybeder. Çok geniş bir uçuş zarfında uçan ve manevra kabiliyeti çok yüksek modern uçakların dinamiğindeki hızlı değişimler kazanç atamayı (gain scheduling) kullanışsız kılmaktadır [13]. Bu tezin amacı, uçuş olayını ve denklemlerini incelemek ve parametre uzay yaklaşımını kullanarak F16 savaş uçağının boylamsal hareketinin yapısal belirsizliklere karşı dayanıklı kılacak bir kontrolör tasarlamaktır.



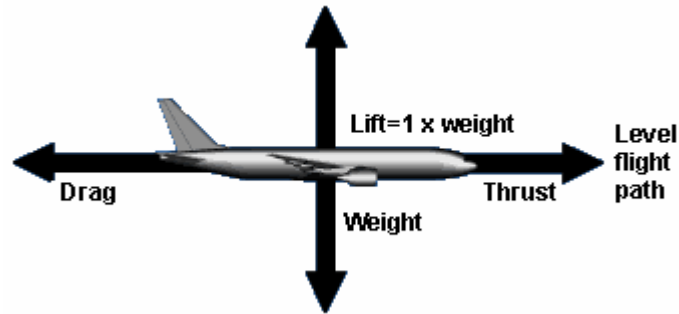
Şekil 1.2 Uçağa ait temel kontrol yüzeyleri

2. UÇUŞ DENKLEMLERİNİN ELDE EDİLMESİ

2.1 Uçuş Mekanikği

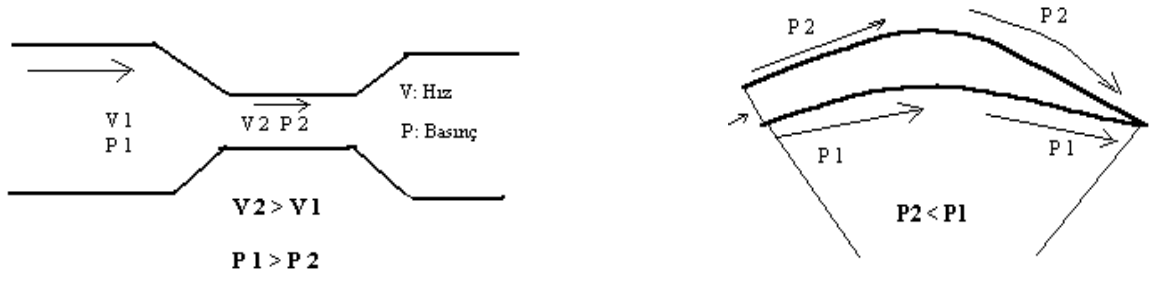
Atmosferik uçuş mekaniği, temelinde performans, aerodinamik ve aeroelastiklik adı verilen üç ana disiplini içeren bir uçak mühendisliği dalıdır. Bu disiplinler ilk ortaya çıktıklarında ayrı ayrı incelenmekteydiler. Modern uçakların yapısal olarak esnek oluşları ve yük değişimlerinin uçaklarda meydana getirdiği yapısal deformasyonlar, zamanla bu üç disiplinin bir arada ve birlikte ele alınmasının gerekli olduğunu gösterdi . [8,14]

Performans analizi; menzil, havada kalış süresi, tırmanma hızı, kalkış ve iniş mesafeleri gibi uçağın performansı ile ilgili ölçütlerin belirlenmesi ve uçuş rotası optimizasyonu konularını kapsar. Bir uçak seyir esnasında; kaldırma (lift), sürüklenme (drag), itki (thrust) ve yerçekimi kuvveti (weight) olmak üzere dört temel kuvvetin etkisi altındadır.(Şekil 2.1) Performans ölçütleri, uçağın bu kuvvetlerin etkidiği noktasal bir kütle olduğu varsayımından hareketle, kuramsal olarak belirlenir.



Şekil 2.1 Uçağa etki eden kuvvetler

i. Taşıma Kuvveti : Kanat profili hava içinde hareket ederken kaldırma kuvveti yaratır. Bu kaldırma kuvveti basit olarak Bernoulli denklemleri ile ifade edilir. Bu denklemleri basit olarak anlatmak gerekirse, geniş bölgeden dar bölgeye giren havanın hızı artar ve basıncı düşer. Kanatta bunu uyguladığımızda üst kısımdan ve alt kısımdan geçen hava aynı zamanda arkada birleşir. Üstten geçen havanın hızı daha fazla basıncı daha az olur. Alttan geçen havanın basıncı fazla olduğundan Şekil 2.2’de görüldüğü gibi kanat havada kalır.



Şekil 2.2 Kanatta kaldırma kuvveti oluşumu

Kanatın alt ve üst yüzeyleri arasındaki bu basınç farkı taşıma kuvvetini doğurur.

- ii. Uçak Ağırlığı : Bir uçak uçuş yörüngesi boyunca yer çekimi nedeni ile aşağıya doğru çekilir.
- iii. İtme kuvveti (thrust) : Bir uçak, motorun yarattığı itme kuvveti nedeni ile hava içerisinde ileri doğru hareket eder.
- iv. Sürüklenme kuvveti (drag) : Sürüklenme kuvveti , uçağın fiziksel yapısından dolayı meydana gelen uçağın ileri hareketine karşı bir dirençtir.

Aerodinamik, uçağın hareketinin iç ve dış bozuculardan ne kadar ve nasıl etkilendiğini araştırır. Uçağın çeşitli yöntemlerle matematiksel modelinin çıkarılması işlemi, modelin analizi, uçuş kararlılığı ve kontrolüne ilişkin tüm hesaplamalar bu disiplinin konuları arasındadır. Hava aracının tüm dinamiği toplam 12 denklemden oluşmaktadır. Bu 12 denklem , 6 değişken hareketi (3 ekseninde doğrusal ve 3 ekseninde dönel hareket olmak üzere) tanımlamaktadır.[9]

Aeroelastiklik, ataletsel, elastik ve aerodinamik kuvvetler arasındaki etkileşimleri inceleyen bir disiplindir. Kontrol sistemleri açısından, tüm uçuş şartlarında, uçağın elastik olmayan katı ve bükülmez bir cisim (rigid body) olduğu varsayımı kullanılır. Bu neden ile bu konudan ayrıntılı olarak bahsedilmeyecektir. Ancak aeroelastiklik, büyük gövdelere ve uzun kanatlara sahip uçakların dinamik model analizi ve buna bağlı kontrol sistemi tasarımında göz önünde bulundurulması gereken bir olgudur.

Havada uçuş yapan bir uçak üzerinde, geometrik şekli, hava akışına göre yönelimi ve uçuğu atmosferik koşullardaki havanın yoğunluğuna bağlı olarak bir takım aerodinamik etkiler oluşur. Bu etkilerin anlaşılabilmesi için aerodinamik analizlerde en çok kullanılan kavramlar aşağıda açıklanmıştır.

2.2 Bazı Aerodinamik Kavramlar

i. Akışkan : Akıcı olma özelliğine sahip herhangi bir maddeyi tanımlamak için kullanılır. Sıvılar ve gazlar akışkandır. Akışkanlar, yüzeylerine teğet olan bir kuvvet etki ettiğinde akma, yüzeylerine dik bir kuvvet etki ettiğinde kuvveti iletme eğilimindedirler. Akış özelliği kazandıran ve akışkan yüzeyine teğet olarak etkileyen kuvvete kesme kuvveti (shear force) denir. Durgun bir akışkana etki eden kesme kuvveti sıfırdır.

ii. Basınç : Akışkanın yüzeyine dik yönde etki eden kuvvete basınç kuvveti denir. Bu kuvvet ile birim yüzeyde yaratılan gerilmeye basınç denir. Toplam kuvvetin toplam yüzey alanına bölünmesi ile elde edilir.

$$P = \frac{F}{A} \quad (2.1)$$

iii. Sıcaklık : Sıcaklık, bir ortamdaki moleküllerin ortalama kinetik enerjisinin ve dolayısı ile molekül hareketinin bir ölçüsüdür. Havacılık mühendisliğinde çok kullanılan yoğunluk ve vizkozite parametrelerini yakından etkiler. Sıcaklık, iki madde arasındaki ısı transferinin yönünün belirlenmesini sağlar; ısı enerjisi, yüksek sıcaklıktan düşük sıcaklığa doğru akar. Sıcaklık, basınç ve yoğunluk arasındaki ilişki,

$$P = \rho.R.T \quad (2.2)$$

denklemleri ile verilir. Bu denklemde T sıcaklığı, ρ ortamdaki havanın yoğunluğunu, R ise gaz sabitini simgeler. Hava için R , 287 J/kg.K dir. Hava basıncı irtifa arttıkça azalır. Bunun nedeni, irtifa ile beraber atmosferin incelmesi ve hava yoğunluğunun azalmasıdır.

iv. Yoğunluk : Bir cismin yoğunluğu, kütlesinin hacmine oranı olarak tanımlanır. Aşağıdaki eşitlikten de görülebileceği gibi bir gazın yoğunluğu, ortam basıncı ile doğru, sıcaklığı ile ters orantılıdır.

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (2.3)$$

İrtifa (h) ile yoğunluk arasındaki ilişki;

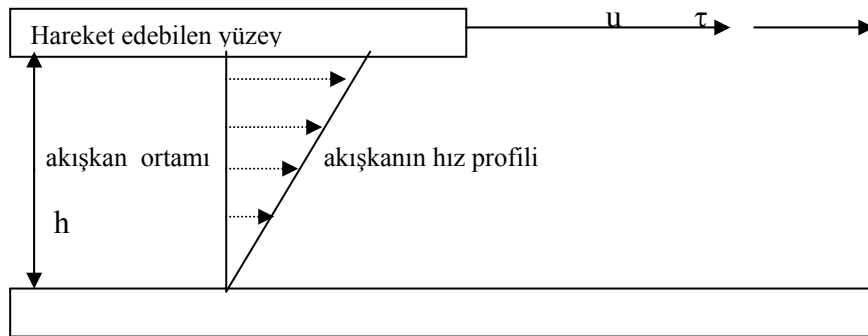
$$\rho = \rho_0(1 - 0.000256h)^{4.256}, \rho_0 = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (2.4)$$

olarak verilebilir. Burada ρ_0 atmosferin deniz seviyesindeki ortalama yoğunluğudur. $20^\circ C$ sıcaklık ve 1 atmosfer basınçta havanın yoğunluğu 1.225 kg/m^3 'tür.

v. Vizkozite : Vizkozite, akışkanın içsel sürtünmesi ile ilgili bir kavramdır. Tüm akışkanlar vizkozite, yani yapışkanlık özelliğine sahiptir. Bu kavram basit olarak şu şekilde açıklanabilir. Bir sıvı ortamında, aralarındaki uzaklık h olan, biri sabit diğeri hareketli iki yüzey alınsın. Hareketli olan yüzeyin sabit bir u hızı ile diğeri yüzeye paralel olarak hareket ettirildiğini düşünelim. İki yüzey arasındaki sıvının davranışı incelendiğinde, hareketin aynı yönde doğrusal olduğu ve sabit yüzeyden hareketli yüzeye doğru artan bir hız vektörü profili çizdiği görülür. Üst yüzeyde sabit hızlı bir hareket yaratabilmek için yüzeye teğet olarak uygulanan kuvvet, sıvıdaki sürtünme kuvvetlerinin toplamından büyük olmalıdır. Birim yüzeye teğet olarak etkiyen kuvvetin yarattığı bu kesme geriliminin yapılan deneylerde, u ile doğru, h ile ters orantılı olduğu görülmüştür. Bu durum Şekil 2.3 ifade edilir.

$$\tau = \mu \frac{du}{dh} \quad (2.5)$$

Literatürde Newton'un sürtünme kanunu olarak bilinen yukarıdaki eşitlikde, μ mutlak vizkozite katsayısıdır. Bir akışkan ortamı ne kadar koyu (veya vizkoz) ise, bu ortamda bir cisim hareket ettirmek o kadar fazla kuvvet ve kesme gerilimi gerektirir.



Şekil 2.3 Akışkan hız profili

Gazlar için mutlak vizkozite sadece sıcaklığa bağlıdır. Sıcaklık arttıkça ortamın yapışkanlığı artar. Sıcaklıkla vizkozite arasındaki ilişki aşağıdaki şekilde verilir.

$$\frac{\mu_1}{\mu_0} = \left(\frac{T_1}{T_0} \right)^{3/4} \quad (2.6)$$

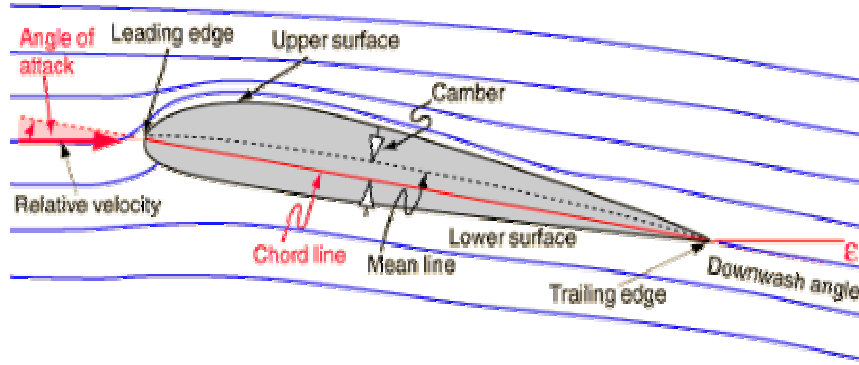
Mutlak vizkozitenin maddenin yoğunluğuna olan oranı kinematik vizkozite olarak tanımlanır ve ν semboli ile gösterilir.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.7)$$

Aerodinamik katsayıların hesaplanmasında ortam viskozitesi hakkında bilgi veren Reynolds sayısı ise aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır.

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu} \quad (2.8)$$

Burada V serbest hava akış hızı ve l kanat korda hattı (chord line) uzunluğudur. Korda hattı; kanat kesitinin baştaki en uç noktası ile kuyruğundaki en uç noktasını birleştiren hatta verilen isimdir. Şekil 2.4’de kırmızı renkte bir çizgi ile gösterilmiştir. Reynold sayısı, hız ve irtifa ile birlikte uçağın kararlılık ve kontrol türevlerinin elde edilmesinde kullanılan bir parametredir.



Şekil 2.4 Korda hattı (Chord line)

vi. Ses Hızı ve Mach sayısı: Sesin yayılma hızı ortam yoğunluğuna ve sıcaklığa göre değişim gösterir. Gazlarda ses hızı

$$a = \sqrt{\gamma R T} \quad (2.9)$$

eşitliği ile hesaplanır. Bu eşitlikde γ hava için öz ısı oranını (havanın sabit hacimdeki öz ısısı ile sabit basınçtaki öz ısısı oranını), R gaz sabitini ve T sıcaklığı gösterir. γ ’nin sayısal değeri 1.40’dır. Hızın (V) ses hızına (a) oranı “Mach” sayısı olarak tanımlanır.

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.10)$$

Uçak havada seyri esnasında etrafında basınç dalgaları oluşturur. Bu dalgaların yayılım hızı ses hızına eşittir.

vii. Dinamik basınç: ρ_∞ serbest akış yoğunluğu ve V_∞ serbest akış hızı olmak üzere, bu

akışkan üzerinde yaratılan dinamik basınç;

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (2.11)$$

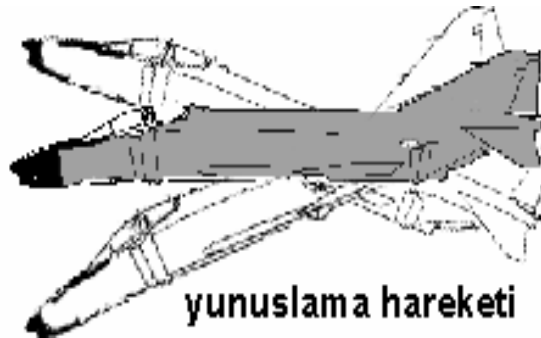
olarak tanımlanır.

2.3 Uçak Hareket Eksenleri ve Açılar

Uçaklar dinamik hareketlerinin belirlenmesi için katı cisim (rigid body) olarak kabul edilirler. Yani uçak üzerindeki her noktanın birbirine göre konumlarının uzayda her zaman sabit olduğu varsayılır. Uçağın hareket denklemlerinin ifadesi için uygun bir eksen takımı tanımlanmalıdır. Hareket denklemlerinin alacağı form, tanımlandığı eksen takımına bağlıdır. Eksen takımı orijine göre sınıflandırılır. Orijinleri uçağın ağırlık merkezinde olan eksen takımları; gövde eksen takımı, kararlılık eksen takımı ve rüzgar eksen takımı; orijini dünyanın merkezi olan eksen takımı; dünya eksen takımı olarak adlandırılır [9]. Atmosferik uçuşlarda genellikle gövde eksen takımları ve dünya eksen takımı yeterlidir. Uçağın uçuş esnasında üç eksen etrafında yaptığı hareketlere yatış (roll) (Şekil 2.5), yunuslama (pitch) (Şekil 2.6) ve sapma (yaw) (Şekil 2.7) adı verilir.



Şekil 2.5 Uçağın yatış hareketi

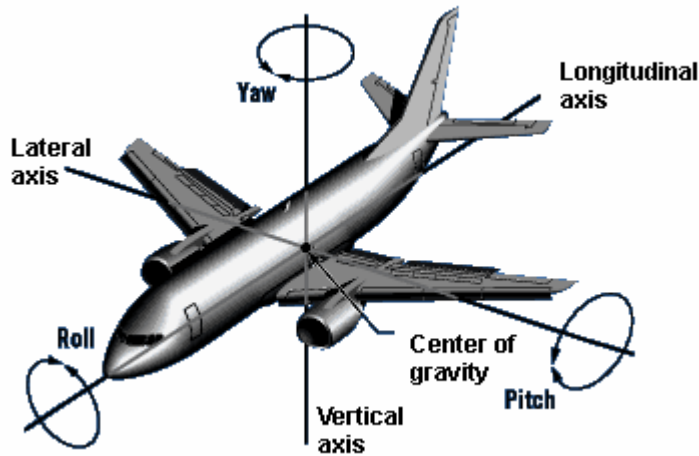


Şekil 2.6 Uçağın yunuslama hareketi

Uçağın hareket ettiği eksenler de; uzunlamasına eksen (longitudinal axis), yanlamasına eksen (lateral axis) ve düşey, normal eksen (vertical axis) olmak üzere isimlendirilir. (Şekil 2.8)



Şekil 2.7 Uçağın sapma hareketi



Şekil 2.8 Uçağın eksen takımı ve eksenlerdeki hareketler

Uçak üzerinde oluşan aerodinamik kuvvet ve momentler, uçağın serbest hava akımına olan relatif hareketinden ve bu hava akımına olan yönelmesinden dolayı meydana gelir. Düzgün dağılımlı (üniform) bir serbest hava akımında, serbest akım hız vektörü çevresinde döndükten sonra bu kuvvet ve momentler değişmez. Bu nedenle aerodinamik kuvvet ve momentleri belirleyebilmek için relatif rüzgar vektörüne göre sadece 2 tane yönelim açısına ihtiyaç duyulur. Bu açılar hücum açısı (angle of attack, α) (Şekil 2.4) ve yana kayma açısı (sideslip angle, β) olarak adlandırılır. Bu açılar ve koordinat eksenleri aşağıda açıklanmıştır.

i. Gövde eksen takımı: Sağ el kuralına uygun, uçağın ağırlık merkezini orijin kabul eden ortogonal bir x, y, z eksen takımıdır. Bu eksen takımı uçağa göre hareketsizdir. X eksenini uçağın burnu doğrultusunda, y eksenini sağ kanat doğrultusunda ve z eksenini düz uçuşta aşağıya olacak şekilde seçilir.

ii. Kararlılık eksen takımı (x_s, y_s, z_s): Kararlılık (stabilite) eksen takımının uçağa bağlı eksen takımından tek farkı uçağa bağlı eksen takımının y eksenini etrafında α kadar döndürülmüş olmasıdır, yani y eksenini ile y_s eksenini çakışıktır. X_s eksenini ile gövde eksenini arasındaki açı hücum açısıdır. Gövde eksen takımından kararlılık eksen takımına dönüşüm (2.12) de verildiği gibidir.

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

iii. Rüzgar eksen takımı: Bu eksen takımı (x_w, y_w, z_w) ile gösterilir. x_w eksenini hız vektörü ile aynı doğrultudadır. Rüzgar eksen takımının x_w eksenini ile kararlılık eksen takımının x_s eksenini arasında β sapma açısı vardır. Kararlılık eksen takımından rüzgar eksen takımına dönüşüm (2.13) şeklindedir.

$$\begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

iv. Dünyaya bağlı eksen takımı: Yine sağ el kuralına uygun fakat orijini deniz seviyesinde seçilen ortogonal bir x_e, y_e, z_e eksen takımıdır. Bu eksen takımında x_e kuzeyi, y_e doğuyu ve z_e dünyanın merkezini gösterir. Bu eksen takımında uçağın deniz seviyesinden yüksekliği h , $-z_e$ 'ye eşittir.

Eşitlik (2.12) ve (2.13) deki dönüşümler sırası ile S_α ve S_β ile gösterilirse, uçak gövde takımında tanımlı herhangi bir $v_{gövde}$ vektörü doğrudan rüzgar eksen takımına aşağıdaki şekilde dönüştürülebilir.

$$v_{rüzgar} = S_\alpha S_\beta v_{gövde} = S v_{gövde} \quad (2.14)$$

ve buradan S dönüşüm matrisi

$$S = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

olarak elde edilir.

2.4 Uçağa Etkiyen Kuvvet ve Momentler

Uçuş esnasında uçak üzerine etkiyen toplam kuvveti, aerodinamik, itki ve yerçekimi kuvvetleri oluşturur. Uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile ifade edilir. Bu kuvvet ve momentler referans [9]'da daha ayrıntılı olarak bulunabilir. Aşağıda kısaca açıklanmıştır.

Drag (sürüklenme) : $D = \bar{q}.S.C_D$

Kaldırma : $L = \bar{q}.S.C_L$

Yanal Kuvvet (sideforce) : $Y = \bar{q}.S.C_Y$

Yatış Momenti (rolling moment) : $\bar{L} = \bar{q}.Sb.C_l$

Yunuslama Momenti (pitching moment): $M = \bar{q}.S\bar{c}.C_M$

Sapma Momenti (yawing moment) : $N = \bar{q}.Sb.C_N$

Bu eşitliklerde; $\bar{q}$ serbest hava akış dinamik basıncını, S kanat referans alanını, b kanat açıklığını (span), ve $\bar{c}$ kanat ortalama geometrik korda hattını (chord line) (Şekil 2.4) ifade eder.

Boyutsuz kuvvet katsayıları rüzgar (wind) eksen takımı için tanımlanmıştır. Ayrıca gövde eksen takımı kuvvet katsayıları olan C_X, C_Y, C_Z de literatürde yaygın olarak kullanılmaktadır. Yukarıda verilen $C_D, C_L, \dots, C_N$ boyutsuz katsayılar, birincil olarak aerodinamik açılar olan α ve β ya bağlı olup diğer değişkenlere daha az bağlıdır. Katsayılar ayrıca uçağın kontrol yüzeyi hareketlerine de bağlıdır, böylece bu kontrol yüzeyleri kullanılarak uçağın hareketi kontrol edilebilir. Aerodinamik katsayılara ait eşitlikler bağlı oldukları parametrelere göre aşağıda verilmiştir. [9]

$$C_D = C_D(C_L) + \nabla C_D(el) + \nabla C_D(\beta) + \nabla C_D(M) + \dots \quad (2.16)$$

$$C_L = C_L(\alpha, T_C) + \nabla C_L(el) + \nabla C_L(M) + \nabla C_{LST}(\alpha, T_C) + \dots \quad (2.17)$$

$$C_Y = C_Y(\beta) + C_Y(rdr) + \dots \quad (2.18)$$

$$C_l = C_l(\beta) + \nabla C_l(ail) + \nabla C_l(rdr) + \frac{b}{2V_T} [C_{lp}P + C_{lr}R] + \dots \quad (2.19)$$

$$C_M = C_M(C_L, T_C) + \nabla C_M(el) + \nabla C_{MST}(\alpha, T_C) + \nabla C_M(M) + \frac{\bar{c}}{2V_T} \left[C_{mq}Q + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} \right] + \frac{X_R C_L}{\bar{c}} + \dots \quad (2.20)$$

$$C_N = C_N(\beta) + \nabla C_N(rdr) + \nabla C_N(ail) + \frac{b}{2V_T} [C_{NP}R + C_{NR}R] + \dots \quad (2.21)$$

Bu eşitliklerde; C_D drag katsayısı, C_L kaldırma katsayısı, T_C itki katsayısı $= \frac{\dot{I}tki}{qS_D}$ olarak

tanımlanır. S_D , pervaneli uçaklar için, pervane kanatcıklarının taradığı diskin alanıdır. Kısaca bu katsayı motor itkisinin normalize edilmiş halidir. C_Y yanıl kuvvet katsayısı, C_l yatış momenti, C_M yunuslama momenti, C_N sapma momentini ifade eder. Uçak üzerine etkiyen yerçekimi kuvvetinin gövde eksen takımındaki bileşenleri

$$X_{gövde} = -mg\sin(\theta) \quad (2.22)$$

$$Y_{gövde} = mg\cos(\theta)\sin(\phi) \quad (2.23)$$

$$Z_{gövde} = mg\cos(\theta)\cos(\phi) \quad (2.24)$$

şeklinde ifade edilir [9]. Burada m uçağın kütlesi, g yerçekimi ivmesi, θ yunuslama açısı, ϕ yuvarlanma (bank) açısını gösterir. Üçüncü kuvvet bileşeni motor itki kuvveti T 'dir. İtki kuvveti gövde eksen takımında X_B eksenine doğrultusundadır. Uçağa etkiyen aerodinamik kuvvetlerin X_B , Y_B , Z_B eksenindeki bileşenleri sırası ile C_X , C_Y , C_Z olarak gösterirsek, bu durumda uçağa etkiyen toplam kuvvet bileşenleri,

$$F_X = C_X - mg\sin(\theta) + T \quad (2.25)$$

$$F_Y = C_Y + mg\cos(\theta)\sin(\phi) \quad (2.26)$$

$$F_Z = C_Z + mg\cos(\theta)\cos(\phi) \quad (2.27)$$

şeklinde elde edilir [9]. Uçağa etkiyen momentler aerodinamik yük dağılımı, itki kuvveti ve uçağın ağırlık merkezine etkimeyen yer çekim kuvvetleri tarafından oluşturulur.

Bunların en önemlisi aerodinamik momentlerdir. Aerodinamik momentler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile ifade edilir.

2.5 Euler Açıları

Gövde eksen takımında tanımlanan kuvvetler Euler açılarının bileşenleridir. Euler açıları, gövde eksen takımını ile yer eksen takımını arasındaki dönüşümü sağlar. Euler hızları, açısal hız bileşenleri ile

$$\dot{\phi} = p + q \tan(\theta) \sin(\phi) + r \tan(\theta) \cos(\phi) \quad (2.28)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \quad (2.29)$$

$$\dot{\psi} = r \cos(\phi) \sec(\theta) + q \sin(\phi) \sec(\theta) \quad (2.30)$$

şeklinde ifade edilir [9]. Burada p yalpa açısal hızını, q yunuslama açısal hızını ve r sapma açısal hızını göstermektedir.

2.6 Uçağın Hareket Denklemleri:

Uçağın doğrusal olmayan (nonlinear) hareket denklemleri Newton'un ikinci kanunu kullanılarak çıkartılır. Uçağa dışarıdan etkiyen kuvvetlerin toplamı, doğrusal momentumun zamanla değişim hızına; uçağa dışarıdan etkiyen momentlerin toplamı açısal momentumun zamanla değişim hızına eşittir. Uçağın hareket denklemlerinin basitçe çıkartılabilmesi için bazı kabuller yapılmıştır. Bunlar kısaca şöyle ifade edilebilir.

- i. Dinamik analiz boyunca uçağın kütlelerinin sabit olduğu, zamanla değişmediği kabul edilir.
- ii. Uçağın katı bir cisim olduğu kabul edilir.
- iii. Dünyanın düz olduğu ve dönmediği kabul edilir.

Bu kabuller altında, uçağın 3 tane ağırlık merkezinin yer değiştirmesinden kaynaklanan, 3 tane de ağırlık merkezleri etrafındaki açısal hareketten meydana gelen toplam 6 hareketi söz konusudur [9]. Doğrusal ve açısal momentumun korunumu prensibinden

$$F = \frac{d}{dt}(mV_T) \quad (2.31)$$

$$M = \frac{d}{dt}(H) \quad (2.32)$$

eşitlikleri yazılır [9]. Burada F uçağa dışarıdan etkiyen kuvvet, M uçağa dışarıdan etkiyen momentler ve H açısal momentumdur. V_T üç boyutlu doğrusal hız vektörünü, m uçağın kütlesini ifade eder. Eşitlik (2.31) ve (2.32) dönmediği kabul edilen dünya eksen sistemi için yazılmış eşitliklerdir. Ancak ölçümler dönen gövde eksen takıma göre yapıldığı için bu eşitliklerin dönen eksen takımınlarına uygun şekilde dönüştürülmesi gereklidir. Sabit kabul edilen yer eksen takımı ile dönen gövde eksen takımı arasındaki kuvvet ve moment ilişkileri aşağıdaki şekilde verilir [9].

$$F = \frac{d}{dt}(mV_T)_E = \frac{d}{dt}(V_T)_B + \omega \times (mV_T) \quad (2.33)$$

$$M = \frac{d}{dt}(H)_E = \frac{d}{dt}(H)_B + \omega \times H \quad (2.34)$$

Yukarıdaki eşitliklerde ω gövde eksen takımında açısal hız vektörü, $\times$ vektörel çarpım operatörüdür. Her bir vektörün gövde eksen takımında X_B , Y_B , Z_B doğrultusundaki bileşenleri; i, j, k bu eksen takımındaki birim vektörler olmak üzere şu şekilde verilir:

$$V_T = i u + j v + k w \quad (2.35)$$

$$\omega = i p + j q + k r \quad (2.36)$$

$$F = i F_x + j F_y + k F_z \quad (2.37)$$

$$M = i M_x + j M_y + k M_z \quad (2.38)$$

$$\frac{d}{dt}(V_T)_B = i \dot{u} + j \dot{v} + k \dot{w} \quad (2.39)$$

$$\frac{d}{dt}(\omega) = i \dot{p} + j \dot{q} + k \dot{r} \quad (2.40)$$

şeklindedir [9]. Burada u, v, w doğrusal hız bileşenlerini, p, q, r açısal hız bileşenlerini, F_x, F_y, F_z kuvvet bileşenlerini, M_x, M_y, M_z moment bileşenlerini göstermektedir. ω ile V_T vektörlerinin vektörel çarpımı

$$\omega \times V_T = \begin{bmatrix} i & j & k \\ p & q & r \\ u & v & w \end{bmatrix} = i(qw - rv) + j(ru - pw) + k(pv - qu) \quad (2.41)$$

şeklindedir. Bu durumda kuvvet bileşenleri

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (2.42)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (2.43)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pw - qu) \quad (2.44)$$

şeklindedir. Atalet moment matrisi I

$$I = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

şeklinde gösterilir. Burada I_x, I_y, I_z sırası ile gövde X_B, Y_B, Z_B eksenleri atalet momentleri, I_{xy} X_B - Y_B eksenleri atalet çarpımını, I_{xz} Z_B - Y_B eksenleri atalet çarpımını ve I_{yz} Y_B - Z_B eksenleri atalet çarpımını göstermektedir. Bir katı cisim için açısal momentum, atalet moment matrisi ile açısal hız vektörünün çarpımına eşittir. [9]

$$H = I \cdot \omega \quad (2.46)$$

Açısal momentum ifadesi eşitlik 2.34'de yerine konulur ise, moment ifadeleri aşağıdaki şekli alır.

$$M_x = I_x \dot{p} - I_{xy} \dot{q} - I_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y)qr + I_{yz}(r^2 - q^2) - I_{xz}pq + I_{xy}rp \quad (2.47)$$

$$M_y = -I_{xy} \dot{p} + I_y \dot{q} - I_{yz} \dot{r} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) - I_{xy}qr + I_{yz}pq \quad (2.48)$$

$$M_z = -I_{xz} \dot{p} - I_{yz} \dot{q} + I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq + I_{xy}(q^2 - p^2) - I_{yz}rp + I_{xz}qr \quad (2.49)$$

Doğrusal ve açısal hız denklemlerinden toplam 6 eşitlik elde edilir. Bu eşitliklere uçağın yere göre konumunu belirten 3 tane ve uçağın açısal konumunu belirten 3 tane daha eşitlik eklendiğinde, uçağın tüm uçuş zarfı için hareketini ifade eden 12 tane doğrusal olmayan denklem elde edilir. Bu eşitlikler göz önüne alındığında uçağın gövde eksen takımı eşitlikleri için durum vektörü,

$$x^T = [u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ p_N \ p_E \ h] \quad (2.50)$$

şeklinde elde edilir. Burada sırası ile u , v , w harfleri doğrusal hız vektörünün X_B , Y_B ve Z_B eksenini doğrultusundaki bileşenlerini; ϕ , θ , ψ Euler açılarını, p , q , r harfleri açısal hız vektörünün bileşenlerini, p_N , p_E , h harfleri yer eksen takımında pozisyon vektörünün kuzey, doğu ve irtifa bileşenlerini göstermektedir.

Uçakların XZ düzlemine göre simetrik olmalarından dolayı I_{xy} ve I_{yz} değerleri sıfır alınır. Denklemleri daha basit ifade edebilmek için aşağıdaki sabitler tanımlanır [9].

$$\Gamma = I_x I_z - I_{xz}^2 \quad (2.51) \quad J_1 = \frac{I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2}{\Gamma} \quad (2.52)$$

$$J_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z) I_{xz}}{\Gamma} \quad (2.53) \quad J_3 = \frac{I_z}{\Gamma} \quad (2.54)$$

$$J_4 = \frac{I_{xz}}{\Gamma} \quad (2.55) \quad J_5 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \quad (2.56)$$

$$J_6 = \frac{I_{xz}}{I_y} \quad (2.57) \quad J_7 = \frac{1}{I_y} \quad (2.58)$$

$$J_8 = \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2}{\Gamma} \quad (2.59) \quad J_9 = \frac{I_x}{\Gamma} \quad (2.60)$$

eşitlik (2.25), (2.26) ve (2.27)'deki kuvvet bileşenleri (2.42), (2.43) ve (2.44)'de yerine konulup, u çekilir ise

$$\dot{u} = rw - qw + \frac{\overline{qS}}{m} C_x - g \cos \theta + \frac{T}{m} \quad (2.61)$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{\overline{qS}}{m} C_y + g \sin \phi \cos \theta \quad (2.62)$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{\overline{qS}}{m} C_z - g \cos \phi \cos \theta \quad (2.63)$$

elde edilir [9]. (2.47), (2.48), (2.49) eşitliğinde $\dot{p}$, $\dot{q}$ ve $\dot{r}$ çekilir ise

$$\dot{p} = (J_1 r + J_2 p) q + J_3 L + J_4 N \quad (2.64)$$

$$\dot{q} = J_5 p r - J_6 (p^2 - r^2) q + J_2 M \quad (2.65)$$

$$\dot{r} = (J_8 p - J_2 r) q + J_4 L + J_9 N \quad (2.66)$$

elde edilir [9]. Euler açıları kullanılarak

$$\dot{\phi} = p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \quad (2.67)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2.68)$$

$$\dot{\psi} = r \cos \phi \sec \theta + q \sin \phi \sec \theta \quad (2.69)$$

ifadeleri elde edilir [9]. Uçağın yere göre konumu Euler açıları ile belirlenir. Bu açılar herhangi bir anda yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşümü sağlar. Bu işlem için belirli bir sıra dahilinde eksenlerin döndürülmesi gerekir. Bu amaçla yer eksen takımından başlanarak önce z eksen etrafında ψ kadar döndürülür. Daha sonra elde edilen yeni eksen takımı Y eksen etrafında θ açısı kadar döndürülür. En son elde edilen eksen takımı X eksen etrafında ϕ açısı kadar döndürülür. Böylece yer eksen takımından bir vektörün gövde eksen takımında bir vektöre dönüşümü sağlayan matris operatörü elde edilmiş olur. Ters dönüşüm gerçekleştirilirse gövde eksen takımından bir vektörün, yer eksen takımına dönüşümü;

$$\begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (2.70)$$

şeklinde olur. Bu dönüşüm matrisi kullanılarak gövde eksen takımı u, v, w doğrusal hızlarına karşı düşen yer eksen takımındaki değişim;

$$\dot{P}_N = u \cos \theta \cos \psi + v(-\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi) + w(\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \quad (2.71)$$

$$\dot{P}_E = u \cos \theta \sin \psi + v(\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + w(-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \quad (2.72)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \sin \theta \quad (2.73)$$

şeklinde elde edilir. Aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri aerodinamik açılar ve uçağın hızına bağlı olduğundan u, v, w durum değişkenlerinin V_T, α, β durum değişkenleri ile değiştirilmeleri daha uygundur. Bu amaçla,

$$\dot{V}_T = \frac{(u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w})}{V_T} \quad (2.74)$$

$$\dot{\beta} = \frac{(\dot{u}V_T - v\dot{V}_T)}{(V_T^2 \cos \beta)} \quad (2.75)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{(u\dot{w} - w\dot{u})}{(u^2 + w^2)} \quad (2.76)$$

$$u = V_T \cos \alpha \cos \beta \quad (2.77)$$

$$v = V_T \sin \beta \quad (2.78)$$

$$w = V_T \sin \alpha \cos \beta \quad (2.79)$$

eşitliklerinden faydalanılabilir [9]. Böylece yeni durum vektörü

$$x^T = [V_T \quad \alpha \quad \beta \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad p \quad q \quad r \quad p_N \quad p_E \quad h] \quad (2.80)$$

şeklini alır. Elde edilen bu 6 serbestlik dereceli 12 doğrusal olmayan diferansiyel denklem ile tüm uçuş zarfı için uçağın hareketi belirlenir. Elde edilen bu uçak modelinin temel olarak kontrol girişleri kontrol yüzeyi sapmalarıdır. Uçaklarda temel olarak 3 çeşit kontrol yüzeyi bulunmaktadır. Bunlar irtifa dümeni (elevator), kanatçık (aileron) ve yön dümeni (rudder) olarak adlandırılır. Motor ile üretilen itki kuvveti (thrust) dördüncü kontrol büyüklüğü olarak düşünülür. Bu durumda giriş vektörü

$$u^T = [\delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r \quad \delta_t] \quad (2.81)$$

şeklinde kontrol yüzeyleri sapmaları ve itki komutundan oluşmaktadır. Bu noktada bazı problemler ortaya çıkmaktadır, çünkü aerodinamik kuvvet katsayıları $\dot{\alpha}$ ve $\dot{\beta}$ terimlerini içermektedir. Ancak $\dot{\alpha}$ ve $\dot{\beta}$ kuvvet denklemleri çözülmeden elde edilemezler. Gövde eksen takımı kullanılarak elde edilen durum değişkeni formülasyonu bu problemi çözememektedir. Bu problem eksen takımı değiştirilerek çözülür. Rüzgar eksen takımı kullanılarak elde edilen durum uzay modeli lineer olarak $\dot{\alpha}$ ve $\dot{\beta}$ ye bağlıdır. [9]

2.7 Rüzgar Eksen Takımında Non-Linear Uçuş Denklemi:

Rüzgar eksen takımı, uçak için doğal bir eksen takımıdır. Katı gövde (rigid body) kuvvet denklemleri aerodinamik katsayıların ölçüldüğü eksen ile aynı eksenle ifade edildiğinde, denklemlerde $C_{L\dot{\alpha}}$ ve $C_{L\dot{\beta}}$ terimleri de bulursa non-linear durum denklemleri kolayca elde edilebilir. Ayrıca ileride uçağın non-linear uçuş denklemlerinin denge noktası etrafında, küçük sapma eşitlikleri ile lineer hale getirilmesinde yine rüzgar eksen takımı kullanılacaktır. Gövde eksen takımındaki eşitlikleri, teker teker rüzgar eksen takımına çevirmek çok zahmet verici bir iştir. Daha kolay başka bir yöntem, vektör matris eşitlikleri gövde-rüzgar eksenleri dönüşümünün, S dönüşüm matrisi kullanarak yapılmasıdır. [9]

2.7.1 Rüzgar Eksen Takımı Kuvvet Eşitlikleri

W alt indisi rüzgar eksen takımını göstermek üzere, şu eşitlikler yazılabilir [9] :

$$\frac{1}{m}F_B = \dot{v}_B + \omega_B \times v_B - B_B g_0' \quad (2.82a)$$

$$\frac{1}{m}SF_B = S \frac{d}{dt}(S^T v_w) + (S\omega_B) \times (Sv_B) - SB_B g_0' \quad (2.82b)$$

$$\frac{1}{m}F_w = (SS^T \dot{v}_w + S\dot{S}^T v_w) + \omega_w \times v_w - SB_B g_0' \quad (2.82c)$$

$$\frac{1}{m}F_w = \dot{v}_w + \Omega_R v_w + \omega_w \times v_w - SB_B g_0' \quad (2.82d)$$

Burada, $\Omega_R = S\dot{S}^T$ dir. Böylece;

$$\Omega_R = S_\beta S_\alpha (S_\beta \dot{S}_\alpha + \dot{S}_\beta S_\alpha)^T \text{ ve } \Omega_R = S_\beta (S_\alpha \dot{S}_\alpha^T) S_\beta^T + S_\beta \dot{S}_\beta^T \text{ olduğu görülür.}$$

Bu eşitlik açılırsa, aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\Omega_R = \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\beta} & -\dot{\alpha} \cos \beta \\ \dot{\beta} & 0 & \dot{\alpha} \sin \beta \\ \dot{\alpha} \cos \beta & -\dot{\alpha} \sin \beta & 0 \end{bmatrix} \quad (2.83)$$

v_w vektörünün y ve z bileşenleri yoktur, x bileşeni ise gerçek hava akış hızı V_T 'dir. Bu nedenle $(\dot{v}_w + \Omega_R v_w)$ terimi aşağıdaki biçime dönüşür:

$$\dot{\mathbf{v}}_w + \Omega_R \mathbf{v}_w = \begin{bmatrix} \dot{V}_T \\ \dot{\beta} V_T \\ \dot{\alpha} V_T \cos \beta \end{bmatrix} \quad (2.84)$$

Bu vektör rüzgar eksen durum denklemleri için tüm durum türevlerini ihtiva eder. Eğer w_w nin P_w , Q_w , R_w bileşenlerine sahip olduğu düşünülürse eşitlik (2.82) deki eşitlikler aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$m\dot{V}_T = F_T \cos \alpha \cos \beta - D + mg_1 \quad (2.85a)$$

$$m\dot{\beta} V_T = -F_T \cos \alpha \sin \beta + Y - mV_T R_w + mg_2 \quad (2.85b)$$

$$m\dot{\alpha} V_T \cos \beta = -F_T \sin \alpha - L + mV_T Q_w + mg_3 \quad (2.85c)$$

Bu denklemlerdeki yer çekimi vektör bileşenleri aşağıdaki şekilde elde edilir. [9]

$$g_1 = g_0' (-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \cos \phi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta) \quad (2.86a)$$

$$g_2 = g_0' (\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta) \quad (2.86b)$$

$$g_3 = g_0' (\sin \alpha \sin \theta + \cos \theta \cos \phi \cos \theta) \quad (2.86c)$$

Eşitlik (2.85) de verilen denklemler rüzgar eksen takımı kuvvet bileşenleridir. Görüldüğü gibi rüzgar eksen takımındaki hızlar ve açılar arasındaki karşılıklı çarpımları ifade eden terimler gövde eksen takımındaki terimlere göre daha basittir. Buna karşılık yer çekimini ihtiva eden terimler rüzgar eksen takımında, koordinat dönüşümünden dolayı daha karışıktır.

2.7.2 Rüzgar Eksen Takımı Moment Eşitlikleri

Gövde eksen takımında tanımlı moment eşitlikleri S dönüşüm matrisi kullanılarak adım adım aşağıdaki şekilde rüzgar eksen takımına dönüştürülür. [9]

$$T_B = J\dot{\omega}_B + \omega_B \times J\omega_B \quad (2.87)$$

$$ST_B = SJ(\dot{S}^T \omega_w + S^T \dot{\omega}_w)(S\omega_B) \times (SJS^T \omega_w) \quad (2.88)$$

$$T_w = (SJS^T)(S\dot{S}^T)\omega_w + (SJS^T)\dot{\omega}_w + \omega_w \times (SJS^T)\omega_w \quad (2.89)$$

$$T_w = J_w \Omega_R \omega_w + J_w \dot{\omega}_w + \omega_w \times J_w \omega_w \quad (2.90)$$

Yukarıdaki eşitlikde

$$J_w = \begin{bmatrix} J'_x \cos^2 \beta + J'_y \sin^2 \beta & \frac{1}{2}(J'_y - J'_x) \sin 2\beta & -J'_{xz} \cos \beta \\ \frac{1}{2}(J'_y - J'_x) \sin 2\beta & J'_x \sin^2 \beta + J'_y \cos^2 \beta & J'_{xz} \sin \beta \\ -J'_{xz} \cos \beta & J'_{xz} \sin \beta & J'_z \end{bmatrix} \quad (2.91)$$

dir. Burada

$$J'_x = J_x \cos^2 \alpha + J_z \sin^2 \alpha - J_{xz} \sin 2\alpha \quad (2.92a)$$

$$J'_y = J_y \quad (2.92b)$$

$$J'_z = J_x \sin^2 \alpha + J_z \cos^2 \alpha - J_{xz} \sin 2\alpha \quad (2.92c)$$

$$J'_{xz} = \frac{1}{2}(J_x - J_z) \sin 2\alpha + J_{xz} \cos 2\alpha \quad (2.92d)$$

olarak tanımlanmıştır. [9]

2.8 Uçuşa Ait Non-Lineer Denklem Takımının Ayrıştırılması

Eşitlik (2.85) de verilen rüzgar eksen takımı kuvvet denklemlerinde ϕ ve β açıları sıfır alınır ise, denklemler daha da basit hale gelir. Bir uçağın uçuşda karşılaştığı uçuş koşulları şöyle genelleştirilebilir. Yana kaymasız irtifa uçuşu; $\phi=0$ ve $\beta=0$, kaymalı irtifa uçuşu $\phi=0$ ve $\beta \neq 0$ ve düzenli dönüş uçuşu $\phi \neq 0$ ve $\beta=0$. Bunların arasında en önemli olanı normal uçuş şartları olmasında dolayı; $\phi=0$ ve $\beta=0$ dır ve hareket denkleminin ayrıştırılmasını sağlar. Ayrıştırma, uçağın hareket denklemlerini birbirinden bağımsız 2 hareket şeklinde modellemektir. Bu hareket modelinden ilki boylamsal (longitudinal motion) hareket olarak bilinir ve uçağın x - z düzlemindeki yunuslama ve ilerleme hareketlerini kapsar. İkinci hareket modeli ise yanal (lateral-directional) hareket olarak adlandırılır ve uçağın yatış, yana kayma ve sapma hareketlerini kapsar. Ayrıştırılmış uçuş modellerini kullanmak analitik çalışmalarda büyük kolaylık sağlar. Ayrıca uçağın, uçuş koşullarında sahip olduğu modların incelenmesi açısından da önemlidir. Öncelikle $\phi=0$ koşulunu ele alalım. Bu durumda eşitlik (2.86) denklemleri,

$$g_1 = g'_0 \cos \beta \sin(\theta - \alpha) \quad (2.93a)$$

$$g_2 = g'_0 \sin \beta \sin(\theta - \alpha) \quad (2.93b)$$

$$g_3 = g_0' \cos(\theta - \alpha) \quad (2.93c)$$

şeklini alır. [9] $\beta = 0$ sınırlandırılması uygulanırsa, yunuslama meyil açısı ve hücum açısı kuzey-doğu düzlemi üzerinde aynı düşey düzlem içinde kalır. Aralarındaki fark uçuş yolu açısı (flight path angle) olarak isimlendirilir ve γ ile gösterilir.

$$\gamma|_{\phi=\beta=0} = \theta - \alpha \quad (2.94)$$

Bu koşullar altında (2.85) deki denklemler

$$m\dot{V}_T = F_T \cos \alpha - D + mg_0' \sin \gamma \quad (2.95a)$$

$$m\dot{\beta}V_T = Y - mV_T R_W \quad (2.95b)$$

$$m\dot{\alpha}V_T = -F_T \sin \alpha - L + mV_T Q_W + mg_0' \cos \gamma \quad (2.95c)$$

şeklinde düzenlenir [9]. Boylamsal denklemleri oluşturan (2.95a) ve (2.95c) denklemlerinin, yanal harekete ait $(\beta, \phi, \psi, P, R)$ değişkenlerden bağımsız olduğu görülür. Kinematik denklemlere bakılırsa, yatış açısını ϕ sıfır alındığında, $\dot{\theta} = Q$ olur. Böylece, $\beta = 0, Q_W = Q$ olduğundan, (2.95c) denklemi;

$$m\dot{\alpha}V_T = F_T \sin \alpha + L - mg_0' \cos \gamma \quad (2.96)$$

halini alır. Gövde eksen takımı moment denklemleri göz önüne alındığında, eğer $P \equiv R \equiv 0$ ise yunuslama moment denklemi, yatış moment denklemi ve sapma moment denklemlerine bağlı değildir. Bu sonuç, boylamsal hareketi için son denklemi ortaya çıkarır [9].

$$J_y \dot{Q} = M \quad (2.97)$$

2.9. Lineer Modeller

Kontrol sistemleri tasarımı için gerekli lineer denklemler, genelde lineer olmayan denklemlerin bilgisayar ortamında sayısal yöntemler kullanılarak doğrusallaştırılması ile bulunur. Basit şekilde; lineer olmayan uçuş hareket denklemleri, sürekli durum uçuş koşullarının kuvvet ve momentleri denge şartlarından saptırılarak lineerleştirilir. Bu yeni denklemlerde lineer olmayan aerodinamik katsayıların yerini kararlılık türevleri alır. Tezin dördüncü bölümünde yapılan tasarımda lineerleştirme işlemi için F16Sim programı kullanılmıştır.

2.9.1 Tekil Noktalar ve Sürekli Durum Uçuşu:

Bu bölümde amaç lineer denklem takımlarını cebirsel yollar ile elde etmektir. Genel bir yaklaşım ile, durum denklemlerinin aşağıdaki gibi olduğunu kabul edelim.

$$f(\dot{X}, X, U) = 0 \quad (2.98)$$

burada f , n tane lineer olmayan fonksiyondan (f_i 'den) oluşmuş bir vektördür. Lineer olmayan sistemler teorisinde lineer olmayan durum denklemlerinin tekil noktaları (denge noktaları) aşağıdaki şartı sağlayan $X=X_e$ çözüm vektörü ile verilir.

$$f(\dot{X}, X, U) = 0, \text{ ve } \dot{X} \equiv 0; U \equiv 0 \text{ veya sabit} \quad (2.99)$$

Sisteme ait tüm türev terimlerinin sıfır olduğu durum “hareketsizlik (at rest) durumu” olarak adlandırılır. Bu durumdaki sistemin tekil noktalar etrafındaki davranışı, sistem değişkenlerinin bazıları hafifçe bozularak incelenebilir. Eğer bu yöntem uçak modeli için uygulanırsa, uçuş denklemlerinde meydana gelecek ufak bir bozulmaya uçak, durum yörüngesinden ani bir sapma yaparak cevap verir. Sürekli durum uçuşu, tüm hareket değişkenlerinin sabit veya sıfır olduğu uçuş şartı olarak tanımlanabilir. Yani doğrusal ve açısal hız bileşenleri sabit veya sıfır ve tüm ivme bileşenleri sıfırdır. Dünyanın dönüş hızının sabit olduğu kabul edilirse, kontrol sistemleri dizaynı için ihtiyaç duyulan sürekli durum şartları aşağıdaki denklemlere indirgenmiş olur. [9]

Sürekli Durum Uçuşu: $\dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}, \dot{U}, \dot{V}, \dot{W} (\text{veya } \dot{V}_T, \dot{\beta}, \dot{\alpha}) \equiv 0, \text{ ve } U = \text{sabit}$

Sürekli Kanat-İrtifa Uçuşu: $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi} \equiv 0 \quad (\therefore P, Q, R \equiv 0)$

Sürekli Dönüş Uçuşu: $\dot{\phi}, \dot{\theta} \equiv 0 \quad \dot{\psi} = \text{dönüş hızı}$

Sürekli tırmanış : $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi} \equiv 0, \quad \dot{\theta} = \text{tırmanış hızı}$

Sürekli yatış: $\dot{\theta}, \dot{\psi} \equiv 0 \quad \dot{\phi} = \text{yatış (yuvarlanma) hızı}$

2.9.2 Lineerleştirme

Lineer olamayan uçuş denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$\begin{aligned} f_1(\dot{X}, X, U) &= 0 \\ f_2(\dot{X}, X, U) &= 0 \\ &\vdots \end{aligned} \quad (2.100)$$

$$f_9(\dot{X}, X, U) = 0$$

ve bu denklemler, 9 adet rüzgar eksen takımı kuvvet eşitliklerinden, kinematik eşitliklerden ve moment eşitliklerinden, sıfır olmayan tüm terimler denklemin sağ tarafına geçirilerek elde edilir. Azaltılmış durum vektörü;

$$X^T = [V_T \ \beta \ \alpha \ \phi \ \theta \ \psi \ P_w \ Q_w \ R_w] \quad (2.101)$$

olarak yazılır. [9]

X_e , U_e sürekli durum şartlarında, ufak bozulumlar (sapmalar) yapılarak, bir dizi lineer sabit katsayılardan oluşan durum denklemleri elde edilecektir. (2.100) de verilen non-lineer durum denklemleri denge noktası civarında (X_e , U_e) Taylor serisine açılırsa ve sadece ilk terimler alınırsa; durumlarda, durumların türevlerinde ve kontrol vektörlerinde oluşan bozulmaların aşağıdaki şartları sağladığı görülür.[9]

$$\begin{aligned} \nabla_x f_1 \delta \dot{X} + \nabla_x f_1 \delta X + \nabla_U f_1 \delta U &= 0 \\ &\vdots \end{aligned} \quad (2.102)$$

$$\nabla_x f_9 \delta \dot{X} + \nabla_x f_9 \delta X + \nabla_U f_9 \delta U = 0$$

Bu eşitliklerde ∇ (nabla), birinci derece kısmi türevleri gösteren satır vektörüdür. Örneğin;

$$\nabla_x f_i = \left[\frac{\partial f_i}{\partial X_1} \quad \frac{\partial f_i}{\partial X_2} \quad \dots \quad \frac{\partial f_i}{\partial X_n} \right] \text{ olarak yazılabilir. Eşitlik (2.102) deki her terim skaler}$$

çarpımdır. Çünkü $\nabla_x f_i \delta X$, durum vektöründeki tüm elemanlarda eş zamanda oluşan sapmalardan dolayı f_i de oluşan toplam kısmi türevleri verir. Eşitlik (2.102) aşağıdaki verilen şekilde lineer durum değişkenleri formunda yazılabilir.

$$E\dot{x} = Ax + Bu \quad (2.103)$$

Küçük harf gösterimi, x ve u nun durum vektörü ve kontrol vektörünün denge noktalarından sapmalar olduklarını vurgulamak içindir. Katsayı matrisleri aşağıda gösterildiği gibidir. Bu katsayı matrislerinin hepsi $X=X_e$ ve $U=U_e$ denge noktalarında hesaplanırlar.

$$E = - \begin{bmatrix} \nabla_{\dot{x}} f_1 \\ \vdots \\ \nabla_{\dot{x}} f_9 \end{bmatrix} \quad A = \begin{bmatrix} \nabla_x f_1 \\ \vdots \\ \nabla_x f_9 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} \nabla_U f_1 \\ \vdots \\ \nabla_U f_9 \end{bmatrix} \quad (2.104)$$

Bu matrislere jakobiye matrisleri denir. E , A ve B Jakobiye matrisleri, rüzgar eksen takımında tanımlı denklemlere üçerli gruplar halinde karşılık geldiği için her defasında 3 denklem alınarak hesaplanır. Bu denklemlerden kuvvet denklemleri f_1, f_2, f_3 'e ; kinematik denklemler f_4, f_5, f_6 'a ve moment denklemleri f_7, f_8, f_9 'a karşılık gelir. Aşağıda verilecek ek şart hem lineerleştirme işleminde yapılacak işlemleri kolaylaştırır hemde doğrusal-yatay hareket denklemlerinin ayrışmasını sağlar. Bu nedenle sürekli durum denge koşulları;

$$\beta, \phi, P, Q, R = 0 \text{ ve tüm türevler sıfır} \quad (2.105)$$

olarak verilebilir.

2.9.3 Lineerleştirilmiş Kuvvet Denklemleri

Eşitlik (2.85) deki denklemlerde X 'in kısmi türevleri ve (2.105) deki sürekli durum şartları kullanılırsa,

$$\begin{bmatrix} \nabla_x f_1 \\ \nabla_x f_2 \\ \nabla_x f_3 \end{bmatrix}_{X=X_E; U=U_E} = \begin{bmatrix} -F_T \sin \alpha \nabla_x \alpha + \cos \alpha \nabla_x F_T - \nabla_x D - mg'_0 \cos \gamma (\nabla_x \theta - \nabla_x \alpha \\ -F_T \cos \alpha \nabla_x \beta + \nabla_x Y - mV_T \nabla_x R_w + mg'_0 (\sin \gamma \nabla_x \beta + \cos \theta \nabla_x \phi) \\ -F_T \cos \alpha \nabla_x \alpha - \sin \alpha \nabla_x F_T - \nabla_x L + mV_T \nabla_x Q_w + mg'_0 (\sin \gamma \nabla_x \alpha - \sin \gamma \nabla_x \theta) \end{bmatrix} \quad (2.106)$$

bulunur [9]. Bu sonuç yukarıdaki denklemde sürekli durum kaldırma ve sürüklenme (drag) kuvvetleri yerlerine konulup denge noktalarındaki kısmi türevler alınır ;

$$\begin{bmatrix} \nabla_x f_1 \\ \nabla_x f_2 \\ \nabla_x f_3 \end{bmatrix}_{X=X_E; U=U_E} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_e \nabla_x F_T + L \nabla_x \alpha - \nabla_x D - mg'_0 \cos \gamma_e \nabla_x \theta \\ \nabla_x Y - D \nabla_x \beta - mV_T \nabla_x R_w + mg'_0 \cos \theta_e \nabla_x \phi \\ -\sin \alpha_e \nabla_x F_T - \nabla_x L - D \nabla_x \alpha + mV_T \nabla_x Q_w - mg'_0 \sin \gamma_e \nabla_x \theta \end{bmatrix} \quad (2.107)$$

elde edilir. Bu matris lineer uçuş denklemi A matrisinin ilk 3 satırını oluşturur [9]. B matrisinin ilk 3 satırı ise;

$$\begin{bmatrix} \nabla_U f_1 \\ \nabla_U f_2 \\ \nabla_U f_3 \end{bmatrix}_{X=X_E, U=U_E} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \nabla_U F_T - \nabla_U D \\ \nabla_U Y \\ -\sin \alpha \nabla_U F_T - \nabla_U L \end{bmatrix} \quad (2.108)$$

olarak elde edilir [9]. Bu eşitlikte ilgili türevler ve denge noktası açıları yerlerine konulursa;

$$\begin{bmatrix} \nabla_U f_1 \\ \nabla_U f_2 \\ \nabla_U f_3 \end{bmatrix}_{X=X_E, U=U_E} = m \begin{bmatrix} X_{\delta.th} \cos \alpha_e & X_{\delta.e} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{\delta.a} & Y_{\delta.r} \\ -X_{\delta.th} \sin \alpha_e & Z_{\delta.e} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.109)$$

bulunur [9]. Bu denklem B matrisinin ilk 3 satırını oluşturur.

2.9.4 Lineerleştirilmiş Kinematik Denklemleri

Bu denklemlerde aerodinamik kuvvet ve momentler yoktur. E matrisi aşağıdaki gibi yazılabilir [9].

$$-\begin{bmatrix} \nabla_{\dot{x}} f_4 \\ \nabla_{\dot{x}} f_5 \\ \nabla_{\dot{x}} f_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.110)$$

A matrisinin ikinci grup denklemleri aşağıdaki gibi bulunur [9].

$$\begin{bmatrix} \nabla_x f_4 \\ \nabla_x f_5 \\ \nabla_x f_6 \end{bmatrix}_{X=X_E, U=U_E} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cos \gamma_e / \cos \theta_e & 0 & \sin \gamma_e / \cos \theta_e \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sin \alpha_e / \cos \theta_e & 0 & \cos \gamma_e / \cos \theta_e \end{bmatrix} \quad (2.111)$$

Kontrol vektörlerinin kinematik değişkenlerine göre kısmi türevi sıfırdır. Bu nedenle B matrisinin ikinci üçlü gurubu sıfırdır [9].

2.9.5 Lineerleştirilmiş Moment Denklemleri

Bu bölümde lineer durum denklem takımının son 3 satırı elde edilecektir. Lineerleştirme için başlangıç noktası olarak rüzgar eksen takımı moment eşitlikleri alınır. Moment kısmi türevleri referans 9'da verilmiş olup, burada sadece terimler kullanılmıştır. Bu katsayılar boyutlu moment türevlerinin tanımlarıdır. Boyutlu türevlerde sırası ile yatış momenti L , yunuslama momenti M ve sapma momenti N ile gösterilmiştir ve alt indisler hangi değişkene göre türev alındığını gösterir. Motor itki vektörü, gövde eksen takımının x eksenine paralel kabul edilmiştir. Gövde eksen takımına etki ettiği kuvvet bileşeni F_T ile

moment bileşeni M_T ile ifade edilir. Rüzgar eksen takımındaki moment denkleminde itki etkisi aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\bar{L}_w = \bar{L}_{wA} + M_T \sin \beta \quad (2.112a)$$

$$M_w = M_{wA} + M_T \cos \beta \quad (2.112b)$$

Burada itkinin sadece hız ile değiştiği kabul edilmiştir ve $\frac{\partial M_V}{\partial V_T}$ kısmi türevi, M_V

(aerodinamik) ve M_{TV} olmak üzere 2'ye ayrılmıştır. E matrisini hesaplamak için, durum türevlerini kapsayan tüm moment eşitlikleri ele alınmalıdır. Bunlar $-\dot{\omega}_w$ ve $-\Omega_R \omega_w$ terimleridir. Son terim açılırsa,

$$\Omega_R \omega_w = \begin{bmatrix} \beta Q_w - \dot{\alpha} R_w \cos \beta \\ \dot{\beta} P_w + \dot{\alpha} R_w \sin \beta \\ \dot{\alpha} P_w \cos \beta - \dot{\alpha} Q_w \sin \beta \end{bmatrix} \quad (2.113)$$

olduğu görülür. Bu durumda lineer durum denklemindeki E matrisinin son 3 satırı

$$-\begin{bmatrix} \nabla_{\dot{x}} f_7 \\ \nabla_{\dot{x}} f_8 \\ \nabla_{\dot{x}} f_9 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -M_{\dot{\alpha}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.114)$$

olarak bulunur. Gerekli düzenlemeler yapıldıktan sonra lineer durum denklemindeki A matrisinin son 3 satırı

$$\begin{bmatrix} \nabla_x f_7 \\ \nabla_x f_8 \\ \nabla_x f_9 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \mu L_\beta + \sigma N_\beta + \nu M_T & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu L_p + \sigma N_p & 0 & \mu L_r + \sigma N_r \\ M_V + M_{VT} & 0 & M_\alpha & 0 & 0 & 0 & 0 & M_q & 0 \\ 0 & \mu N_\beta + \sigma L_\beta & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu N_p + \sigma L_p & 0 & \mu N_r + \sigma L_r \end{bmatrix} \quad (2.115)$$

ve B matrisinin son 3 satırı

$$\begin{bmatrix} \nabla_U f_7 \\ \nabla_U f_8 \\ \nabla_U f_9 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \mu L_{\delta\alpha} + \sigma N_{\delta\alpha} & \mu L_{\delta r} + \sigma N_{\delta r} \\ M_{\delta h} & M_{\delta e} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mu N_{\delta\alpha} + \sigma L_{\delta\alpha} & \mu N_{\delta r} + \sigma L_{\delta r} \end{bmatrix} \quad (2.116)$$

olarak bulunur [9]. Bu denklemlerde $\mu = \frac{J'_z J'_x}{\Gamma}$, $\sigma = \frac{J'_z J'_{xz}}{\Gamma}$, $\nu = \frac{J'_z}{\Gamma}$ şeklinde tanımlanan katsayılarıdır.

Genelde μ sabiti bire çok yakındır ve σ sabiti çok ufaktır. ν sabiti ise boyutsuzdur ve $\frac{1}{J'_x}$ 'e yaklaşık olarak eşittir [9]. Lineerleştirme işlemi genellikle sayısal bilgisayarlar yardımı ile yapılır ancak uçuş modları ile ilgili daha fazla bilgi edinebilmek için cebirsel olarak yapıldığı da görülür.

2.10 İlişkileri Koparılmış Lineer Durum Denklemleri

Eşitlik (2.103) de genel ve kapalı şekilde verilen lineer durum denklemlerinin katsayı matrisleri elde edildi. Bu katsayıları bakılırsa, yanal hareketin M_T, γ_e, θ_e gibi sürekli durum boylamsal büyüklüklere bağlı olmasına rağmen, boylamsal ve yanal uçuş eşitliklerinin birbirleriyle bağlantısız olduğu görülür. Bu nedenle tüm sistem matrisi bir arada kullanılmak yerine, boylamsal ve yanal harekete ait denklemler ayrı ayrı kullanılır. İtke momenti boylamsal harekete dahil edilir. Boylamsal durum vektörü ve kontrol vektörü,

$$x^T = [v_T \quad \alpha \quad \theta \quad q] \quad ; \quad u^T = [\delta_{th} \quad \delta_e] \quad (2.117)$$

olarak yazılır. [9] Boylamsal katsayı matrisleri;

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & V_T - Z_{\dot{\alpha}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{\alpha}} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} X_{\delta th} \cos \alpha_e & X_{\delta e} \\ -X_{\delta th} \sin \alpha_e & Z_{\delta e} \\ 0 & 0 \\ M_{th} & M_{\delta e} \end{bmatrix} \quad (2.118a)$$

$$A = \begin{bmatrix} X_V + X_{TV} \cos \alpha_e & X_{\alpha} & -g'_0 \cos \gamma_e & 0 \\ Z_V - X_{TV} \sin \alpha_e & Z_{\alpha} & -g'_0 \sin \gamma_e & V_T + Z_q \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ M_V + M_{TV} & M_{\alpha} & 0 & M_q \end{bmatrix} \quad (2.118b)$$

olarak bulunur [9]. Yanal-doğrusal hareket durum vektörü ve kontrol vektörü

$$x^T = [\beta \quad \phi \quad p_w \quad r_w] \quad ; \quad u^T = [\delta_a \quad \delta_r] \quad (2.119)$$

olarak yazılır [9]. Yanal katsayı matrisleri

$$E = \begin{bmatrix} V_T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta e} \\ 0 & 0 \\ L'_{\delta a} & L'_{\delta r} \\ N'_{\delta a} & N'_{\delta r} \end{bmatrix} \quad (2.120)$$

$$A = \begin{bmatrix} Y_\beta & g'_0 \cos \theta_e & Y_p & Y_r - V_T \\ 0 & 0 & \cos \gamma_e / \cos \theta_e & \sin \gamma_e / \cos \theta_e \\ L'_\beta & 0 & L'_p & L'_r \\ N'_\beta & 0 & N'_p & N'_r \end{bmatrix} \quad (2.121)$$

olarak bulunur [9]. Bu denklemde kullanılan katsayılar aşağıda verilmiştir.

$$L'_\beta = \mu L_\beta + \sigma N_\beta, \quad L'_p = \mu L_p + \sigma N_p, \quad L'_r = \mu L_r + \sigma N_r$$

$$N'_\beta = \mu N_\beta + \sigma L_\beta, \quad N'_p = \mu N_p + \sigma L_p, \quad N'_r = \mu N_r + \sigma L_r$$

$$L'_{\delta a} = \mu L_{\delta a} + \sigma N_{\delta a}, \quad L'_{\delta r} = \mu L_{\delta r} + \sigma N_{\delta r}, \quad N'_{\delta a} = \mu N_{\delta a} + \sigma L_{\delta a}, \quad N'_{\delta r} = \mu N_{\delta r} + \sigma L_{\delta r}$$

3. HAREKET MODLARI VE UÇUŞ KONTROL YÜZEYLERİ

3.1 Hareket Modları

Bir uçağın hareketleri temel olarak beş temel periyodik hareketin bileşimi olarak incelenir.

i. Kısa periyod modu: Uçağın boylamsal hareketini oluşturan modlardan birincisidir. Pilotun irtifa dümeni kumandası sonucu gerçekleşen burun aşağı-yukarı harekettir. Boylamsal, genellikle en hızlı sönümlenen ve oluşması istenilen bir moddur. α ve q yu doğrudan V ve θ yi dolaylı olarak etkiler. Karmaşık düzlemde iki kompleks eşlenik kutup ile ayıredilebilir. (Şekil 3.1)

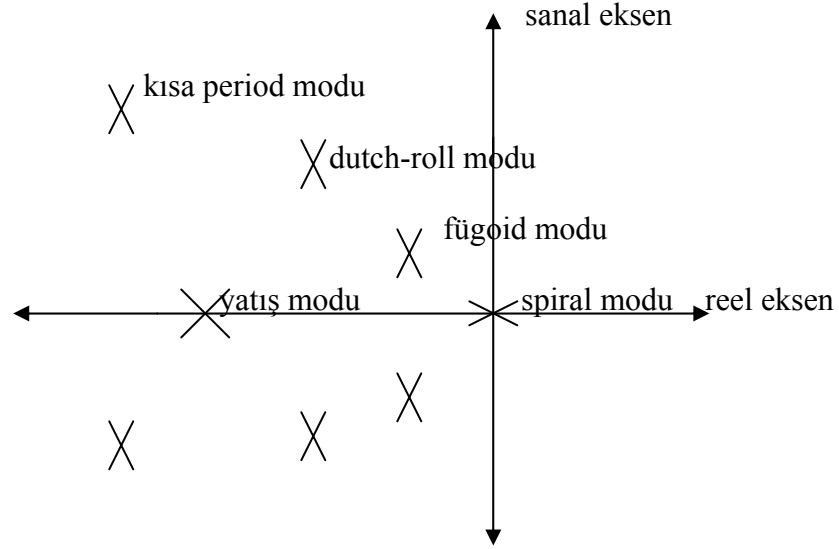
ii.Fügoid Modu: Uçağın boylamsal hareketini oluşturan modlardan ikincisidir. Pilotun irtifa dümeni kumandası sonucu gerçekleşen burun aşağı-yukarı harekettir. Yavaş sönümlenen ve oluşması istenmeyen bir moddur. V, h ve θ 'yi doğrudan α ve q yu dolaylı olarak etkiler. Karmaşık düzlemde iki kompleks eşlenik kutup ile ayıredilebilir. Bu kutuplar kısa-periyod moduna nazaran orjine çok daha yakındır. (Şekil 3.1)

iii.Yalpalama modu: Uçağın yanal-doğrusal hareketini oluşturan modlardan birincisidir. Pilotun kanatçık kumandası sonucu gerçekleşen sağa ve sola yalpalama harekettir. Yanal (lateral) kökenli hızlı sönümlenen ve oluşması istenilen bir moddur. p ve ϕ 'yi etkiler. Karmaşık düzlemde reel bir kutup ile ifade edilir. (Şekil 3.1)

iv.Düz-yatış (Dutch roll) modu: Uçağın yanal-doğrusal hareketini oluşturan modlardan ikincisidir. Pilotun kanatçık ve/veya yön dümeni kumandası sonucu gerçekleşen ,yanal (lateral) kökenli, yalpalama moduna göre daha yavaş sönümlenen ve oluşması istenmeyen bir moddur. Uçağın lateral ekseninde beşik gibi sallanmasına sebep olur. Karmaşık düzlemde iki kompleks eşlenik kutup ile ifade edilir. Bu kutuplar orjine fügoid modu kutuplarından daha uzak, kısa periyod kutuplarından daha yakındır. (Şekil 3.1)

v.Spiral Modu: Uçağın yanal-doğrusal hareketini oluşturan modlardan üçüncüsüdür. Pilotun kanatçık ve/veya yön dümeni kumandası sonucu gerçekleşen; yanal (lateral) kökenli, en yavaş sönümlenen moddur. Karmaşık düzlemde genellikle orjine çok yakın

bir kutup ile gösterilir. Kararsız olması dahi sistem üzerinde olumsuz bir etki yapmaz, çok yavaş sönümlenmesi sebebi ile kompanzasyonu sorun yaratmaz. (Şekil 3.1)



Şekil 3.1 Hareket modlarının karmaşık düzlemdeki yerleri

3.2 Uçaklarda Bulunan Çeşitli Uçuş Kontrol Yüzeyleri

Uçaklarda görülebilecek ana uçuş kontrol yüzeyleri kanatçıklar (aileronlar), spoilerler, kuyruk takımı, irtifa dümeni (elevator), hareketli yatay stabilizer (stabilizator), elevonlar (elevator + aileron), yön dümeni (rudder) olarak sayılabilir. Bunlar kısaca açıklanırsa;

i.Kanatçıklar: Uçağın boyuna ekseni etrafındaki yatış hareketini kontrol eder. Kanatların fırar kenarına yerleştirilmişlerdir. Kanatçıklar pilot mahallindeki lövyeye o şekilde irtibatlandırılmıştır ki lövyenin sağa sola yatış hareketi ile aşağı yukarı hareket ederler. Aşağı yukarı hareketi yaparken, kanatçıklardan biri yukarı hareket ederken diğeri aşağı iner. Örneğin lövyeye sağa yatırıldığında , sağ kanatçık yukarı sol kanatçık aşağı hareket eder. Yukarı kalkan kanatçık sağ kanat üzerindeki taşıma kuvvetini azaltır, buna karşın sürtünme kuvvetini arttırır. Böylece sağ kanat aşağı doğru hareket eder. Lövyenin hareketi ile aşağı inen sol kanatçık, sol kanat üzerindeki taşıma kuvvetini arttırır. Bunun sonucu sol kanat yukarı çıkar. Sağ kanatın aşağı inmesi ve sol kanatın yukarı çıkması sonucu, uçak boyuna ekseni etrafında yatış hareketini yapar. (Şekil 3.4)

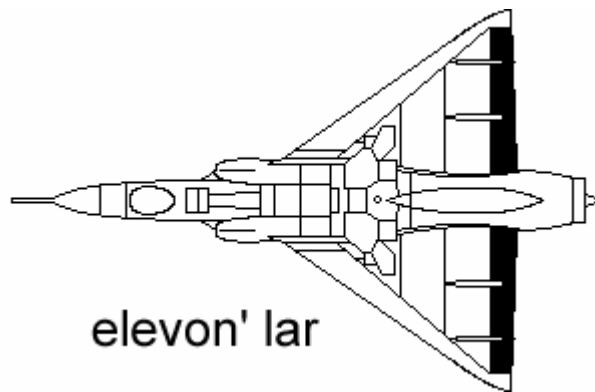
ii.Spoiler: Kanat üzerine yerleştirilmiş olan spoilerler kanatçık gibi görev yaparak uçağın boyuna ekseni etrafındaki yunuslama hareketini kontrol eder. Çalışma prensibi farklıdır. Lövyeye sağa yatırıldığında sadece sağ kanat üzerindeki spoiler hareket ederek yukarı kalkar, sol spoiler hareket etmez. Yukarı kalkan spoiler, kanat üzerindeki hava akışını keserek taşıma kuvvetinin azalması ile birlikte sürtünme kuvvetinin artmasına sebep olur.

Böylece sağ kanat aşağı doğru hareket ederek, uçağın sağa yatış hareketi yapması sağlanmış olur. Bazı tip uçaklarda, spoiler aynı zamanda sürat freni olarak kullanılır. Bu durumda her iki taraftaki spoiler aynı anda yukarı kalkarak, hava akışını azaltır ve sürtünmeyi artırır. (Şekil 3.4)

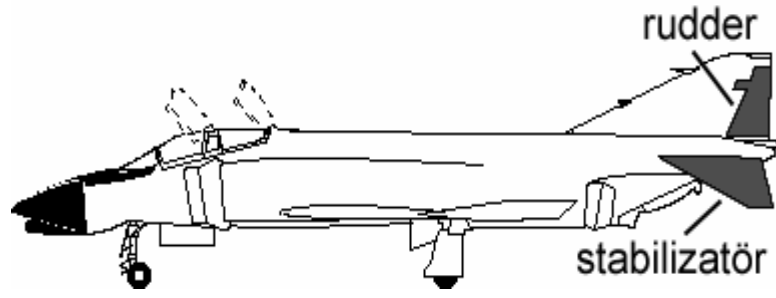
iii. Kuyruk Takımı: Uçağın arka kısmına kuyruk takımı denir. Kuyruk takımı yatay ve dikey stabilizatörlerle ve bunlara irtibatlanmış olan uçuş kumanda yüzeylerinden meydana gelir. Dikey stabilizatör uçuşta uçağın sağa, sola yapacağı sapma hareketlerini (kaçışını) azaltır. Dikey stabilizatörün firar kenarına istikamet dümeni irtibatlandırılmıştır. Yatay stabilizatör uçuşta uçağın aşağı yukarı yunuslama hareketini azaltır. Yatay stabilizatörün firar kenarına irtifa dümeni irtibatlandırılmıştır. Bazı tip uçaklarda irtifa dümeni yerine tamamen hareketli yatay stabilizatör bulunur. (Şekil 3.2)

iv. İrtifa dümeni: Uçağın enine ekseni etrafındaki yunuslama hareketini kontrol eder. Lövye geri çekildiğinde irtifa dümeni yukarı kalkar. Bu durumda yatay stabilizatörün üzerindeki kaldırma kuvveti azalır ve kuyruk aşağı doğru hareket eder. Kuyruğun aşağı doğru hareketi ile burun yukarı doğru kalkar ve uçak tırmanışa geçer. Yatay sabit stabilizatör üzerindeki kaldırma kuvvetinin artması kuyruğun yukarı, burnun aşağı doğru hareket etmesine neden olur. Bu durumda uçak dalışa geçer. Böylece irtifa dümeni uçağın enine ekseni etrafındaki yunuslama hareketini kontrol etmiş olur.

v. Elevon: Delta kanatlı uçaklarda kanatçık ve irtifa dümeni olmayıp, bunların yerine her ikisinin görevini yapan elevonlar kullanılmıştır. Elevonlar, lövyeye o şekilde irtibatlandırılmıştır ki, lövyeye ileri hareket ettiğinde elevonlar yukarı aşağı hareket ederek irtifa dümeni görevi yapar, lövyeye sağa sola hareket ettirildiğinde biri aşağı biri yukarı hareket ederek kanatçık görevini yapar. (Şekil 3.2)

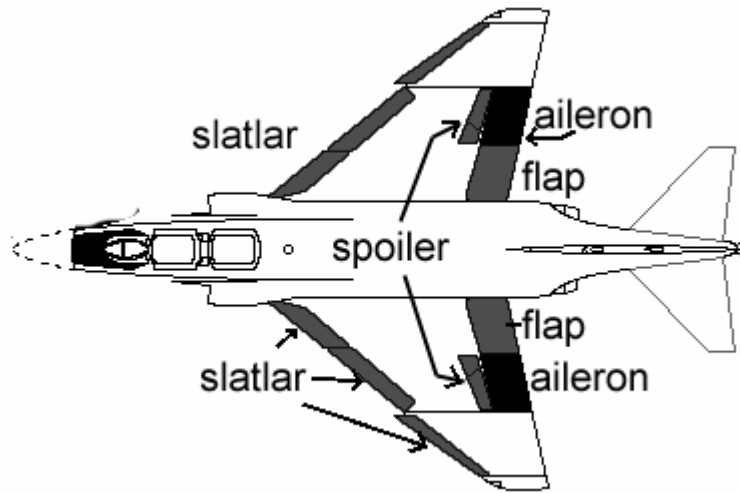


Şekil 3.2 Elevonlar



Şekil 3.3 Yön dümeni ve yatay stabilizatör

vi.Yön dümeni: Yön dümeni uçağın dikey eksen etrafındaki sapma hareketini sağlar. Düşey kuyruk stabilizatörünün firar kenarına yerleştirilmiştir. Pilot mahallinde bulunan pedallardan kumanda alırlar. Sağ pedala basıldığında yön dümeni sağa doğru hareket eder ve kuyruğun sola doğru itilmesini sağlar, böylece uçağın burnunun sağa sapmasını sağlar.



Şekil 3.4 Diğer kontrol yüzeyleri

4. DAYANIKLI KONTROLÖR TASARIMI

4.1 Dayanıklı Kontrolör Kavramı

Kontrol mühendisliğinde, herhangi bir sistem için tasarlanan kontrolörün, o sistemi kararlı yapması ve sistem cevaplarını istediğimiz performans kriterlerini karşılayacak şekilde düzeltmesi beklenir. Tasarım aşamasında sistemin modellenmesinden meydana gelecek hatalar, geri besleme esnasında oluşacak ölçme hataları ve sistem dışı ortamlardan gelecek bozucular, tasarlanan bu kontrolörün istenilen performans kriterlerini sağlamamasına, hatta sistemi kararsız yapmasına neden olabilir. Bu nedenle uygulama esnasında karşımıza iki çeşit dayanıklılık kavramı ortaya çıkar. Bu kavramlar kısaca, dayanıklı kararlılık ve dayanıklı performans olarak adlandırılabilir. Dayanıklı kararlılıkta amaç, her türlü sistem belirsizliği, bozucu ve ölçüm hatasına karşı, sistemin daima kararlı kalması; dayanıklı performansta ise amaç, her türlü sistem belirsizliği, bozucu ve ölçüm hatasına karşı, sistem cevabının istediğimiz kriterler içinde olmasıdır.

4.2 Belirsizliklerin Gösterimi

Kontrol sistemleri tasarımında kullanılan sistem modelleri gerçek sistemlere ne kadar yakın olurlarsa olsunlar, sadece o sistemin yaklaşıklıkla modellenmiş halleridir. Bu nedenle geri beslemedeki temel amaç, modellemeden meydana gelen bu hatayı azaltmaktır. Dayanıklılık, aslında yapısal (structural) ve yapısal olmayan (unstructural) bu belirsizliklere karşı sistemin tolerans ölçüsüdür. Yapısal olmayan belirsizlikler (unstructured uncertainty) sistemin model analizinde gösterilmemiş ek dinamiklerden oluşur [3]. Klasik kontrolde kullanılan tek çevrim kazanç payı ve faz kazanç payı modellemede meydana gelen yapısal olmayan belirsizliklerin bir ölçüsü olmasına rağmen yeterli değildir. Yapısal olmayan belirsizlikler, sistem modelinde toplam veya çarpım halinde gösterilebilir. $G_0(s)$ modellenmiş nominal sistem ve $G(s)$ ise gerçek sistem olarak düşünölsün. ∇_a toplam olarak modellenmiş belirsizliği, ∇_m çarpım olarak modellenmiş belirsizliği gösterebilir, sistem modeline yansıyacak belirsizlikler aşağıdaki gibi ifade edilebilir. Toplam olarak modellenmiş belirsizlik için ;

$$G(s)=G_0(s)+ \nabla_a(s) \quad (4.1)$$

Sistem girişinde çarpım olarak modellenmiş belirsizlik için ;

$$G(s)=G_0(s)[I+ \nabla_m(s)] \quad (4.2)$$

Sistem çıkışında çarpım olarak modellenmiş belirsizlik için ;

$$G(s)= [I+ \nabla_m(s)]G_0(s) \quad (4.3)$$

yazılabilir.

Eğer sistem modelinde, bir parametre veya parametre kümesine karşılık gelen belirsizlik sistemin geri kalanından bağımsız ise, bu tür belirsizliklere yapısal belirsizlik (structured uncertainty) denir [3]. Bu belirsizlikler de sistem modeline toplam yada çarpım olarak girerler.

4.3 Dayanıklı Kontrol İçin Kullanılan Yöntemler

Uçaklar için dayanıklı kontrolör tasarımında temel olarak aşağıda belirtilen yöntemler kullanılmaktadır.

i. Öz Değer-Öz Vektör Atama : Bu yöntem daha çok yapısal belirsizliklere sahip sistemler için tercih edilir. Amaç, kapalı çevrim öz vektörlerini mümkün olduğunca birbirlerine dik duruma getirerek birbirleriyle olan ilişkilerini azaltmaktır. Geri beslemeli sistemde; öz değerler sistem belirsizliklerinden meydana gelebilecek etkilerden minimum etkilenecek şekilde tasarım yapılır. Genel olarak öz değerin belirsizliğe hassasiyeti “condition number” ile ifade edilir ve iteratif tasarımlarla bu sayı minimize edilmeye çalışılır. Ancak dayanıklı performans için ihtiyaç duyulan öz vektör uzayı her zaman mevcut değildir yada arzu edilen performans kriterlerini sağlayacak şekilde yeterince büyük değildir. Bundan dolayı genelde dayanıklı tasarım için ihtiyaç duyulan öz vektörlerin izdüşüm uzayları kullanılır. Bu durum tasarımların istenilen sonuçları vermesini zorlaştırır. [21, 22, 23, 24]

ii. Lineer Kuadratik Yöntemler: Bu yöntem daha çok sistem dışından etki eden bozuculara karşı dayanıklı sistem tasarımı için tercih edilir. Sistem dinamiklerinin lineer olduğu ve bilindiği, ölçüm gürültüleri ve bozucu sinyallerin stokastik oldukları ve istatistiksel değerlerinin bilindiği kabul edilir. İkinci dereceden bir maliyet fonksiyonun minimize edilmesi ile dayanıklılık sağlanır. [9, 13]

iii. Optimal Dayanıklı Kontrol Yaklaşımı: Sistemin kapalı çevriminin dış etkilere (bozuculara) karşı dayanıklı yapılması konusunda yoğunlaşmıştır. Sistemdeki belirsizlikler, nominal transfer fonksiyonuna eklenen yada çarpılan bir transfer fonksiyonu kümesi ile belirlenir. Kullanılan norma göre; H_∞ , H_2 veya L_1 tipi optimal kontrol adını alır.

Optimal kontrol yöntemleri ile yapılan tasarımlar; olası tüm sistemleri kararlı yaptığı gibi gerçekleşmesi mümkün olmayan sistemleri de kararlı yapmaya çalışır, o nedenle tutucudurlar. Bunun doğal bir sonucu olarak tasarlanan kontrolörler genelde yüksek dereceli olurlar. Bu yöntem aynı zamanda kırılğan kontrolör tasarımına yol açabilir. [16, 18, 19, 30,31]

iv. Lineer Matris Eşitsizlikleri: Son yıllarda dayanıklı kontrol problemlerinin lineer matris polinomlarının eşitsizlikleri halinde yazılması ile işlevlik kazanmıştır. Bu elde edilen eşitsizlikleri çözen kuvvetli algoritmaların ortaya çıkarılması yöntemin popülerliğini arttırmıştır. MATLAB de bulunan LMI toolbox bu algoritmalara örnek olarak verilebilir. Tasarımda amaç, arzu edilen performans kriterlerinin lineer matris polinomlarının eşitsizlikleri halinde yazılarak ifade edilmesidir. [16] Optimal dayanıklı kontrol bağlamındaki problemler LMI kullanılarak çözülebildiğinden (iii)' de bahsedilen tüm olası olumsuzluklar bu yöntem içinde geçerlidir.

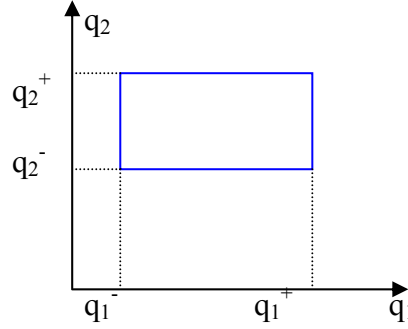
v. Parametre Uzak Yaklaşımı: Bu yöntem daha çok yapısal belirsizliklere karşı dayanıklı sistem tasarımı için kullanılır. Sistem parametrelerindeki belirsizlik, doğrudan sistem modeline yansıtılır [12]. Böylece sistemdeki belirsizlikler tam olarak belirlenir. Sistemin hangi parametresinin sistemi nasıl etkilediği gibi konularda sistem hakkında daha geniş bilgiye sahip olmamızı sağlar. Tutuculuktan uzak tasarım sonuçları verir. Düşük dereceli kontrolör tasarlanmasına olanak sağlar. Ancak hesaplamalar uzun zaman alabilir. Belirsizliklerin doğru olarak belirlenmesi gereklidir. Eğer sistemde öngörülen belirsizlikler dışında başka belirsizliklerde mevcut ise sistem dayanıklılığı hakkında yanıltıcı olabilir. Son yıllara kadar tasarım için ihtiyaç duyulan toolbox mevcut olmadığı için pek popüler olmayan bu yaklaşım PARADISE toolbox'nın yazılması ile yavaş yavaş popülerliğini arttırmaktadır [17]. Bu tezde tasarım yöntemi olarak parametre uzak yaklaşımı kullanılmıştır. F16 savaş uçağının boylamsal hareketini ifade eden kapalı çevrim transfer fonksiyonu, yükseklik-hız zarfında değişen sistem matrisi katsayılarına karşı dayanıklı hale getirilmiştir.

4.4 Parametre Uzak Yaklaşımı

Parametre uzakı yaklaşımında, belirsizlikler nominal bir sisteme toplam olarak giren belirsizlik vektörü ile ifade edilir. Eğer bu belirsizlik vektörü bir minimum ve maksimum değer arasında değişiyor ise, bu vektör kümesine parametre kutusu adı verilir ve aşağıdaki şekilde gösterilir. [12]

$$Q = \{q \mid q \in [q_i^-, q_i^+], i = 1, 2, 3, \dots, l\} \quad (4.4)$$

$l=2$ için parametre kutusu;



Şekil 4.1 Parametre kutusu

Parametre durum uzayı yöntemi Frazer ve Duncan tarafından ifade edilen sınır geçiş teoremi temel alınarak oluşturulmuştur [29]. Bu yöntemde Hurwitz kararlılığı için kritik kararlılık şartı şu şekilde açıklanabilir: $P(s, q)$ herhangi bir karakteristik polinomu ifade etmek ve $q = q_0$ çalışma şartlarında kararlı olmak üzere; polinomun gerçek katsayılarının q 'da sürekli olduğu kabul edilsin. Bundan dolayı $P(s, q)$ 'nun kökleri de q 'da süreklidir. Bu kökler, imajiner eksen geçmeden, eksenin sol tarafından sağ tarafına geçemezler. Öz değerlerin imajiner eksen geçmeleri 2 şekilde gerçekleşir.

i. $s = 0$ durumu (gerçekte kök sınırı durumu)

ii. $s = \pm jw$ durumu ($w > 0$; sanal kök sınırı durumu)

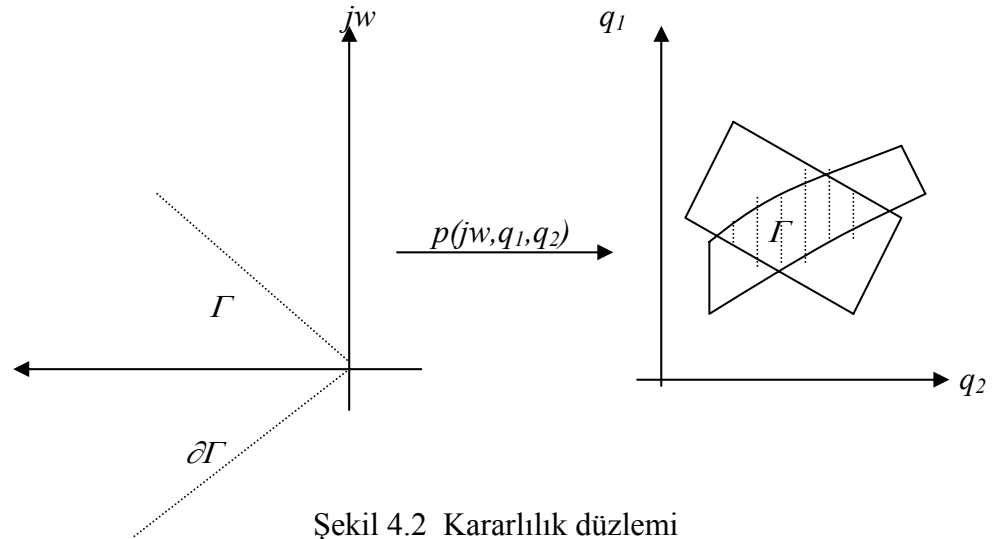
Parametre uzay yaklaşımında; yukarıda verilen sınırlar öz değerlerin tüm parametre değişimlerine karşı geçmemeleri gereken sınırlar olarak kabul edilir. Karakteristik denklem aracılığı ile bu sınırlar parametre uzayına yansıtılır. İstenilen frekans ve sönüm değerlerini elde etmek için, tüm parametre değişimlerine karşı öz değerlerin bulunmaları gereken bölgeler belirlenerek, o bölgelerin sınırları dayanıklı performans için kararlılık sınırları kabul edilir ve Γ kararlılık olarak adlandırılır. Uygulamada kolaylık sağladığı için Γ kararlılığı sağlayan parametre uzayı grafik olarak gösterilir. Bu nedenle genelde tasarımlar parametre uzay yaklaşımında 2-3 boyutla sınırlandırılır. İki boyutlu parametre düzlemi için; q_1 ve q_2 belirsizlik parametreleri olmak üzere yöntem şu şekilde gösterilebilir. Γ kararlılık sınırı Hurwitz kararlılığı için (4.5)'de olduğu gibi kabul edilsin, bu durumda karakteristik denklem gerçekte ve sanal bölümlerine (4.6a) ve (4.6b) deki gibi ayrılır.

$$\Gamma = \{jw | w \in (-\infty; \infty)\} \quad (4.5)$$

$$Re p(jw, q_1, q_2) = a_0(q_1, q_2) + a_2(q_1, q_2) w^2 + \dots + a_n(q_1, q_2) w^n = 0 \quad (4.6a)$$

$$Im p(jw, q_1, q_2) = w (a_1(q_1, q_2) + a_3(q_1, q_2) w^2 + \dots + a_{n-1}(q_1, q_2) w^{n-2}) = 0 \quad (4.6b)$$

$w = w_0$ sabit frekans değeri için (4.6) eşitlikleri çözülerek q_1 ve q_2 bulunur. Bulunan sonuçlar, karakteristik denklemin Γ sınırında bulunan noktalarını tanımlar. Hurwitz kararlılığı için bu noktalar polinomun köklerinin $s = \pm jw$ deki köklerine karşılık gelir. w frekansının taranarak denklemin tüm istenilen w değerleri için çözülmesi, belirsiz parametre uzayında kararlılık sınırlarını oluşturan kritik noktaların bulunmasını ve kararlılık düzlemlerinin oluşmasını sağlar. Γ kararlılık bölgeleri parametre düzlemini sonlu sayıda bölgeye ayırır. Bu bölgelerin tek tek kontrol edilmesi ile sistemi Γ kararlı kılan parametre kümesi bulunmuş olur. (Şekil 4.2)



Şekil 4.2 Kararlılık düzlemi

4.5 F16 Savaş Uçağının Boylamsal Denklemlerinin Elde Edilmesi

Dayanıklı kontrolör tasarımı için kullanılan F16 savaş uçağının boylamsal hareketine ait denklemler F16Sim programı kullanılarak elde edilmiştir. F16Sim programı hakkındaki genel bilgiler Ek A'da verilmiştir. Bu program kullanılarak F16 uçağına ait lineer olmayan uçuş denklemleri Tablo 4.1'de verilen 135 uçuş koşulunda sürekli dönüş hareketi için lineer duruma getirilmiştir. F16Sim programının Tablo 4.1'de verilen uçuş koşulları için elde ettiği lineer zamanla değişmeyen (LTI) durum uzayı matrisleri Ek C 'de verilmiştir.

Tablo 4.1 Lineerleştirme için kullanılan uçuş şartları

Uçuş koşulu no'su	Yükseklik-feet	Hız-Feet/sn	Dönüş Hızı feet/saniye
1-5	5000	400	1,2,3,4,5
6-10	5000	600	1,2,3,4,5
11-15	5000	800	1,2,3,4,5
16-20	6000	400	1,2,3,4,5
17-25	6000	600	1,2,3,4,5
26-30	6000	800	1,2,3,4,5
31-35	8000	400	1,2,3,4,5
36-40	8000	600	1,2,3,4,5
41-45	8000	800	1,2,3,4,5
46-50	10000	400	1,2,3,4,5
51-55	10000	600	1,2,3,4,5
56-60	10000	800	1,2,3,4,5
61-65	12000	400	1,2,3,4,5
66-70	12000	600	1,2,3,4,5
71-75	12000	800	1,2,3,4,5
76-80	14000	400	1,2,3,4,5
81-85	14000	600	1,2,3,4,5
86-90	14000	800	1,2,3,4,5
91-95	16000	400	1,2,3,4,5
96-100	16000	600	1,2,3,4,5
101-105	16000	800	1,2,3,4,5
106-110	18000	400	1,2,3,4,5
111-115	18000	600	1,2,3,4,5
116-120	18000	800	1,2,3,4,5
121-125	20000	400	1,2,3,4,5
126-130	20000	600	1,2,3,4,5
131-135	20000	800	1,2,3,4,5

Tasarım için 12000 feet yükseklik, 600 feet/saniye hız ve 1 derece/saniye dönüş hızındaki uçağın denklemleri nominal denklemler olarak alınmıştır. Bu uçuş şartlarıdaki uçağın durum uzayı denklemleri (4.7) ve (4.8) de verildiği gibi elde edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{v} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ -32.17 & -0.01161 & 7.263 & -0.5494 \\ 0 & -0.0001787 & -0.8457 & 0.9339 \\ 0 & -0.0001919 & -2.472 & -1.15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ v \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0.001569 & 0.1685 \\ -1.04e^{-7} & -0.001785 \\ 0 & -0.1809 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

$$y = \begin{bmatrix} 57.32 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 57.32 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57.32 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ v \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

A matrisi katsayılarının Tablo 4.1’de verilen uçuş şartlarında değişimi incelendiğinde Tablo 4.2’deki sonuçlar elde edilmiştir. Tablo 4.2’ nin en son iki sütunu A matrisinin her bir katsayısı için geçerli belirsizlik kutularının minimum ve maksimum noktalarını ifade etmektedir. Tablo 4.1’de verilen tüm uçuş şartları için geçerli A sistem matrisi (4.9) verildiği gibi ifade edilebilir.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ -32.17 & -0.01161 + q_1 & 7.263 + q_2 & -0.5494 + q_3 \\ 0 & -0.0001787 + q_4 & -0.8457 + q_5 & 0.9339 + q_6 \\ 0 & -0.0001919 + q_7 & -2.472 + q_8 & -1.15 + q_9 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Tablo 4.2 A matrisi katsayı değişimi

Katsayı	Minimum	Maksimum	Nominal	Nominalden sapma (-)	Nominalden sapma (+)
a_{11}	0	0	0	0	0
a_{12}	0	0	0	0	0
a_{13}	0	0	0	0	0
a_{14}	1	1	1	0	0
a_{21}	-32.17	-32.17	-32.17	0	0
a_{22}	-0.01987	-0.01057	-0.01161	-0.00826	0.00104
a_{23}	-7.22	59.34	7.263	-14.483	52.077
a_{24}	-2.064	0.6358	-0.5494	-1.5146	1.1852
a_{31}	0	0	0	0	0
a_{32}	-0.0004007	-0.00009665	-0.0001787	-0.000222	0.00008205
a_{33}	-1.397	-0.4343	-0.8457	-0.5513	0.4114
a_{34}	0.9143	0.9502	0.9339	0.0196	0.0163
a_{41}	0	0	0	0	0
a_{42}	-0.0004249	-0.00002509	-0.0001919	-0.000233	0.0001668
a_{43}	-5.434	-0.7529	-2.472	-2.962	1.7191
a_{44}	-1.886	-0.6584	-1.15	-0.736	0.6584

F16 uçağının boylamsal hareketi, kısa periyot mod ve füğoid mod olmak üzere iki ayrı hareketin bileşiminden oluşur. A matrisinin Tablo 4.1’de verilen uçuş zarfında öz değerlerinin dağılımı incelenirse bu iki ayrı mod fark edilir (Şekil 4.3). Orijine çok yakın dağılım gösteren öz değerler füğoid moda ve orijinden farklı şekilde sol tarafta toplanan öz değerler kısa periyot moduna aittir. Bu iki modun bu kadar açık şekilde birbirinden ayrı olması sebebi ile boylamsal hareket için yapılan tasarımlarda bu iki mod, kısa periyot yaklaşımı ve füğoid mod yaklaşımı olmak üzere ayrı ayrı ele alınabilir [9]. Füğoid modunu oluşturan hareket esnasında; hız ve θ değişirken hücum açısı ve q hemen hemen sabittir. Kısa period yaklaşımında ise, hücum açısı, q ve θ değişirken hızın sabit olduğu kabul edilir. A matrisinden kısa periyot moduna ait denklemin elde edilmesi için durum değişkenleri (4.10) durumuna gelecek şekilde tekrar düzenlenir. (4.10) durumuna

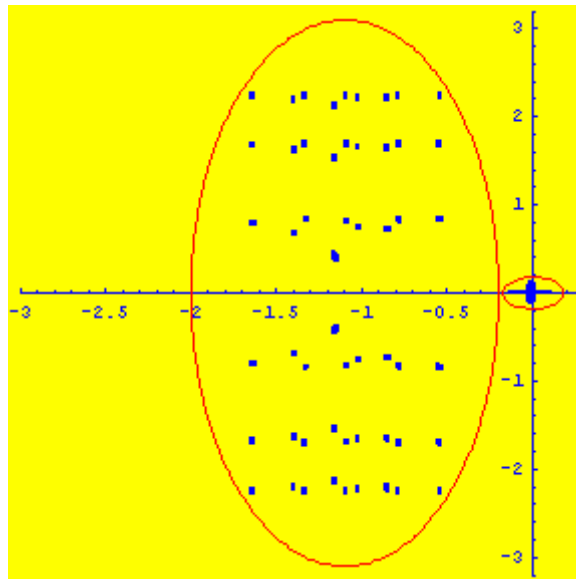
getirilen A matrisi (4.11) şeklinde parçalara ayrılır. Elde edilen yeni durum uzayı modelinde A_{11} ve B_{12} matrisleri boylamsal harekete ait kısa periyot modunu tanımlar [9].

$$x^T = [\alpha, q, v, \theta] \quad (4.10)$$

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ B_{21} & B_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

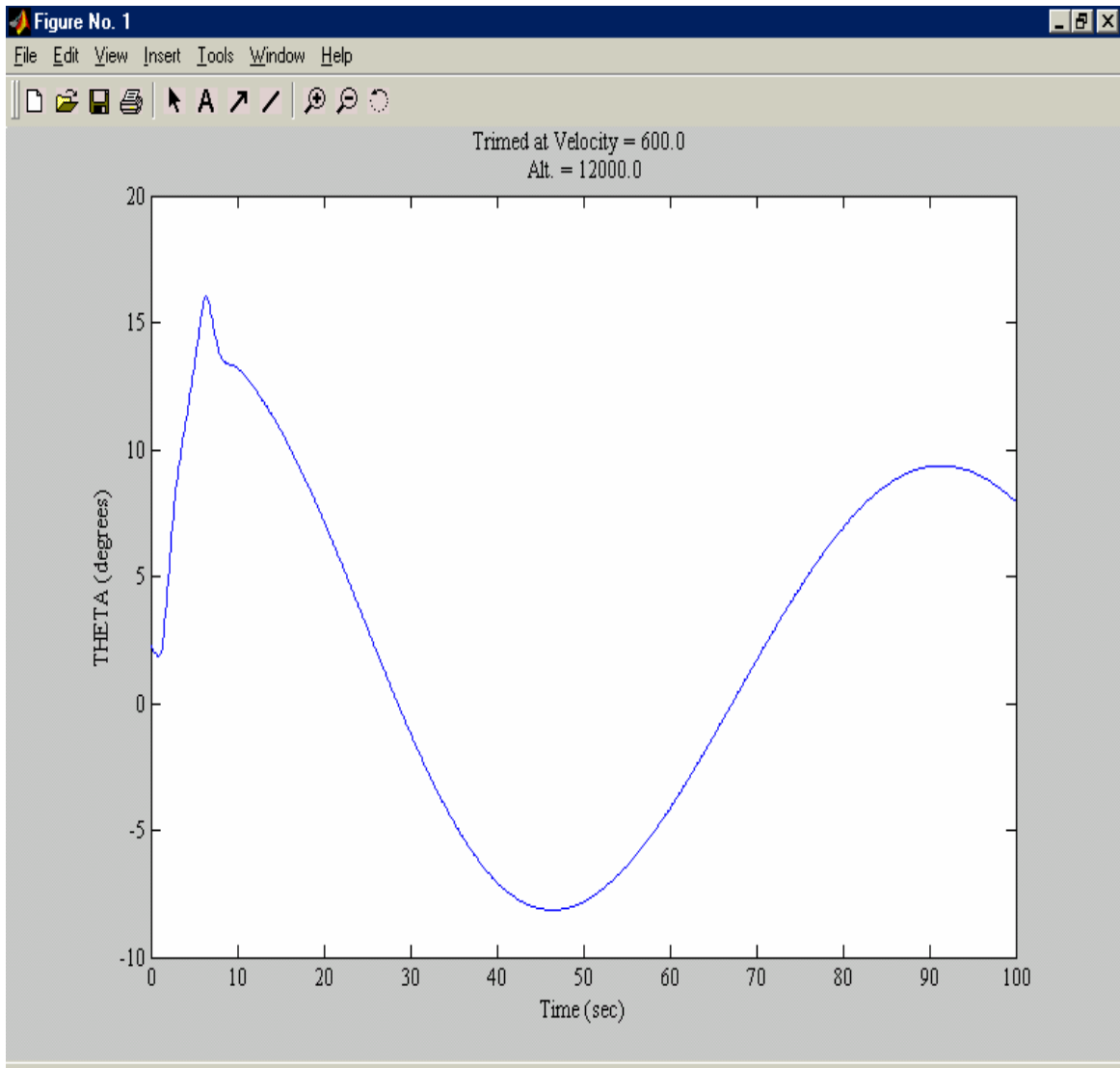
(4.10) ve (4.11)' de açıklanan işlemler nominal uçuş şartı için elde edilen durum uzayı A ve B matrisine uygulanırsa; (4.12) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{v} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8457 + q_5 & 0.9339 + q_6 & -0.0001787 + q_4 & 0 \\ -2.475 + q_8 & -1.15 + q_9 & 0.0001919 + q_7 & 0 \\ 7.263 + q_2 & -0.5494 + q_3 & -0.01161 + q_1 & -32.17 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ v \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.000000104 & -0.001785 \\ 0 & -0.1809 \\ 0.001569 & -0.1685 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

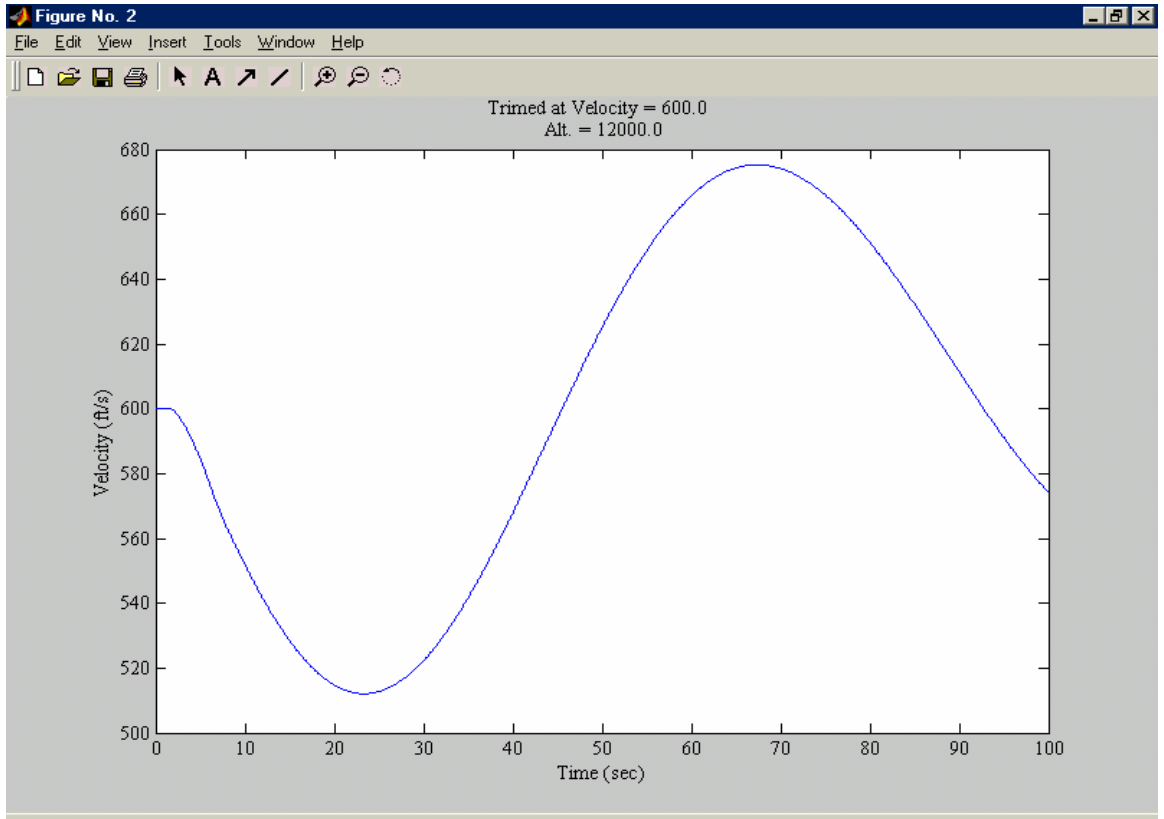


Şekil 4.3 F16 uçağının boylamsal hareketinin öz değer dağılımı

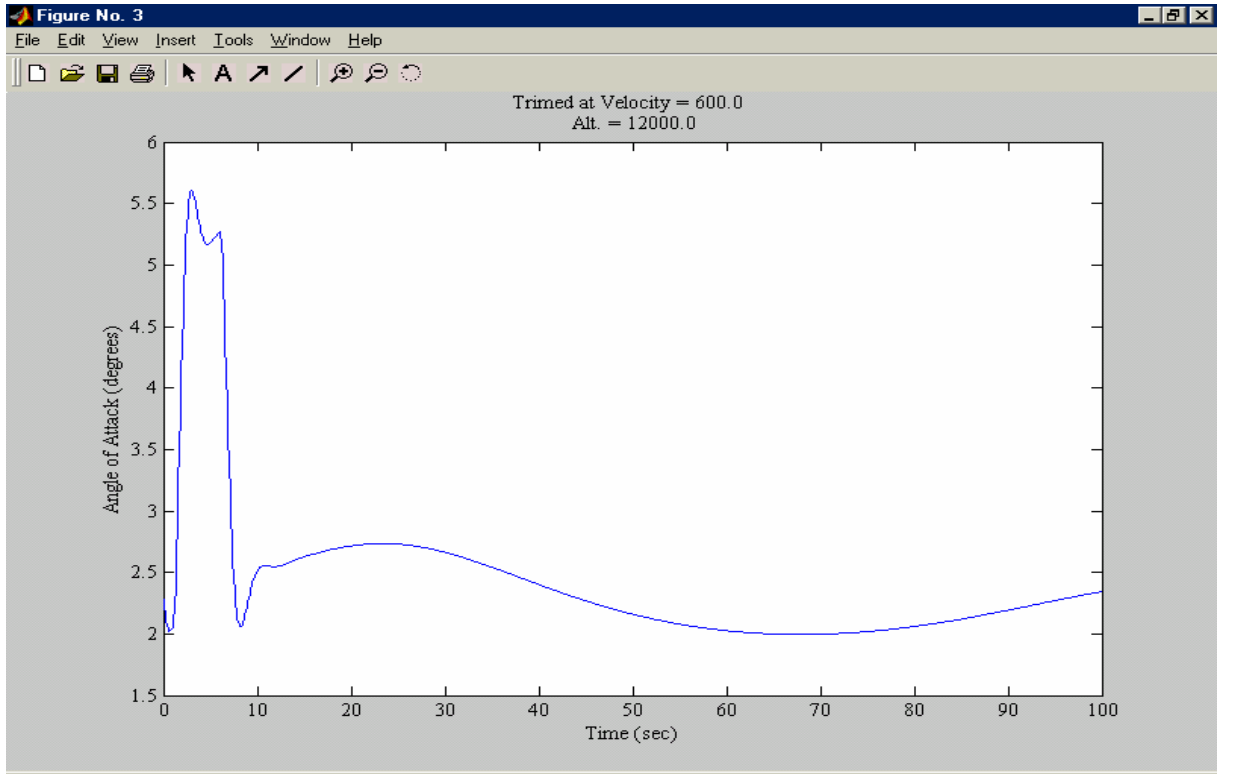
F16Sim programı kullanılarak F16 uçağının 12000 feet yükseklik ve 600 feet/saniye hız değerlerinde non-lineer simülasyonu yapılmıştır. Simülasyonda F16 uçağının 1 derece/saniye dönüş hızında düzenli dönüş hareketi yaptığı kabul edilerek boylamsal harekete ait durum değişkenlerinin aldığı değerler bulunmuştur. Simülasyonda uçağa giriş komutu olarak önce 5 saniye süre ile (1. saniye ile 6.saniye arasındaki zaman süresince) -1 derece irtifa dümeni sapması komutu uygulanmıştır (Şekil 4.4 - Şekil 4.9). Daha sonra bu girişe ilave olarak 1. saniyeden itibaren 2000 pound değerinde itki kuvveti uygulanarak simülasyon sonuçları aşağıda verilmiştir (Şekil 4.10 - Şekil 4.15).



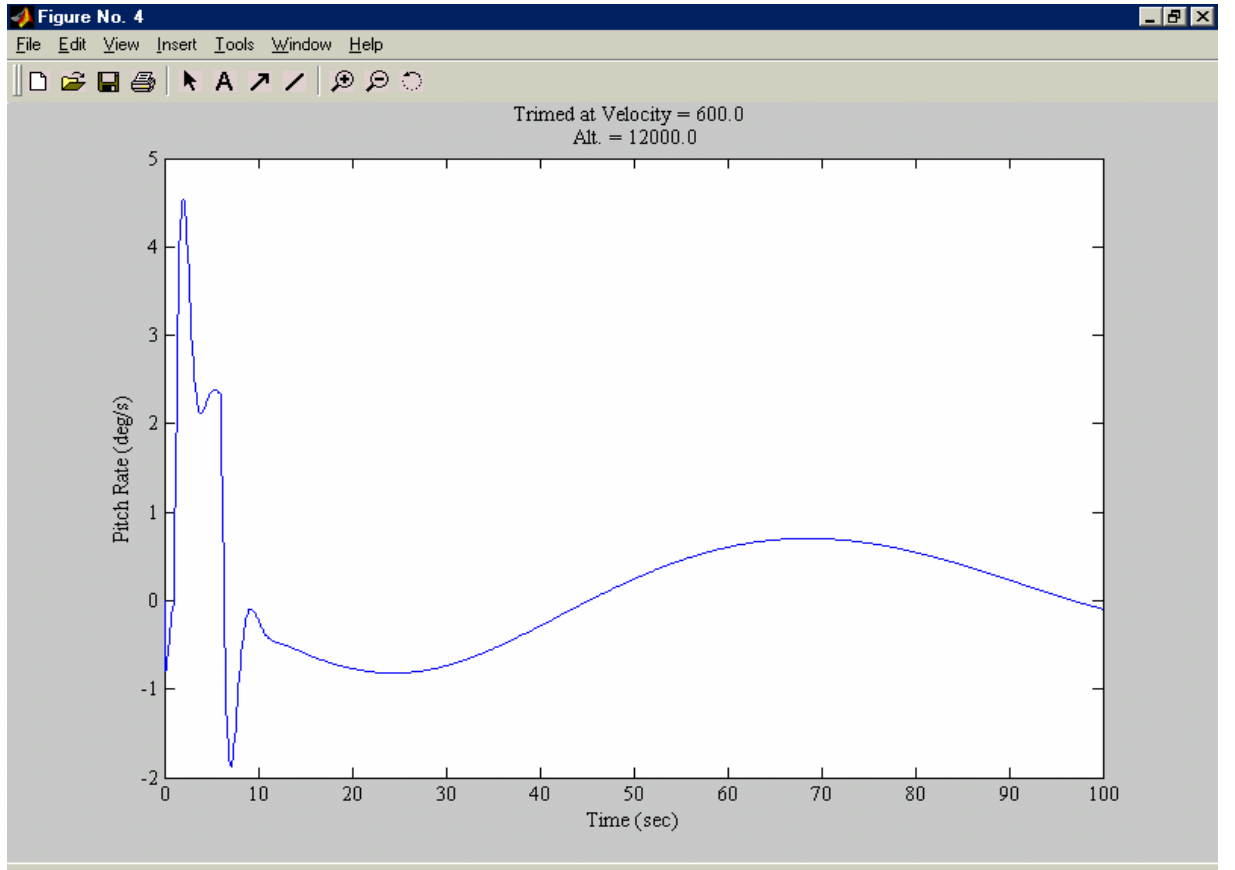
Şekil 4.4 Non-Lineer simülasyonda sadece irtifa komutu girişi sonucu elde edilen yunuslama açısı değeri



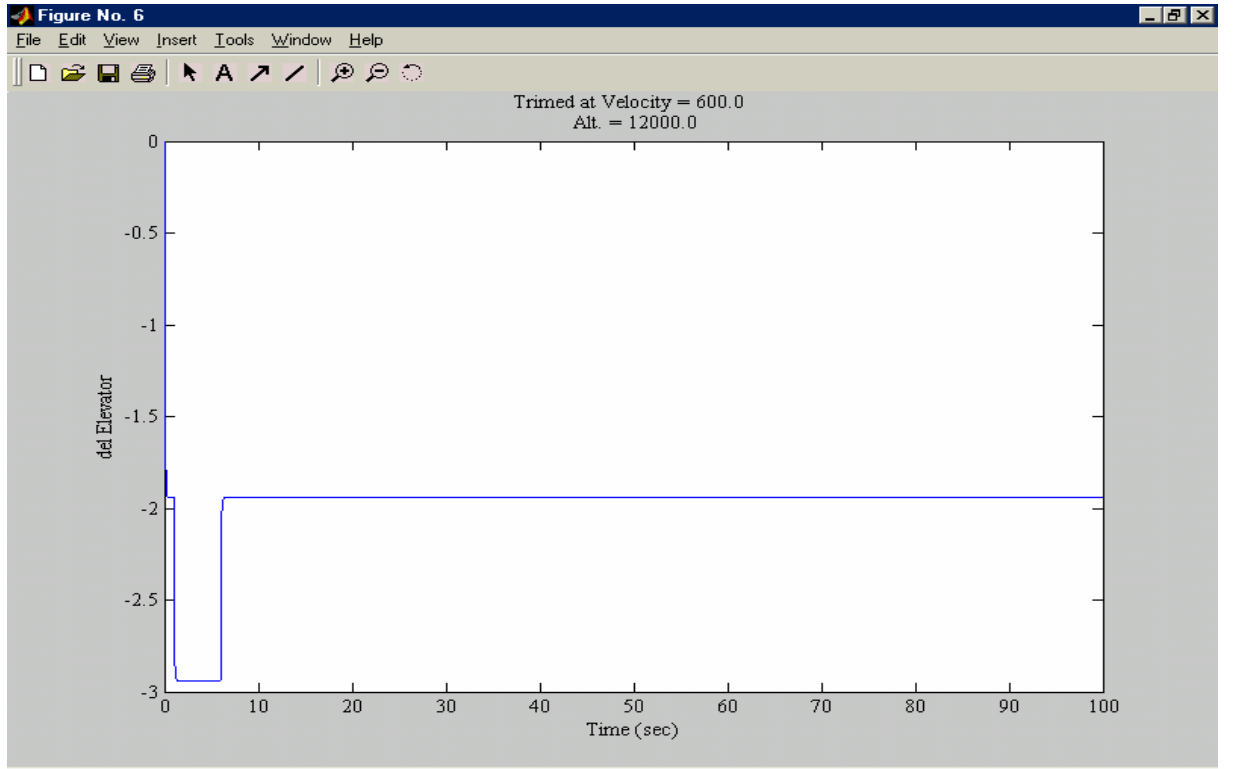
Şekil 4.5 Non-Lineer simülasyonda sadece irtifa komutu
girişi sonucu elde edilen uçak hızı değeri



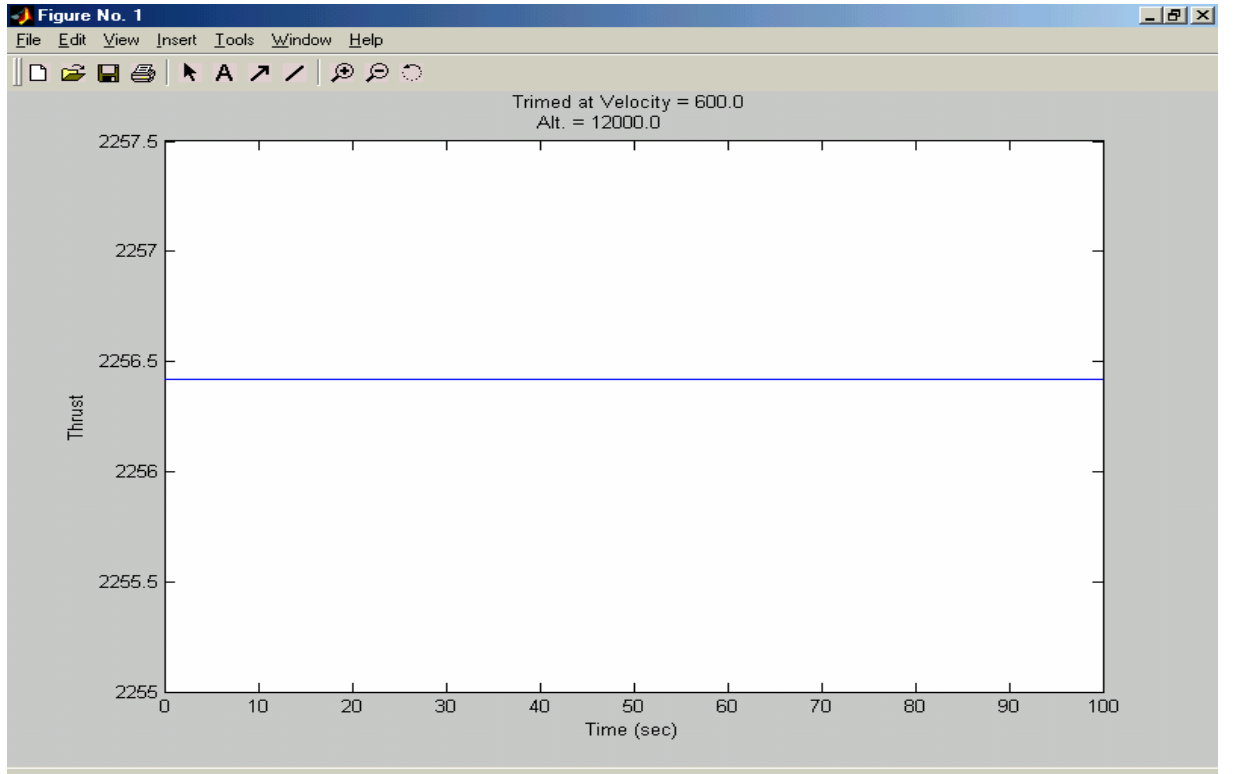
Şekil 4.6 Non-Lineer simülasyonda sadece irtifa komutu
girişi sonucu elde edilen hücum açısı değeri



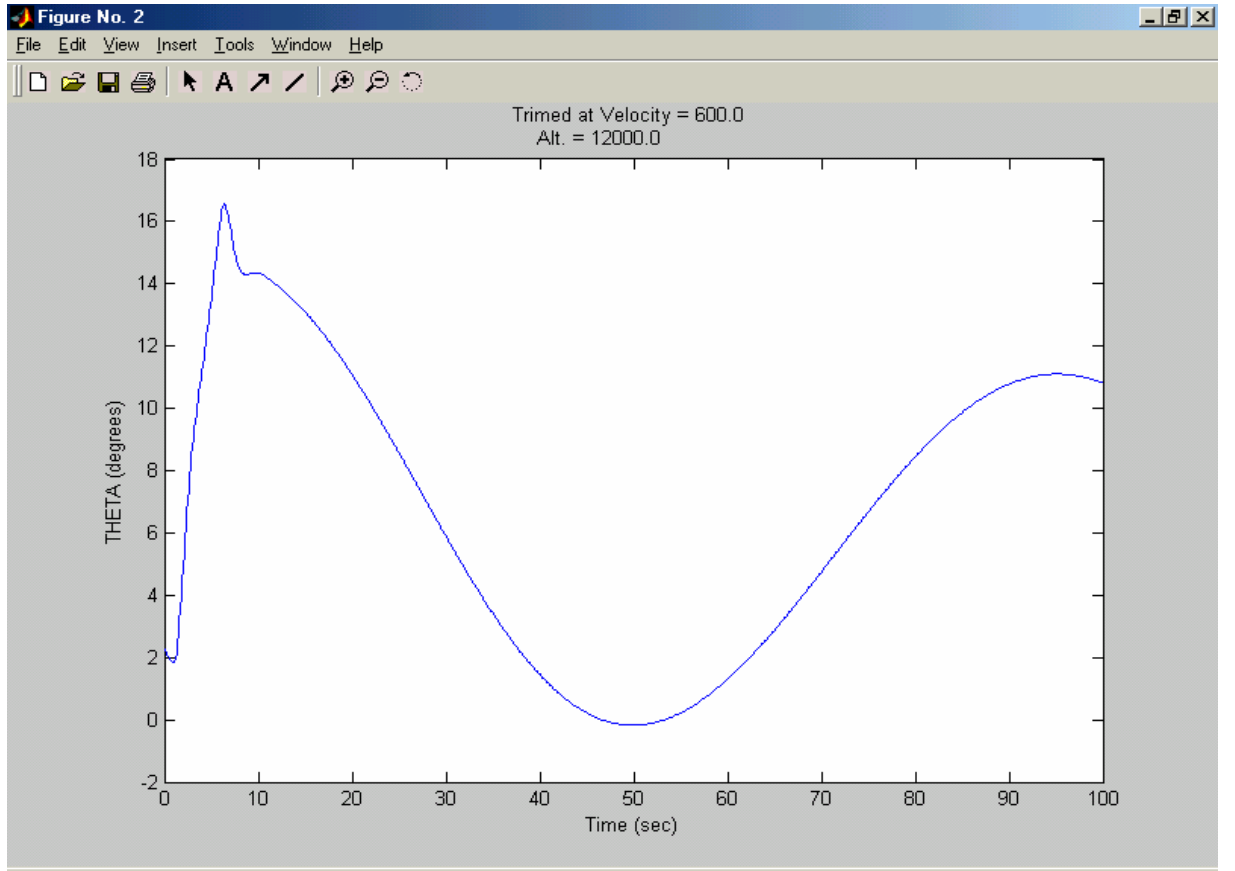
Şekil 4.7 Non-Linear simülasyonda sadece irtifa komutu
girişi sonucu elde edilen yunuslama açısai hızı değeri



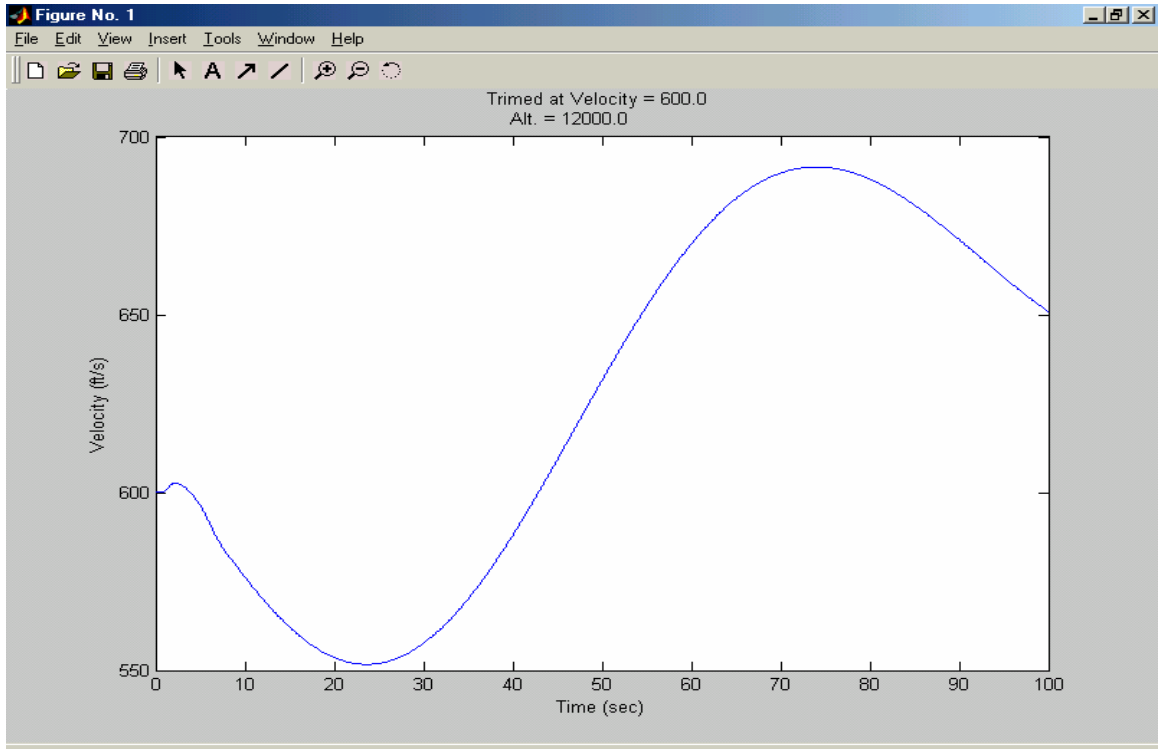
Şekil 4.8 Non-Linear simülasyonda oluşan irtifa dümeni sapması değeri



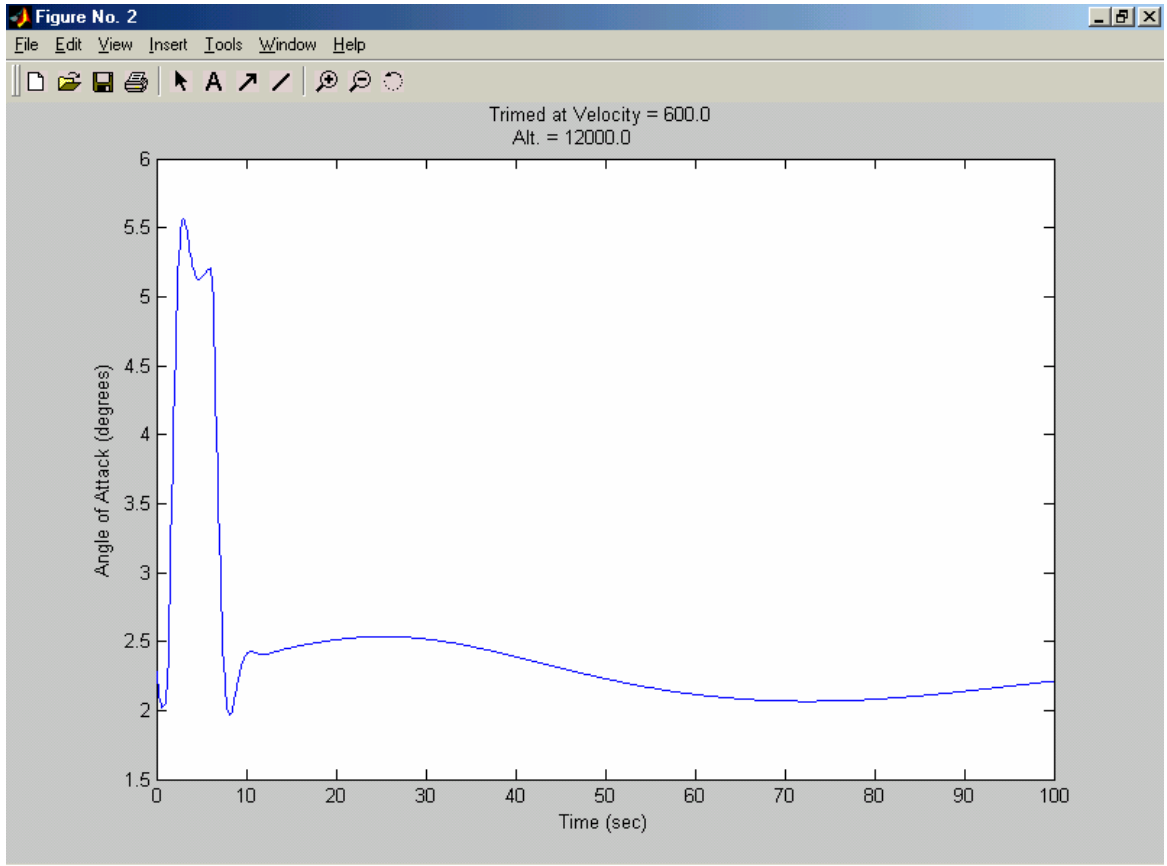
Şekil 4.9 Non-Lineer simülasyonda oluşan motor itki kuvveti komutu değeri



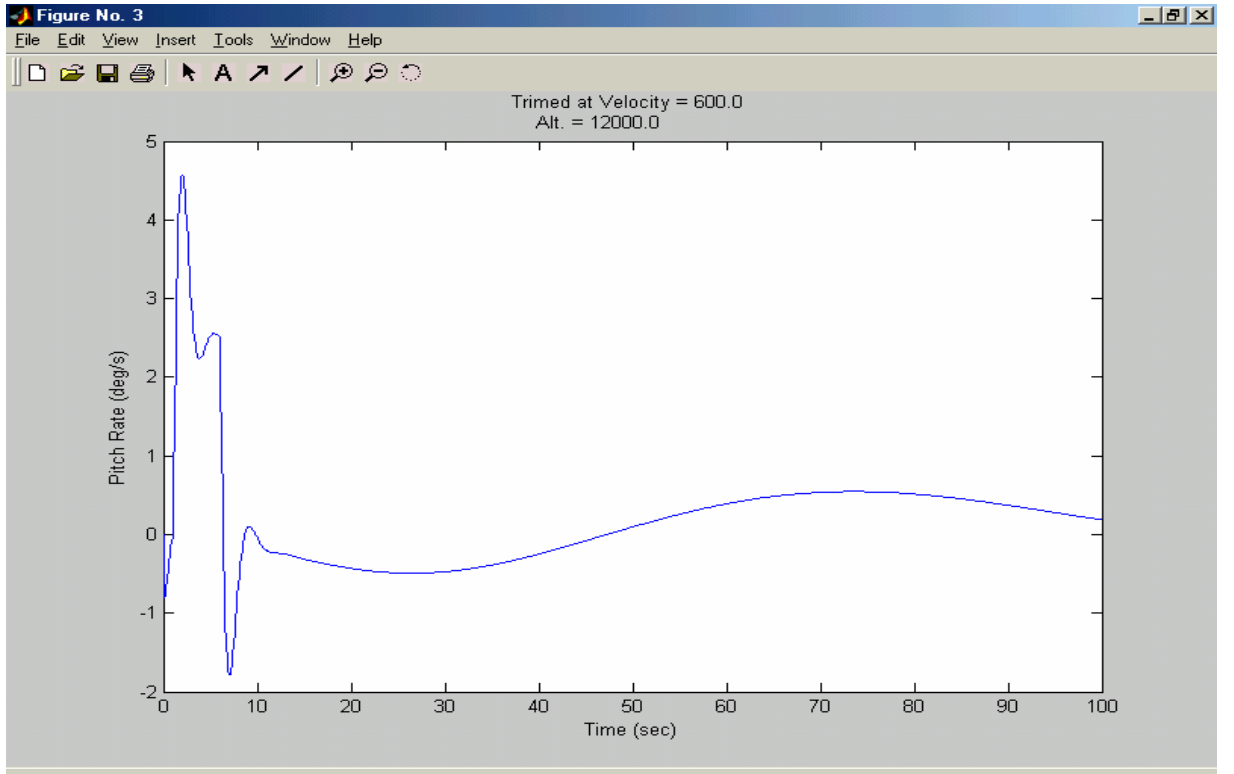
Şekil 4.10 Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen yunuslama açısı değeri



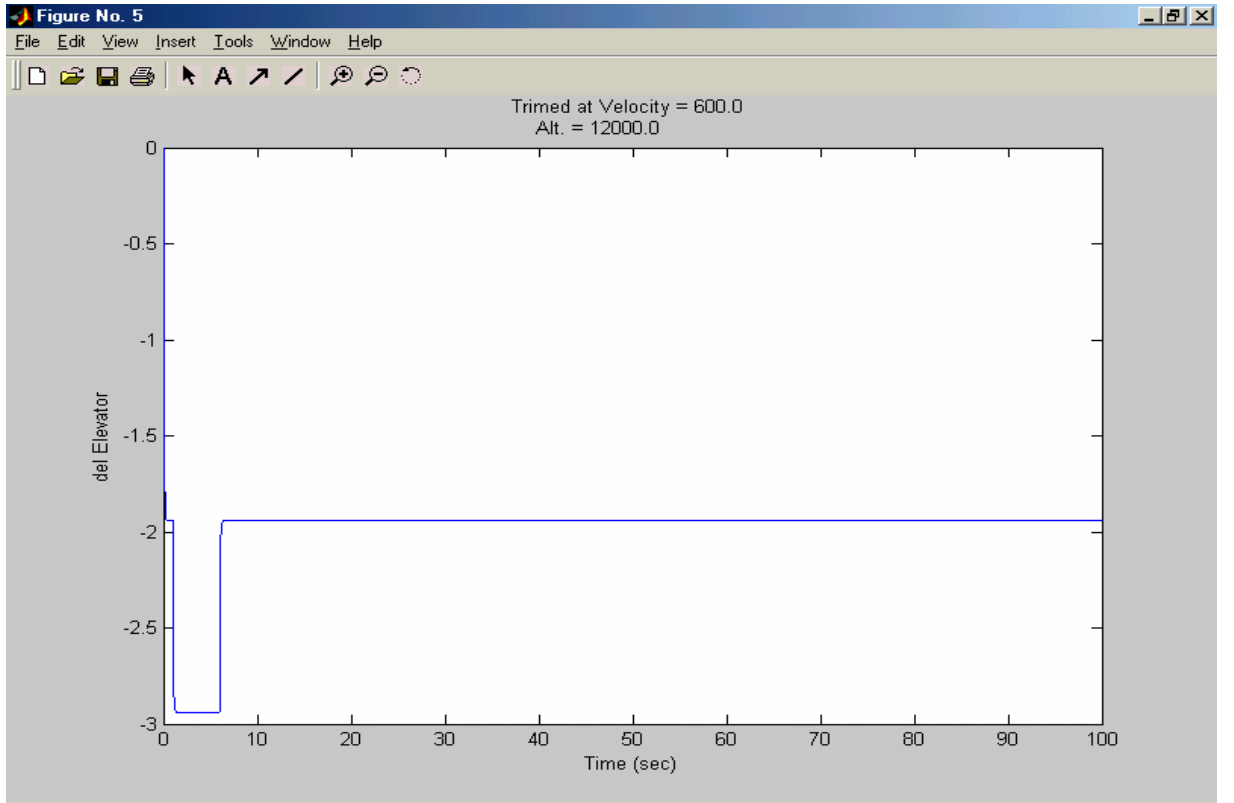
Şekil 4.11 Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen uçak hızı değeri



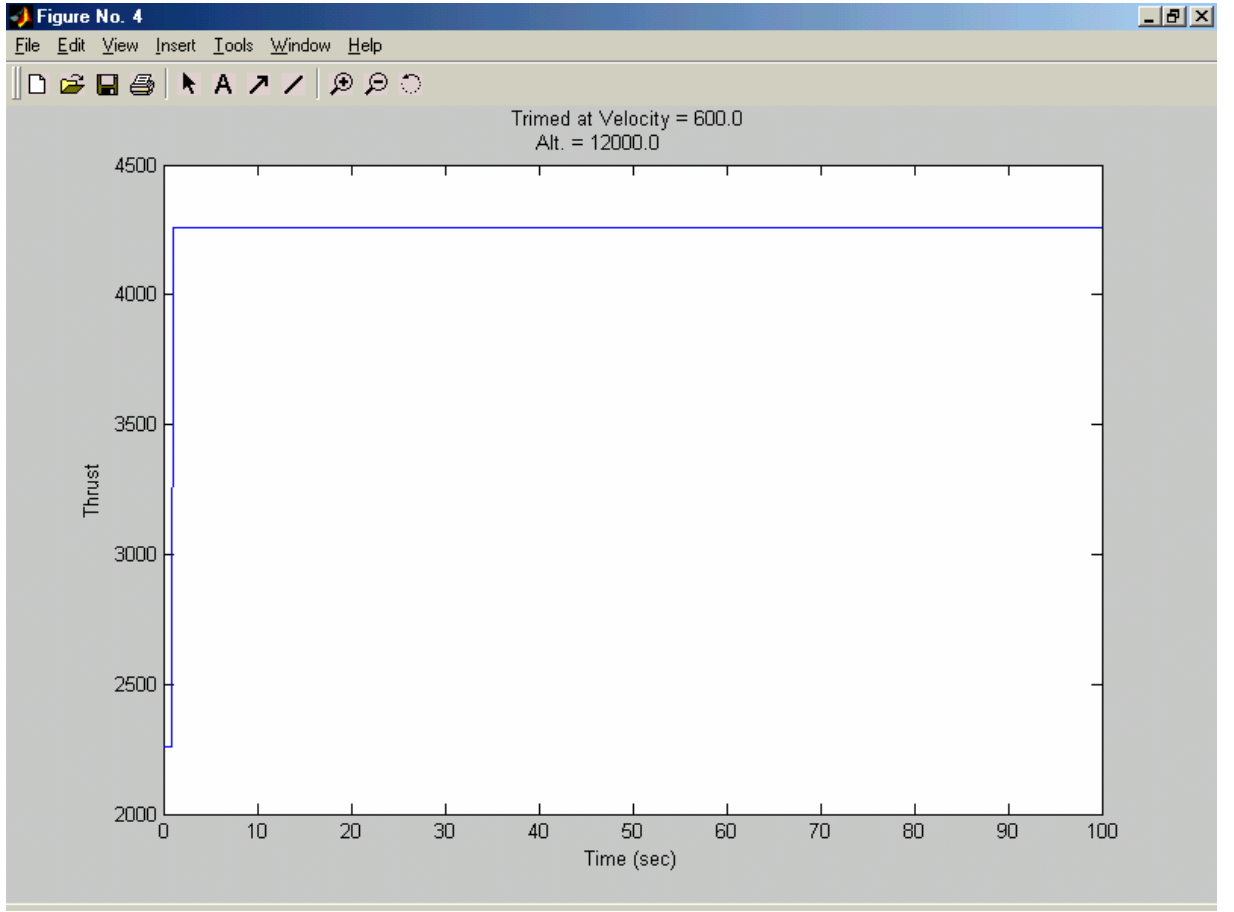
Şekil 4.12 Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen hücum açısı değeri



Şekil 4.13 Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri sonucu elde edilen yunuslama açısal hızı değeri

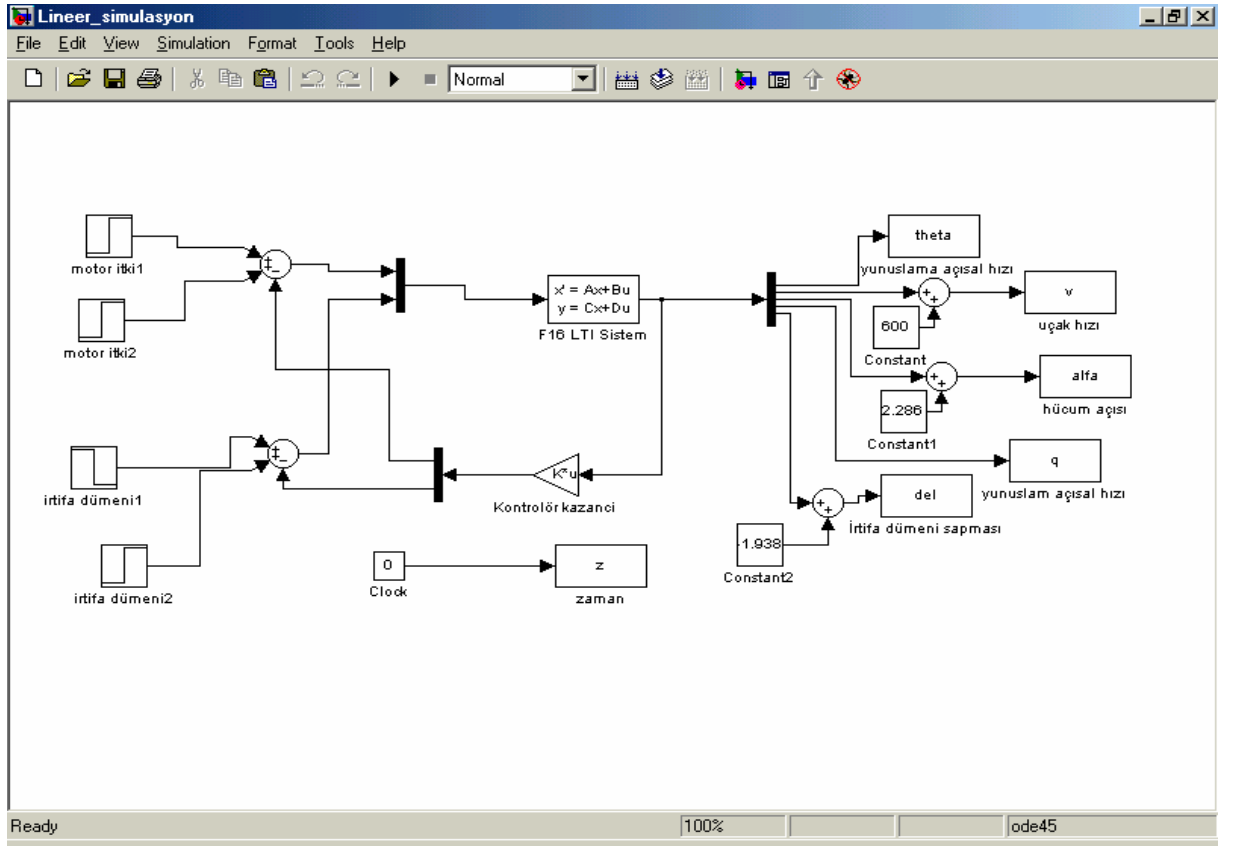


Şekil 4.14 Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri esnasında oluşan irtifa dümeni sapması değeri

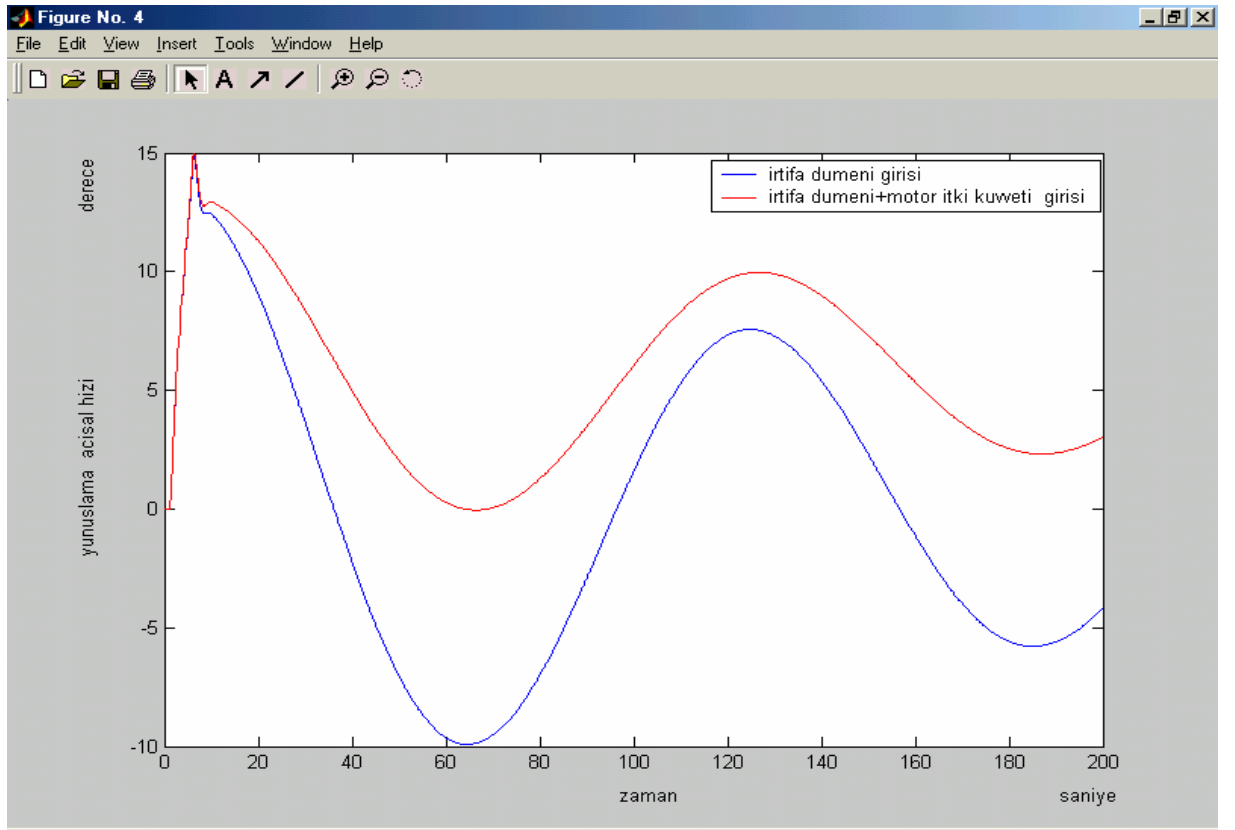


Şekil 4.15 Non-Lineer simülasyonda irtifa komutu ve motor itki komutu girişleri esnasında oluşan motor itki kuvveti değeri

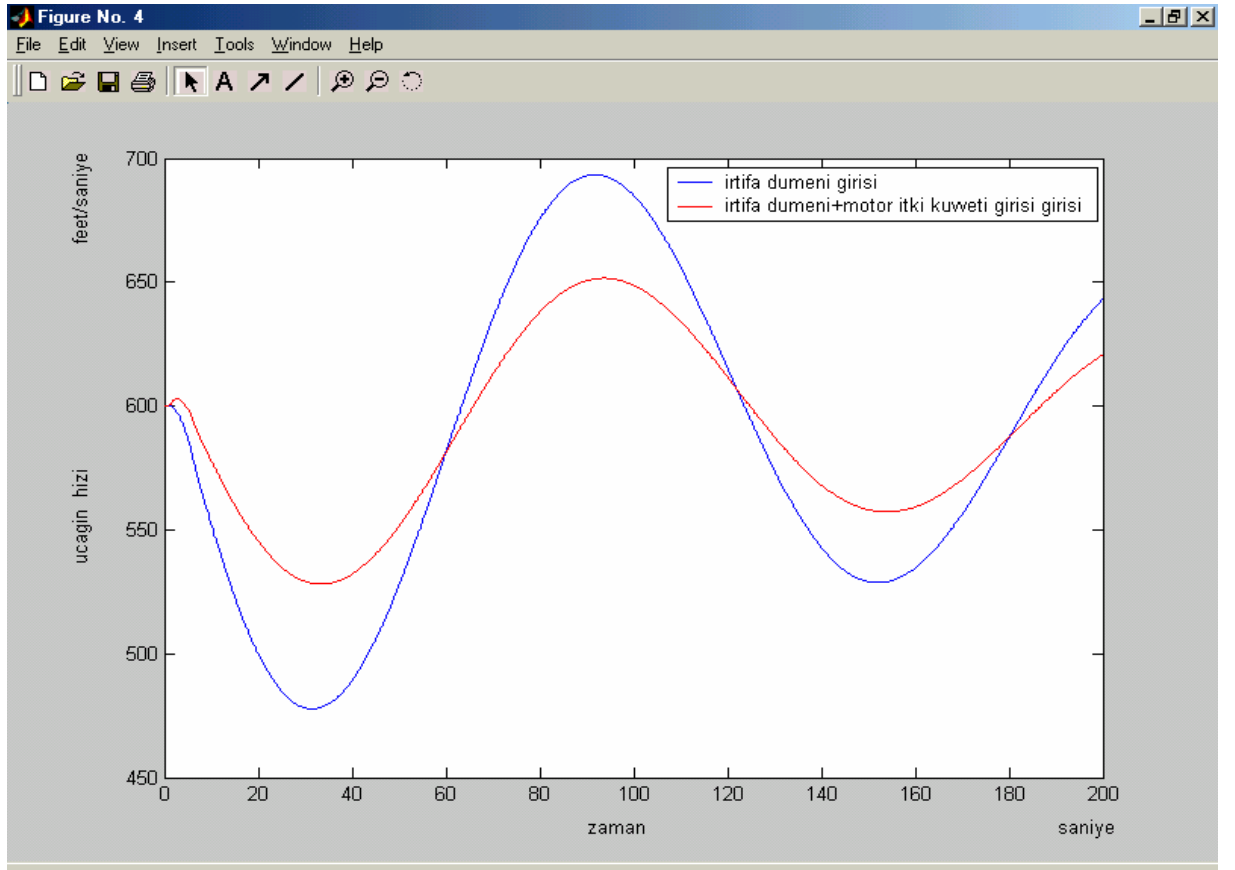
F16 uçağının boylamsal hareketine ait simulink modeli (4.12) kullanılarak oluşturulmuştur (Şekil 4.16). Bu modelde F16Sim programı ile elde edilen F16 uçağının nominal uçuş koşullarındaki Lineer zamanla Değişmeyen (LTI) durum uzayı denklemleri kullanılmıştır. Simulink modeli yardımı ile F16 uçağının 12000 feet yükseklik, 600 feet/saniye uçuş hızı koşullarında 1 derece/saniye hızındaki düzenli dönüş hareketi için lineer simülasyonu yapılmıştır. Lineer simülasyon, non-lineer simülasyonda kullanılan girişler kullanılmıştır. Aşağıda verilen lineer simülasyona ait şekillerde mavi renk ile verilen sonuçlar 1. ve 6. saniyeler arasındaki zaman süresince sisteme sadece -1 derece irtifa dümeni komutu uygulanması ile elde edilen sonuçlardır. Kırmızı renk ile verilen sonuçlar irtifa dümeni ile birlikte 1. saniyeden itibaren 2000 pound'luk itki kuvveti girişi sonucu oluşan sonuçlardır.



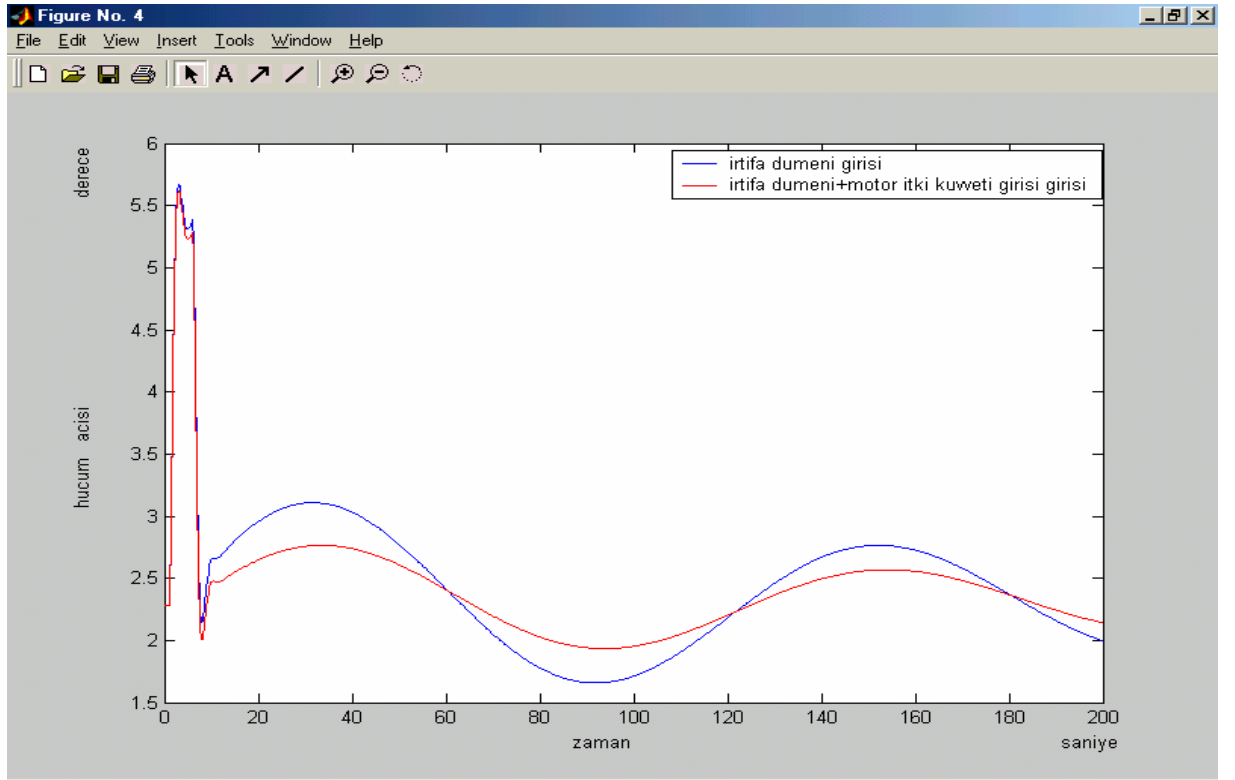
Şekil 4.16 F16 uçağının boylamsal hareketine ait simulink modeli



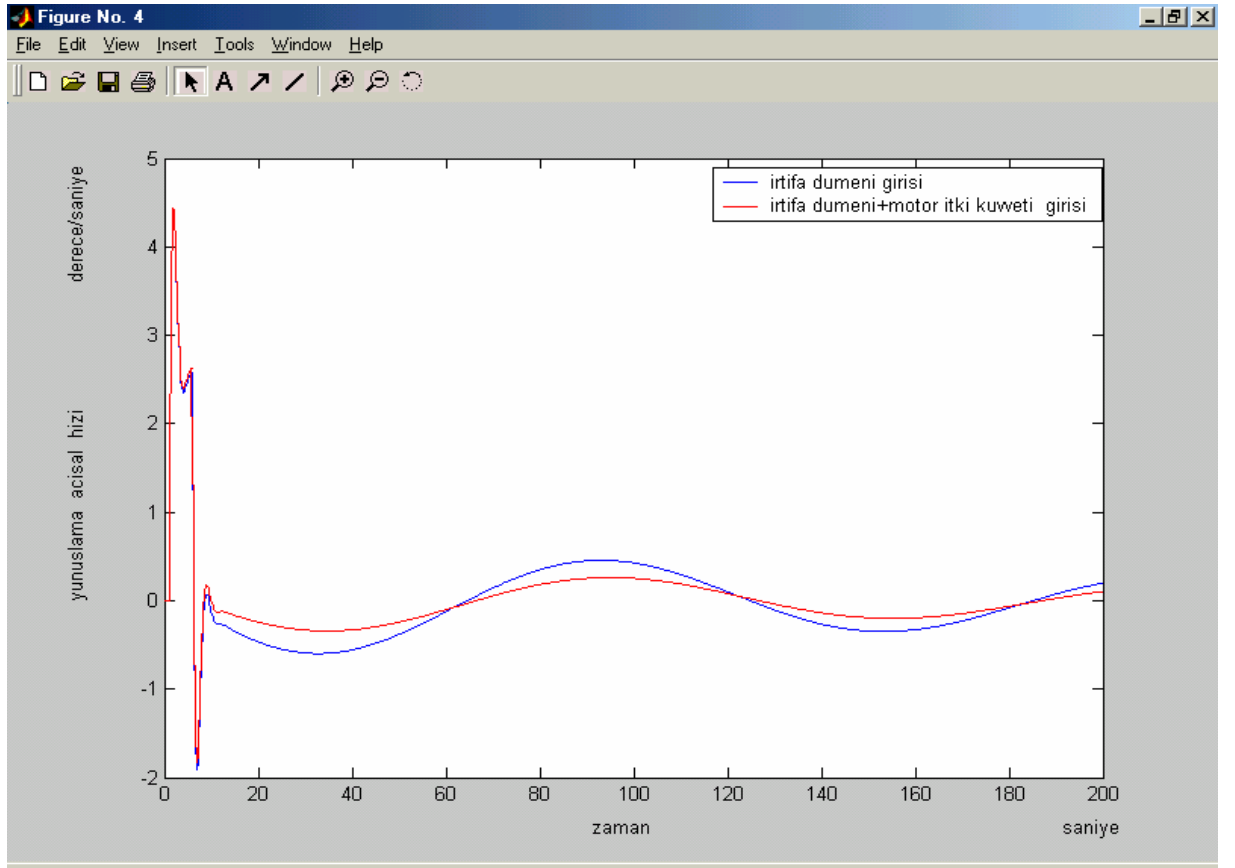
Şekil 4.17 Lineer simülasyonda elde edilen yunuslama açısı değeri



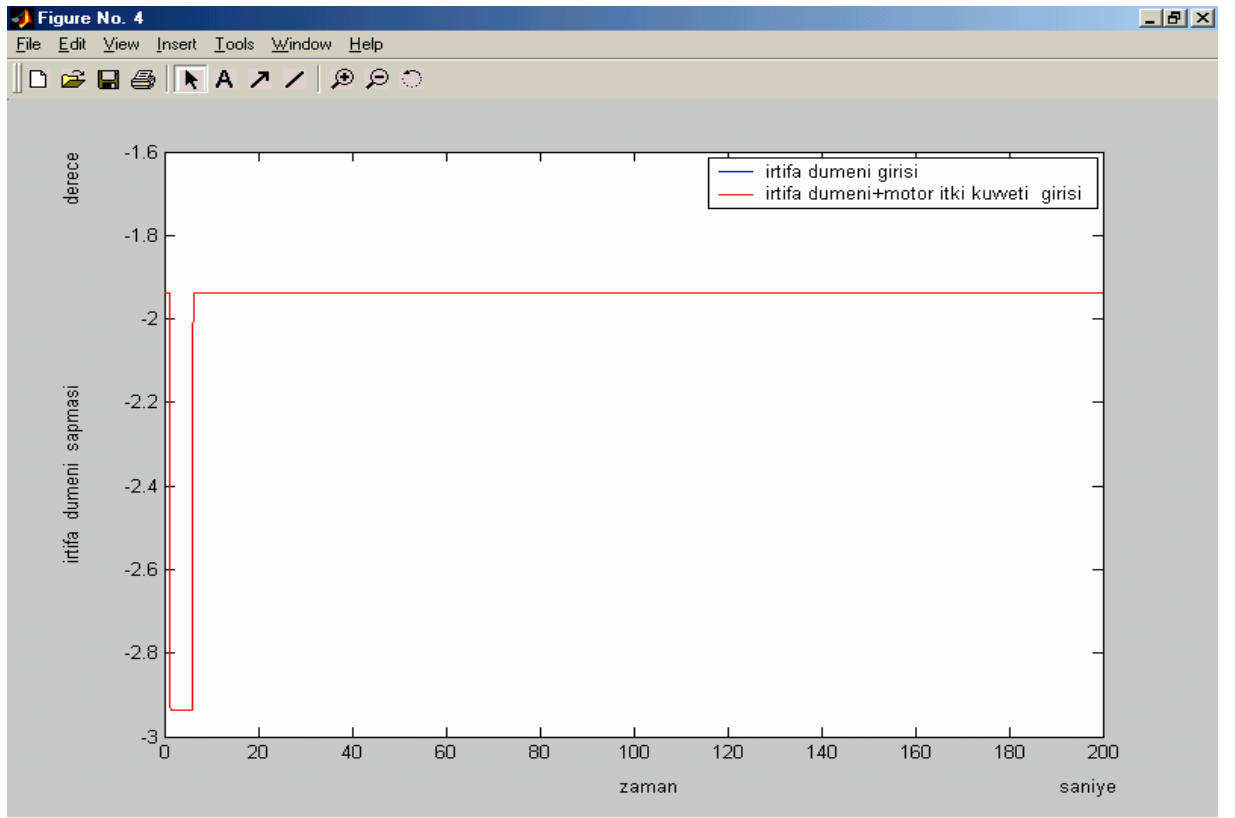
Şekil 4.18 Lineer simülasyonda elde edilen uçak hızı değeri



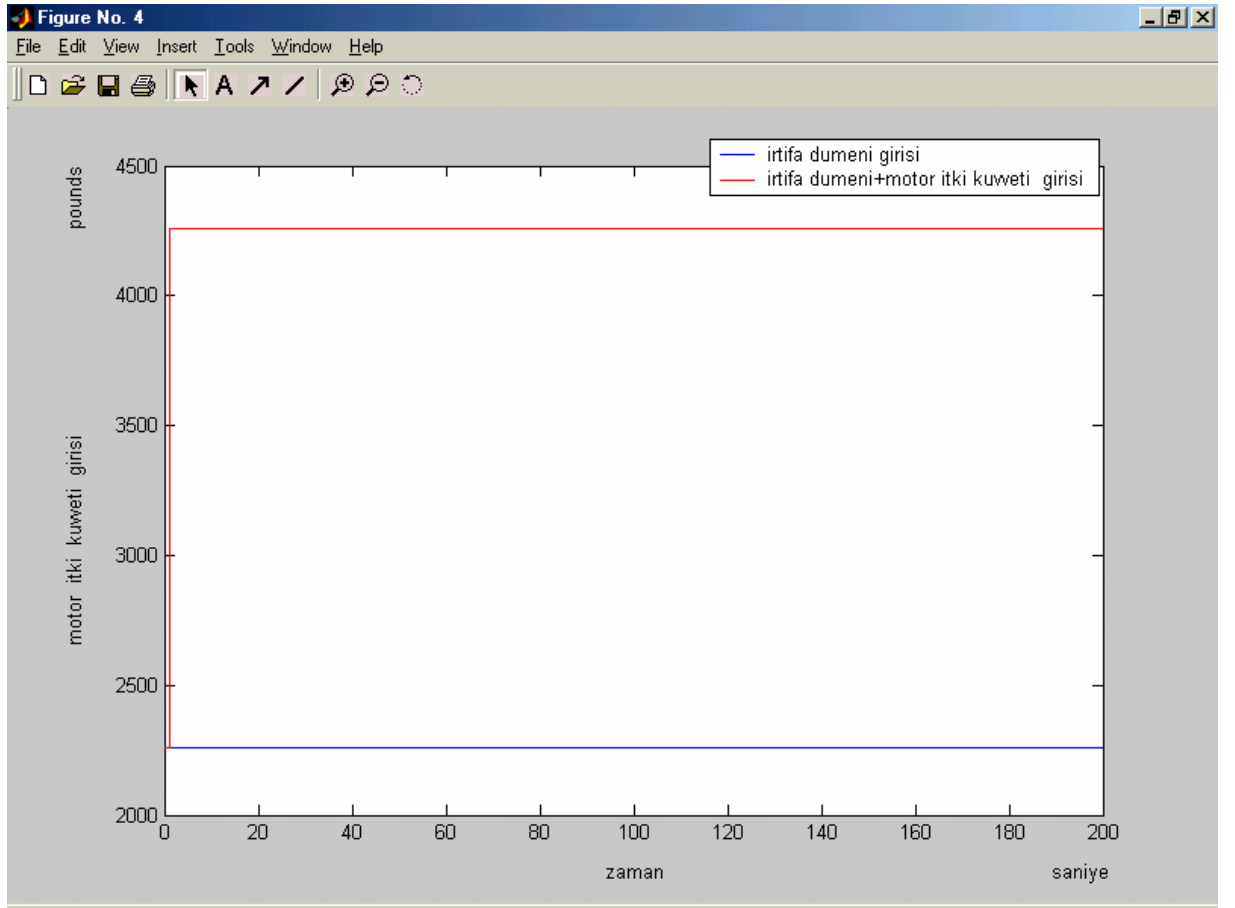
Şekil 4.19 Lineer simülasyonda elde edilen hücum açısı değeri



Şekil 4.20 Lineer simülasyonda elde edilen yunuslama açısai hızı değeri



Şekil 4.21 Lineer simülasyonda oluşan irtifa dümeni sapması değeri



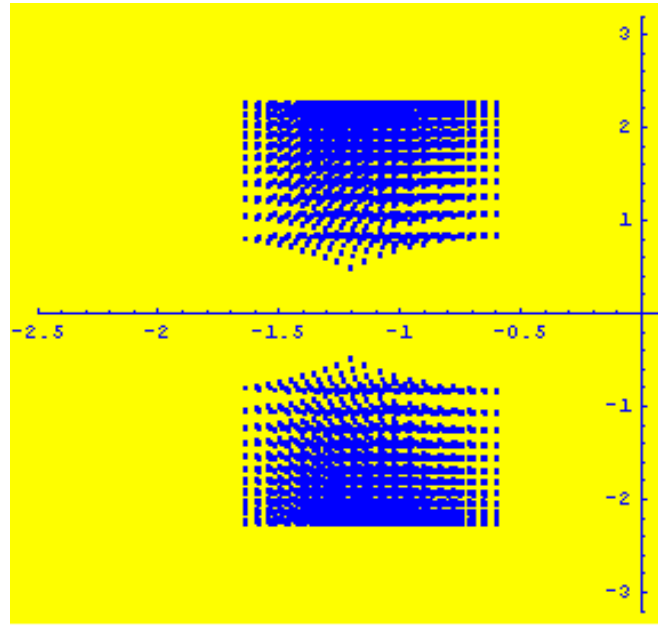
Şekil 4.22 Lineer simülasyonda oluşan motor itki kuvveti değeri

4.6 F16 Uçağının Kısa Periyot Modunun Dayanıklı Kontrolü:

F16 uçağının kısa periyot moduna ait durum uzayı matrisleri (4.12)'den elde edilirse (4.13) bulunur;

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8457 + q_5 & 0.9339 + q_6 \\ -2.472 + q_8 & -1.15 + q_9 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.001785 \\ -0.1809 \end{bmatrix} u_{ele} \quad (4.13)$$

F16 savaş uçağının kısa periyot modunun öz değerleri q_5, q_6, q_8, q_9 belirsizlik vektörleri sebebi ile dağılım gösterir. Kısa periyot moda ait öz değerlerin dağılımı Şekil 4.23'de verilmiştir.



Şekil 4.23 Kısa periyot moda ait öz değerlerin dağılımı

Kısa periyot moduna ait öz değerlerin performans kriterlerini sağlayabilmeleri için, belirsizlik vektörlerinin etkilerine rağmen MIL-F-8785C kriterleri gereğince Tablo 4.3’de verilen sönüm oranı şartları ile Tablo 4.4’de verilen CAP (Control Anticipation Parameter) değerlerine karşılık gelen doğal frekans şartlarını sağlamalıdır [9]. MIL-F-8785C teknik dokümanında pilotlu uçuş yapan uçaklar büyüklükleri, ağırlıkları, kullanım amaçları ve manevra kabiliyetleri göz önüne alınarak 4 ayrı sınıfa ayrılmışlardır. F16 savaş uçağı yüksek manevra kabiliyeti ve avcı-saldırı uçağı olarak kullanılması sebebi ile Sınıf IV (Class IV) grubuna dahildir. MIL-F-8785C’de uçuş evreleri de sınıflandırılarak 3 gruba ayrılmıştır. Bu tezde yapılan tasarımın amacı F16 uçağının boylamsal kararlılığını yükseltmek (SAS) olduğundan; ani manevraları, hassas hedef takibi, mükemmel uçuş yolu kontrolü gibi manevraları kapsamamaktadır. Ayrıca tasarım için temel alınan uçuş hareketi piste iniş, piste yaklaşma gibi uçuşu sona erdirecek bir evreye sahip olmadığından, yapılan tasarım için uçuşun Kategori B (Category B) evresinde olduğu kabul edilmiştir. MIL-F-8785C teknik dokümanında uçuş kalite seviyeleri de 3 ana sınıfa ayrılmıştır. Tasarım uçuş koşullarının Seviye 1 (Level 1) özelliklerini sağlayacak şekilde yapılmıştır.

Tablo 4.3 Kısa-periyot sönüm oranı limitleri

Level	<u>Kategori A ve C Uçuş Evreleri</u>		<u>Kategori B Uçuş Evresi</u>	
	Minimum	Maksimum	Minimum	Maksimum
1	0.35	1.30	0.30	2.00
2	0.25	2.00	0.20	2.00
3	0.15	Limitsiz	0.15	Limitsiz

Tablo 4.4 Kısa-periyot moda ait MIL-F-8785C $w_{nsp}^2/(n/\alpha)$ (CAP) limitleri

Level	<u>Kategori A Uçuş Evresi</u>		<u>Kategori B Uçuş Evresi</u>		<u>Kategori C Uçuş Evresi</u>	
	Minimum	Maksimum	Minimum	Maksimum	Minimum	Maksimum
1	0.28	3.60	0.085	3.60	0.16	3.60
2	0.16	10.0	0.038	10.0	0.096	10.0
3	0.16	Limitsiz	0.038	Limitsiz	0.096	Limitsiz

Bu bilgiler göz önünde tutularak, bu tezde tasarım için gerekli sönüm oranı ve doğal frekans kriterleri olarak aşağıda verilen kriterler alınmıştır.

i. Sönüm oranı; $0.35 < \zeta < 1$

ii. Doğal frekans; $2 < \omega < 4.75$ radyan/saniye

F16 savaş uçağının kısa periyot moduna ait sönüm oranı [0.253 – 0.929] değerleri arasında değişmektedir. Tasarım için istenilen sönüm oranı sınırı Şekil 4.24’de kırmızı çizgilerle gösterilmiştir. Şekilden de görüldüğü gibi kısa periyot modu öz değerlerinin bazıları sönüm oranı sınırının sağ tarafına geçmektedir ve bu nedenle (i) koşulunu sağlamamaktadır. Kısa periyot moduna ait doğal frekans değerleri [1.02 – 2.79] değerleri arasında değişmektedir ve (ii) koşulunu sağlamamaktadır. Tasarımın (ii)

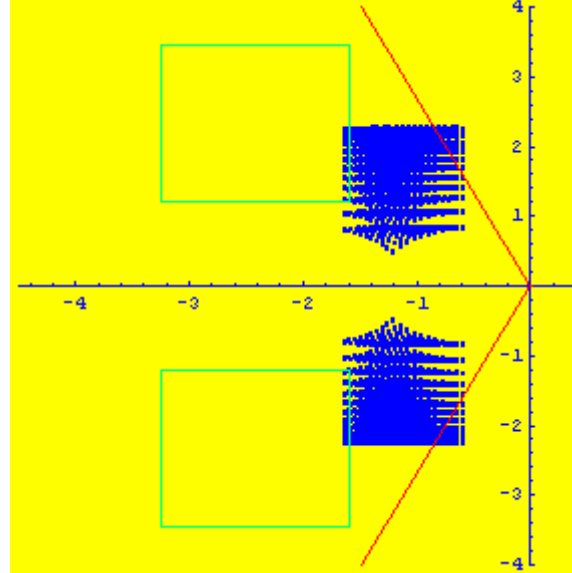
şartının sağlanabilmesi için öz değerlerin belirsizlik parametrelerinin etkilerine rağmen içinde bulunmaları gereken dağılım bölgesi sınırlarının belirlenmesine ihtiyaç duyulur. Belirsizlik parametrelerinin nominal değeri için oluşan sistem öz değerinin $\alpha \pm j\omega$ olduğu kabul edilsin. Bu durumda;

i. $\alpha_{\min imum}^2 + \omega_{\min imum}^2 \geq 2^2$

ii. $\alpha_{\max imum}^2 + \omega_{\max imum}^2 \leq 4.75^2$

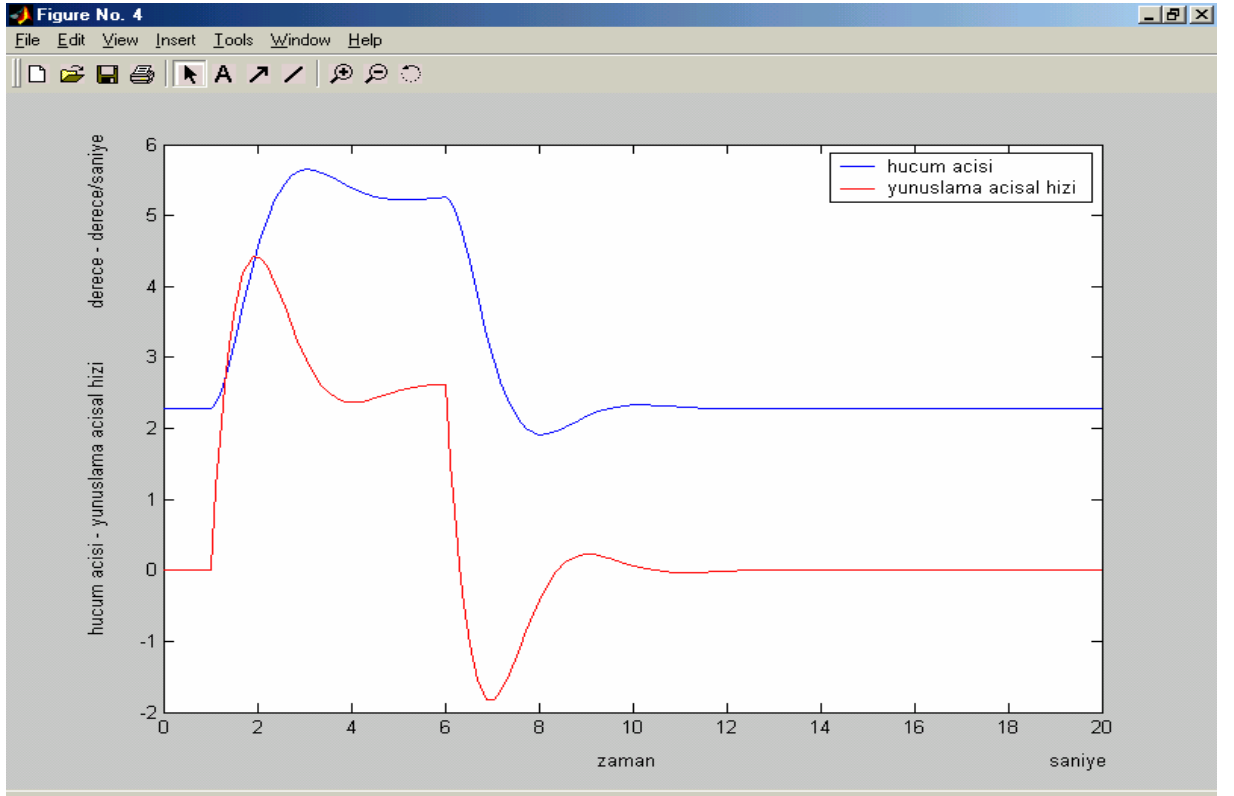
şartları elde edilir. Bölgenin belirlenmesi için 4 bilinmeyen ve 2 eşitlik bulunmaktadır.

Tasarım için $\alpha_{\min imum} = -1.6$, $\alpha_{\max imum} = -3.25$ değerleri alınmıştır. Bu değerlere karşılık gelen ω değerleri; $|\omega_{\min imum}| = 1.2$ ve $|\omega_{\max imum}| = 3.46$ olarak hesaplanır. Böylece doğal frekans kriterinin sağlanması amacı ile sistem kapalı çevrim öz değerlerinin içinde bulunması gerekli bölge sınırlarının reel bileşenleri $[-3.25, -1.6]$ ve imajiner bileşenleri $\pm [1.2, 3.46]$ olarak bulunur. Şekil 4.24’de tasarımın (ii) kriterinin sağlanabilmesi için öz değerlerin içinde bulunmaları gerekli dağılım bölgesi yeşil renk ile gösterilmiştir.



Şekil 4.24 Tasarım için istenilen sönüm oranı (kırmızı) ve doğal frekans (yeşil) sınırları

Boylamsal hareketin kısa periyot moduna ait sisteme; 1. saniye ile 6. saniye arasında -1 derece irtifa dümeni komutu uygulandığında elde edilen hücum açısı ve yunuslama açısal hızı çıkış cevabı Şekil 4.25’de gösterildiği biçimde bulunur. Bu çıkış değerleri q_5, q_6, q_8, q_9 belirsizlik vektörlerinin nominal değerleri için bulunmuştur.

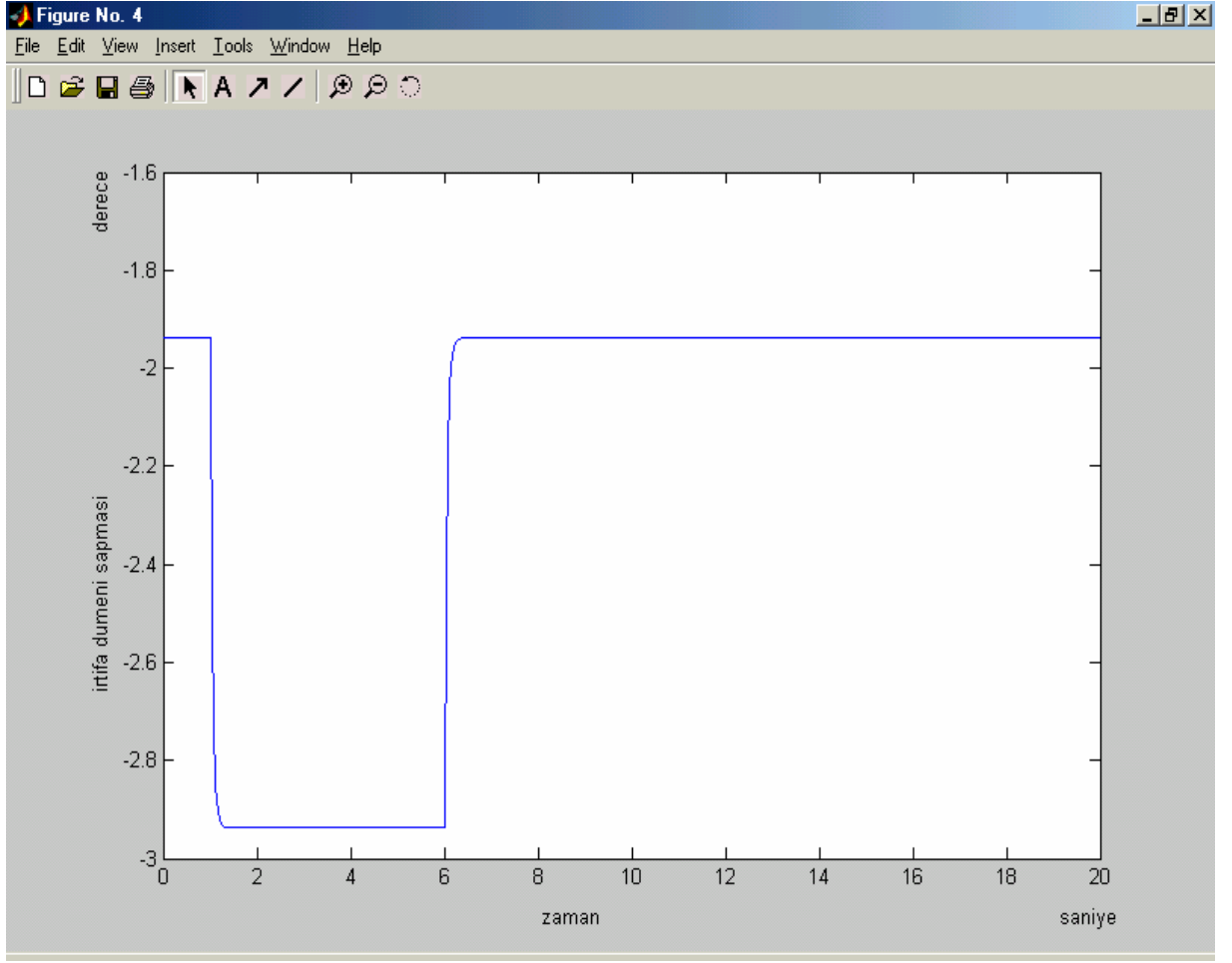


Şekil 4.25 Nominal belirsizlik değerleri için kısa periyot moduna ait çıkış değerleri

Kısa periyot mod denklemlerinde kontrol sinyalini sisteme uygulayan kontrol yüzeyi irtifa dümenidir. İrtifa dümeninin birinci dereceden bir servo motor karakteristiği taşıdığı kabul edilmiştir [9] ve transfer fonksiyonu aşağıda verilmiştir.

$$\delta_r = \frac{20.2}{s + 20.2} u_r \quad (4.14)$$

-1 derece irtifa açısı komutu girişinin irtifa dümeninde meydana getirdiği etki Şekil 4.26'da gösterildiği şekilde bulunur.

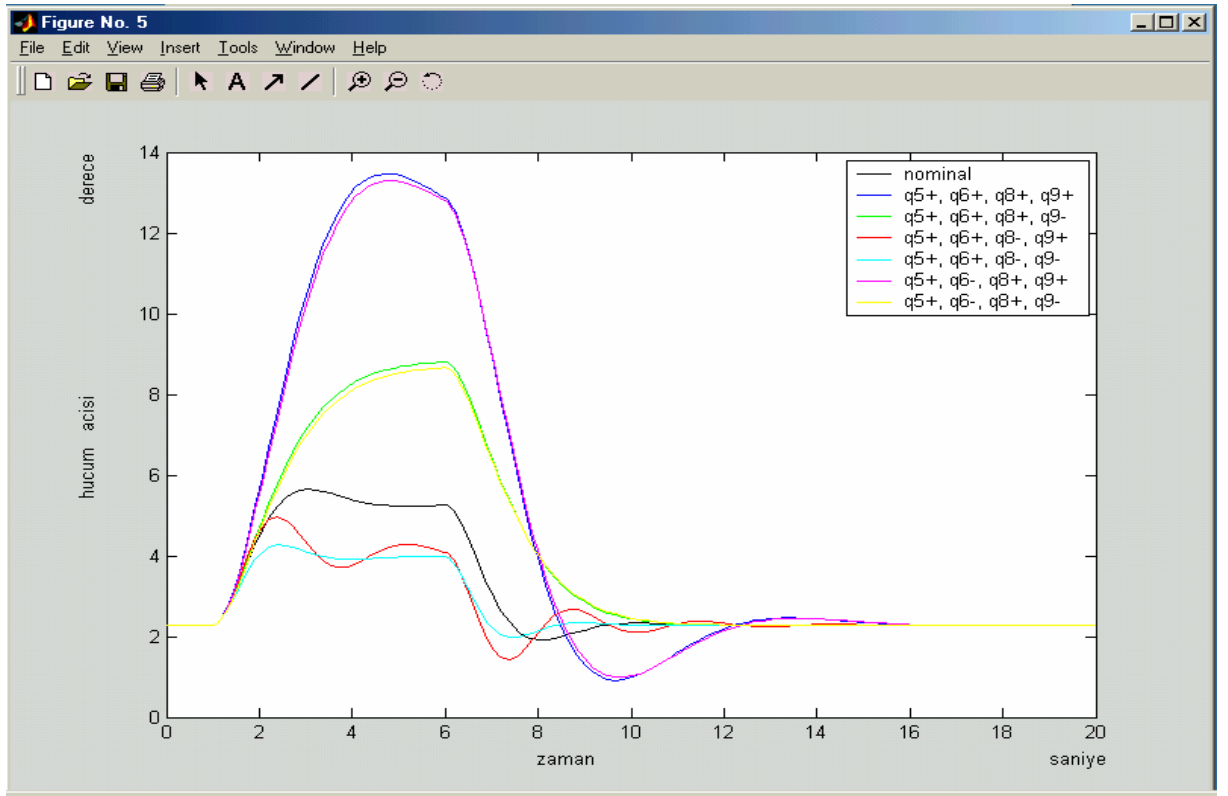


Şekil 4.26 Nominal belirsizlik değerleri için sisteme -1 derece irtifa komutu girişi ile oluşan irtifa dümeni sapması

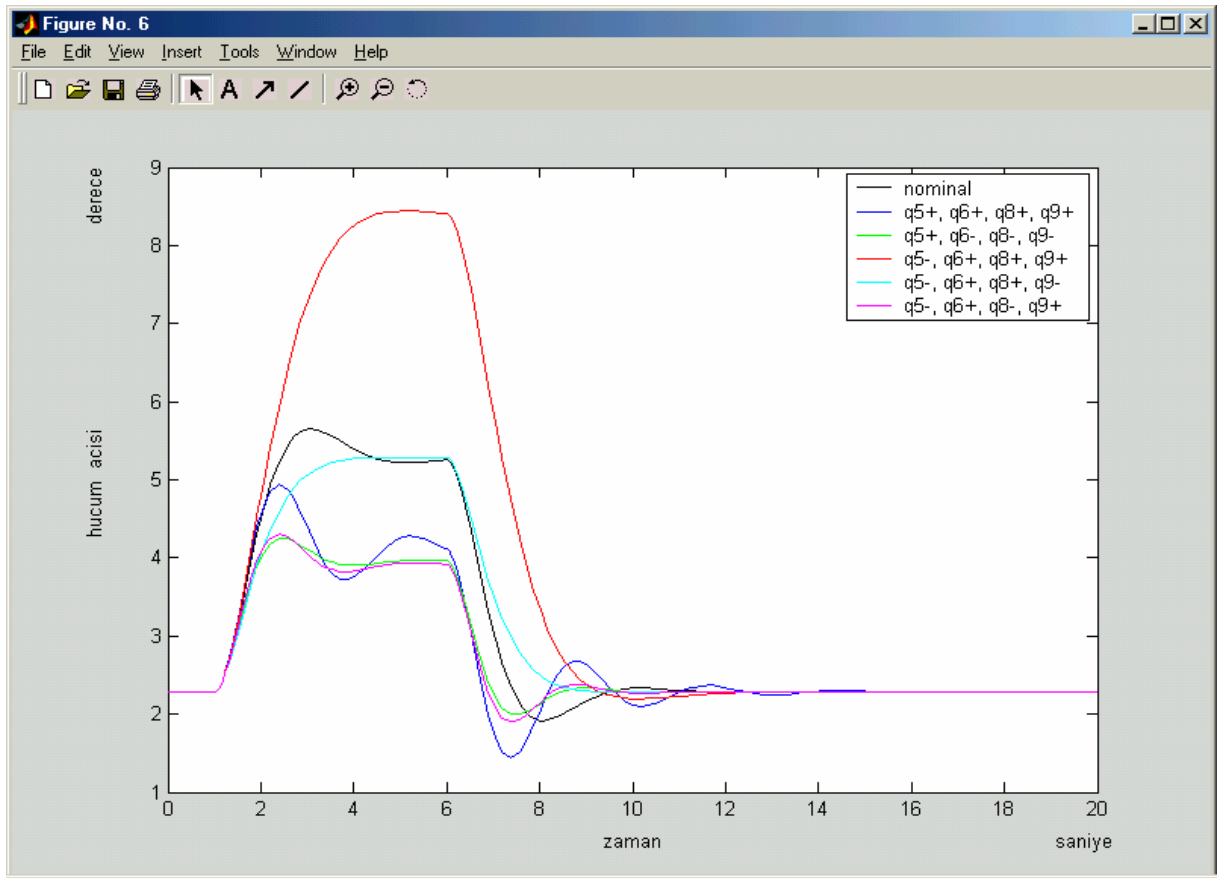
Kısa periyot moduna ait 4 adet belirsizlik vektörü ve 2^4 adet belirsizlik vektörü köşe değeri (maksimum ve minimum) mevcuttur. Bu durumlar Tablo 4.5’de verilmiştir. 1. saniye ile 6. saniye arasında kısa periyot moduna ait sisteme -1 derece irtifa komutu uygulandığında, Tablo 4.5’de verilen belirsizlik parametrelerinin sistem çıkışlarına etkisi aşağıda verilen şekiller incelenerek görülebilir. Tablo 4.5’de verilen parametre kutularının köşe değerleri için hücum açısının değişimi Şekil 4.27 – Şekil 4.29’da; yunuslama açısal hızının değişimi Şekil 4.30 – Şekil 4.32’de verilmiştir.

Tablo 4.5. Parametre kutusu köşelerinin oluşturduğu olası durumlar

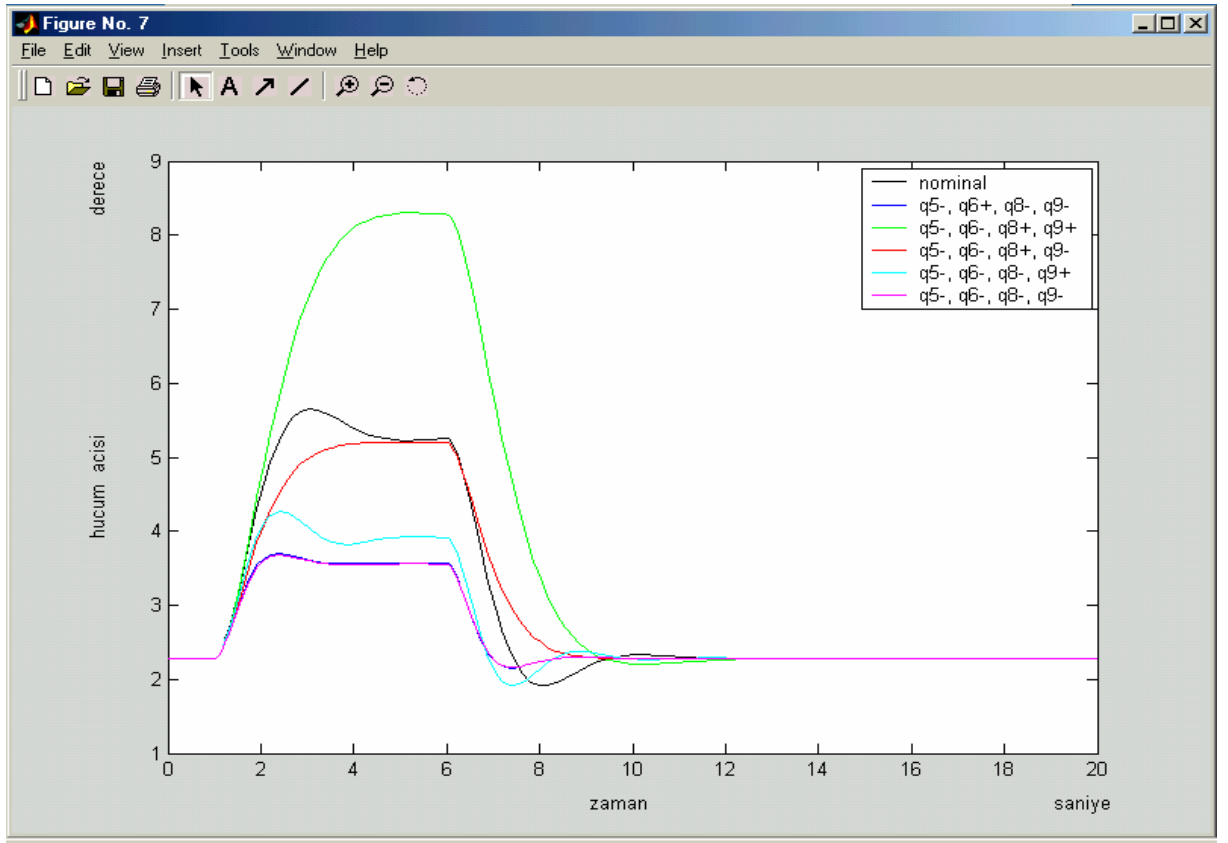
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^- = -0.736$
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^- = -0.736$
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^- = -0.736$
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^+ = 0.4114$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^- = -0.736$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^- = -0.736$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^+ = 0.0163$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^- = -0.736$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^+ = 1.7191$	$q_9^- = -0.736$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^+ = 0.4916$
$q_5^- = -0.5513$	$q_6^- = -0.0196$	$q_8^- = -2.962$	$q_9^- = -0.736$



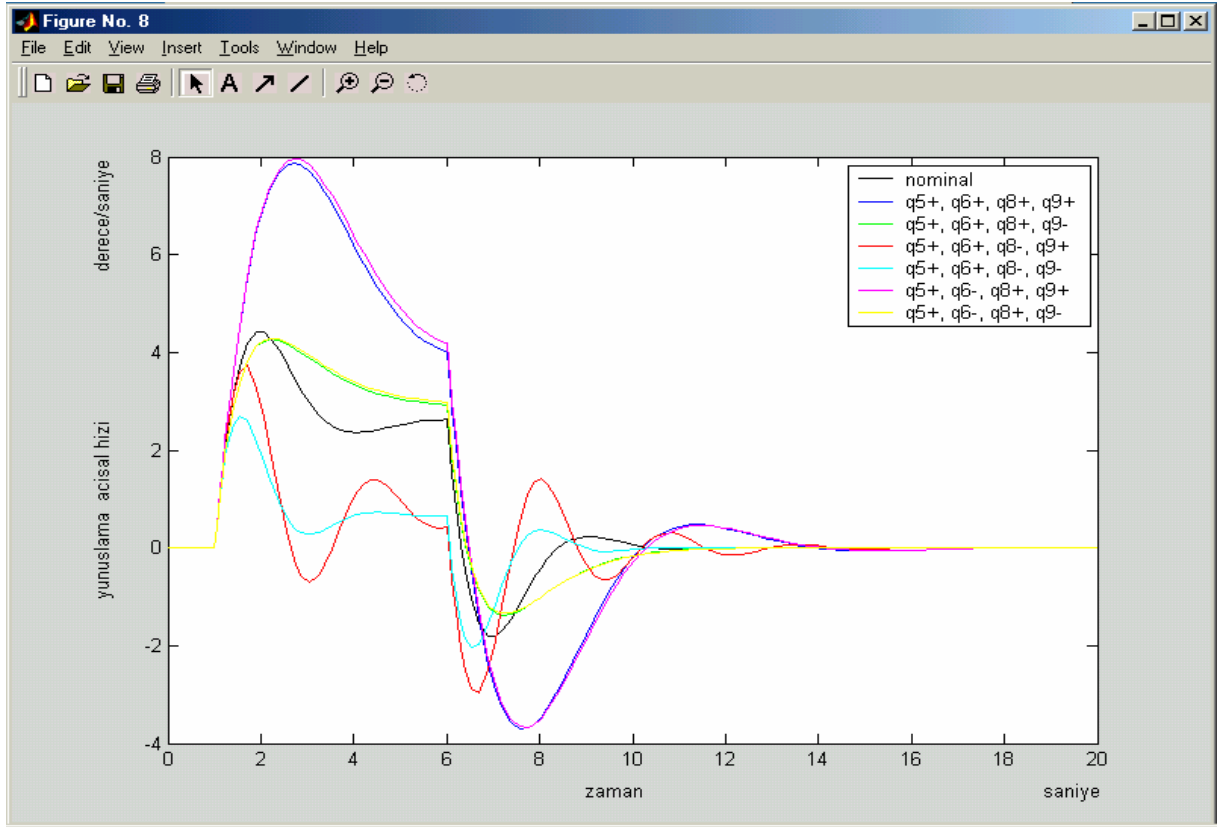
Şekil 4.27 Tablo 4.5'ün 1.- 6. satırlarındaki durumlar için hücum açısı değeri



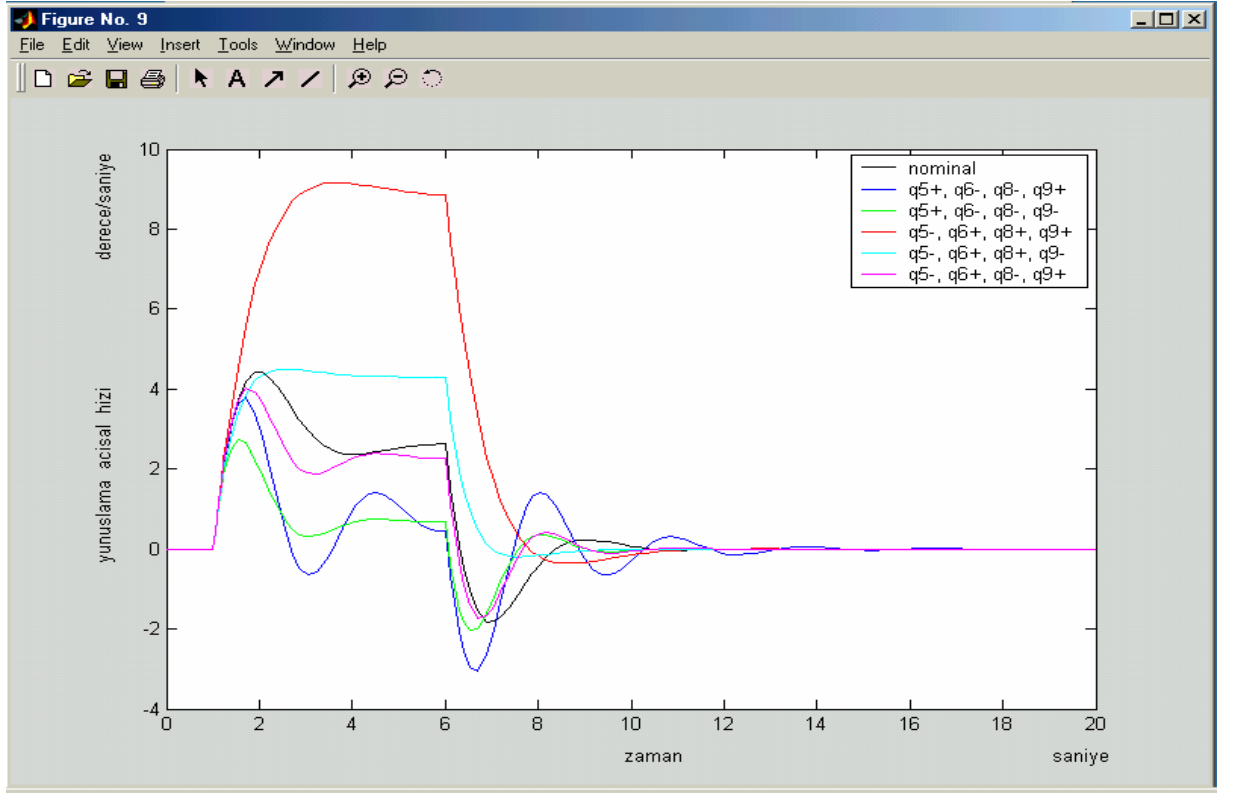
Şekil 4.28 Tablo 4.5'ün 7.- 11. satırlarındaki durumlar için hücum açısı değeri



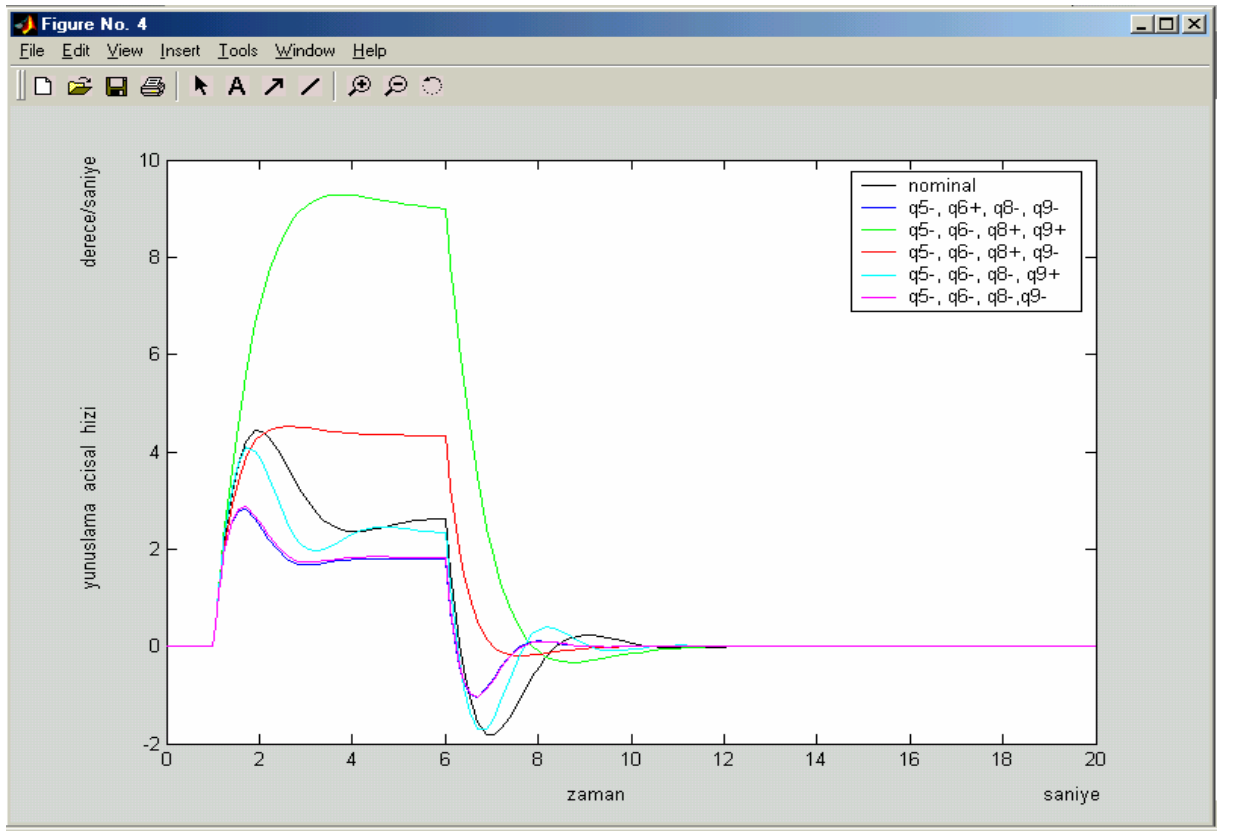
Şekil 4.29 Tablo 4.5'ün 12.- 16. satırlarındaki durumlar için hücum açısı değeri



Şekil 4.30 Tablo 4.5'ün 1.- 6. satırlarındaki durumlar için yunuslama açısı hızı değeri

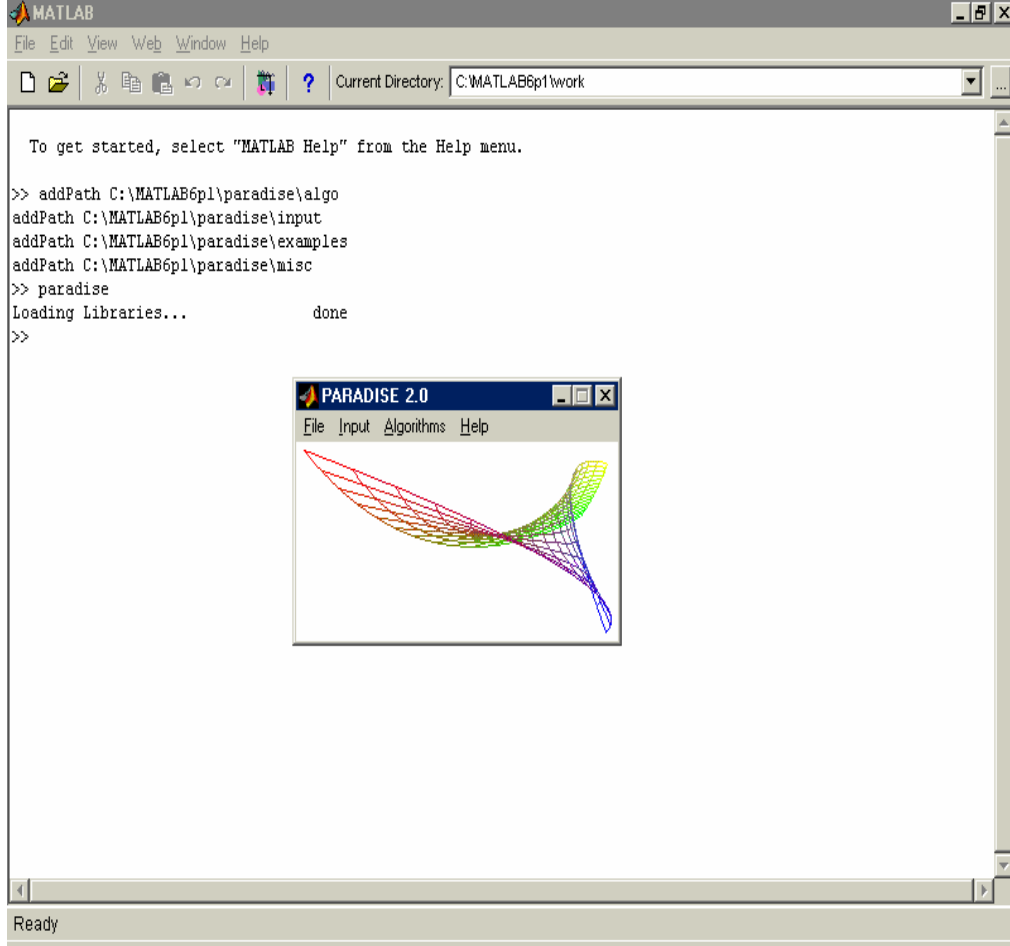


Şekil 4.31 Tablo 4.5'ün 7.- 11. satırlarındaki durumlar için yunuslama açısai hızı değeri



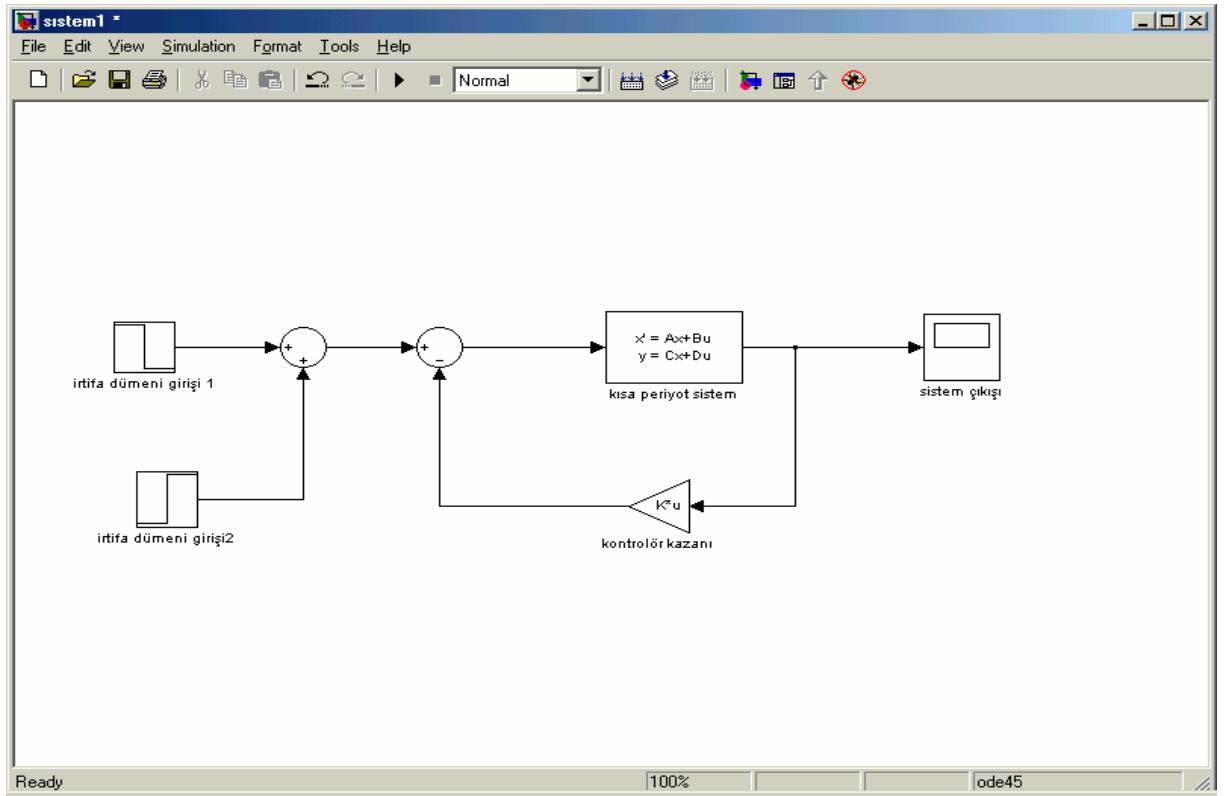
Şekil 4.32 Tablo 4.5'ün 12.- 16. satırlarındaki durumlar için yunuslama açısai hızı değeri

İstenilen kriterleri sağlayacak ve kısa periyot modunu dayanıklı kararlı kılacak kontrolör katsayılarının hesaplanmasında Şekil 4.33’de görülen MATLAB tabanlı PARADİSE 2.0 toolbox’ı kullanılmıştır.[17]

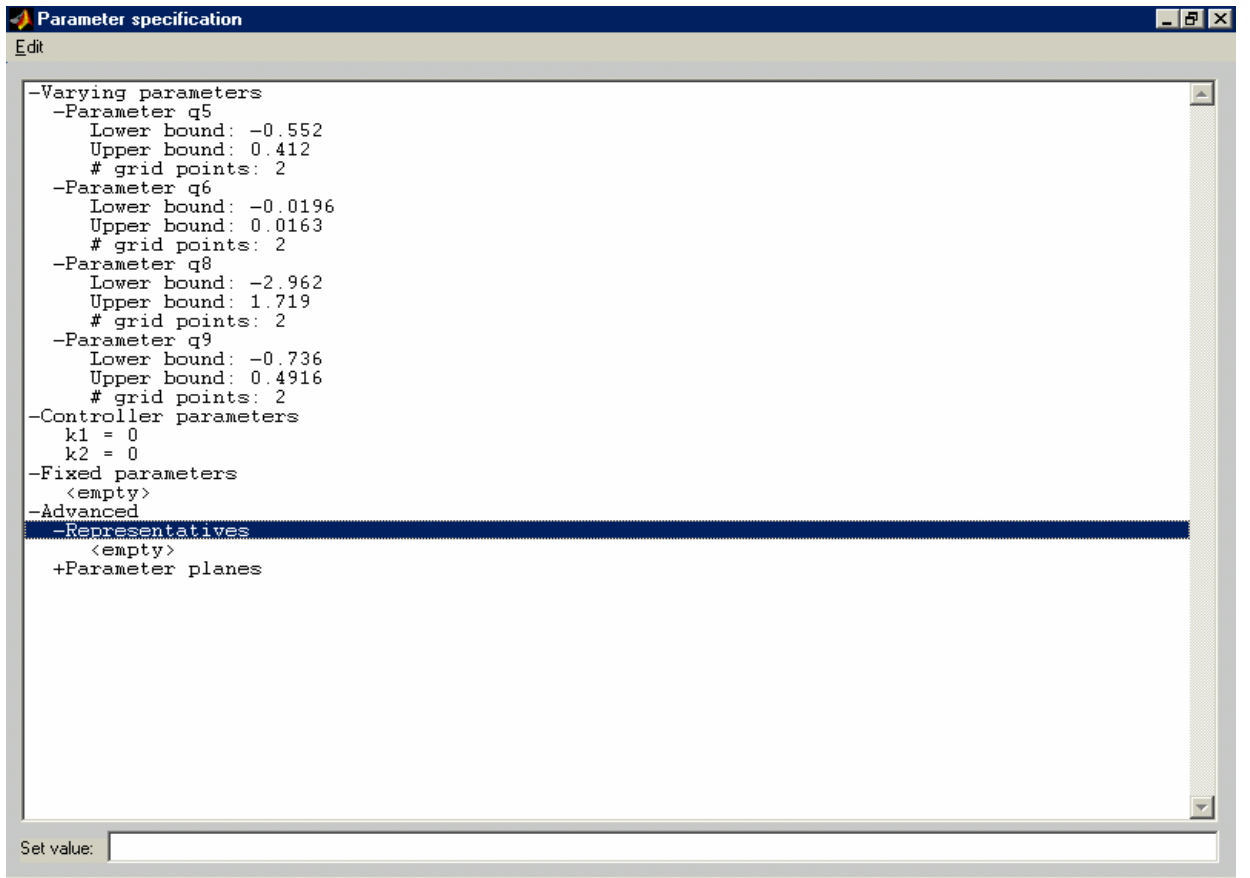


Şekil 4.33 PARADISE toolbox

PARADISE programına ilk olarak Şekil 4.34’de gösterilen kısa periyot moduna ait SIMULINK modeli girilmiştir. Bu model kısa periyot modu dinamiklerini, moda ait belirsizlik vektörlerini, parametre olarak kontrolör katsayılarını, giriş olarak -1 derecelik irtifa dümeni açısını (1. saniye ile 6. saniye arasında) ve çıkış birimini kapsar. PARADISE programına daha sonra, kısa periyot moda ait belirsizlik parametrelerinin alt ve üst sınırları ile grid noktaları girilmiştir (Şekil 4.35).

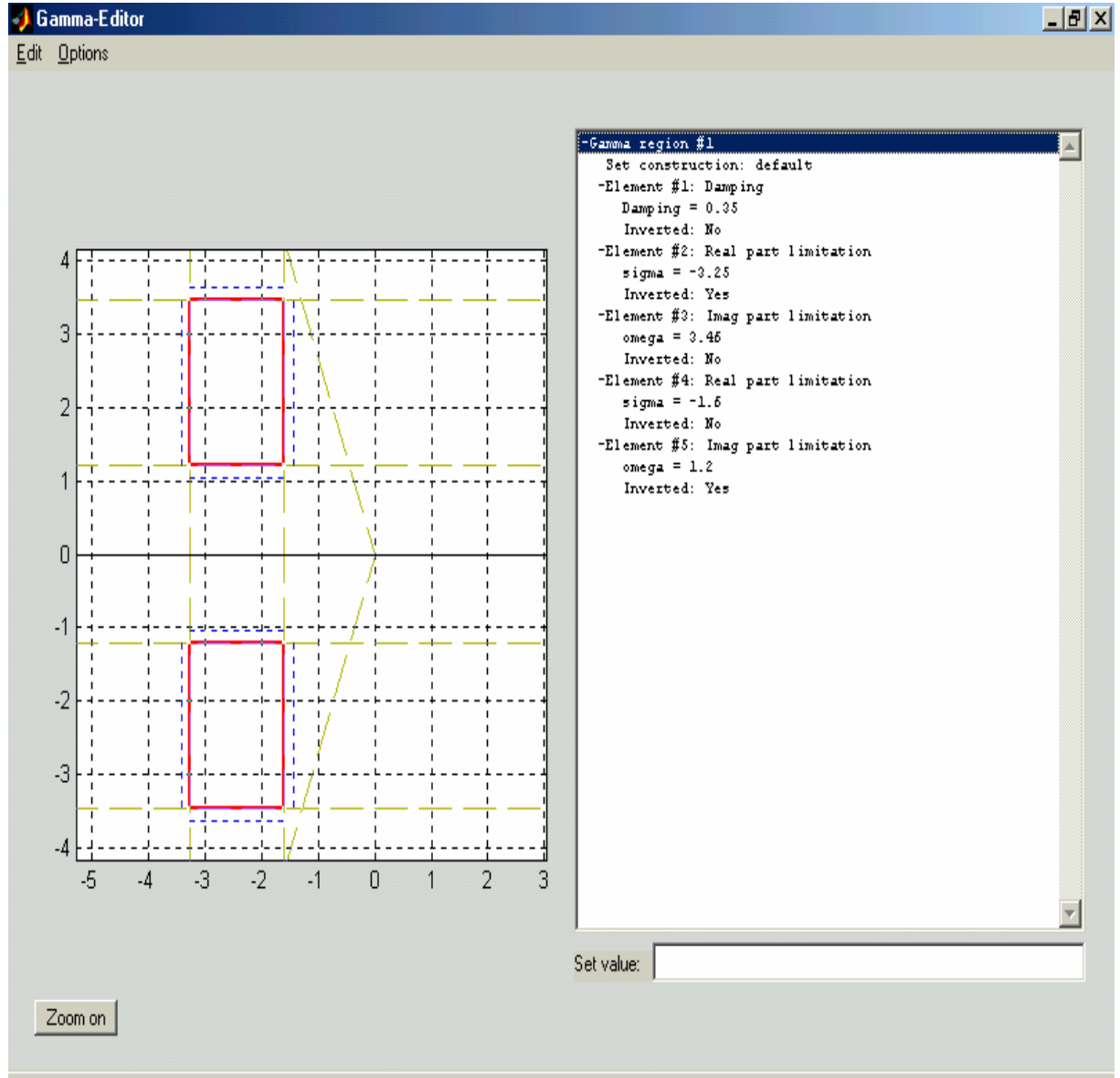


Şekil 4.34 Kısa periyot moda ait tasarımın SIMULINK modeli



Şekil 4.35 PARADISE parametre giriş kutusu

İstenilen dinamiklerin sağlanabilmesi ve Γ kararlılık için sistemin öz değerlerinin tüm parametre değişimleri boyunca içinde bulunması gereken bölgenin reel bileşen sınırları $[-3.25, -1.6]$, sanal bileşenleri $[1.2, 3.46]$ ve sönüm oranı değeri 0.35 olarak Gamma Editör yardımı ile PARADISE programına girilmiştir. (Şekil 4.36)



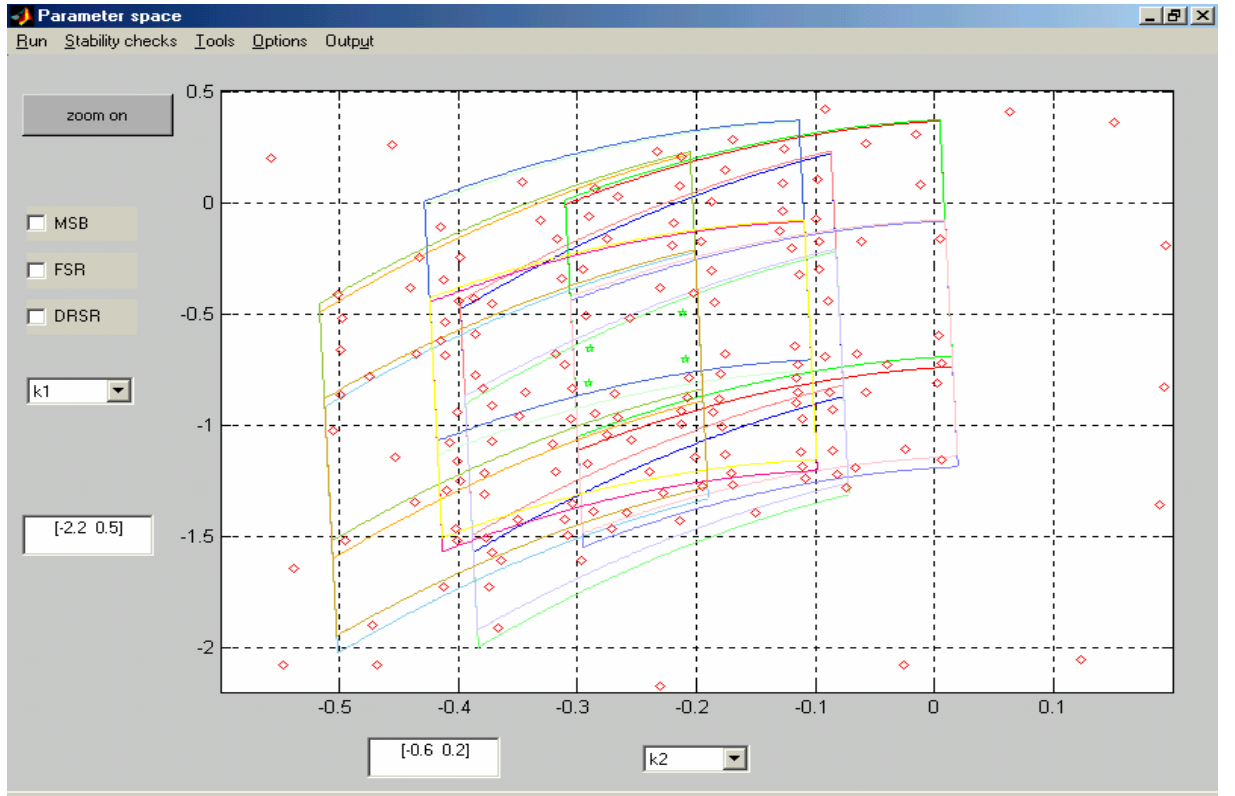
Şekil 4.36 PARADISE Gamma-Editör kutusu

Tasarlanacak kontrolör, belirsizlik parametrelerinin maksimum ve minimum değerleri arasındaki tüm değişimler için, sistemin sahip olduğu öz değerleri, arzu edilen kök bölgesi içerisinde tutmalıdır. Böylece sistem için Γ kararlılık sağlanmış olacaktır. PARADISE programı, Şekil 4.36'da verilen Γ kararlılık sınırlarını kapalı çevrim karakteristik denklemi aracılığı ile parametre uzayına yansıtır. Bu işlem sonucu elde edilen kontrolör parametre uzayı Şekil 4.37'de olduğu gibi elde edilir. Tasarımın amacı; istediğimiz kriterleri

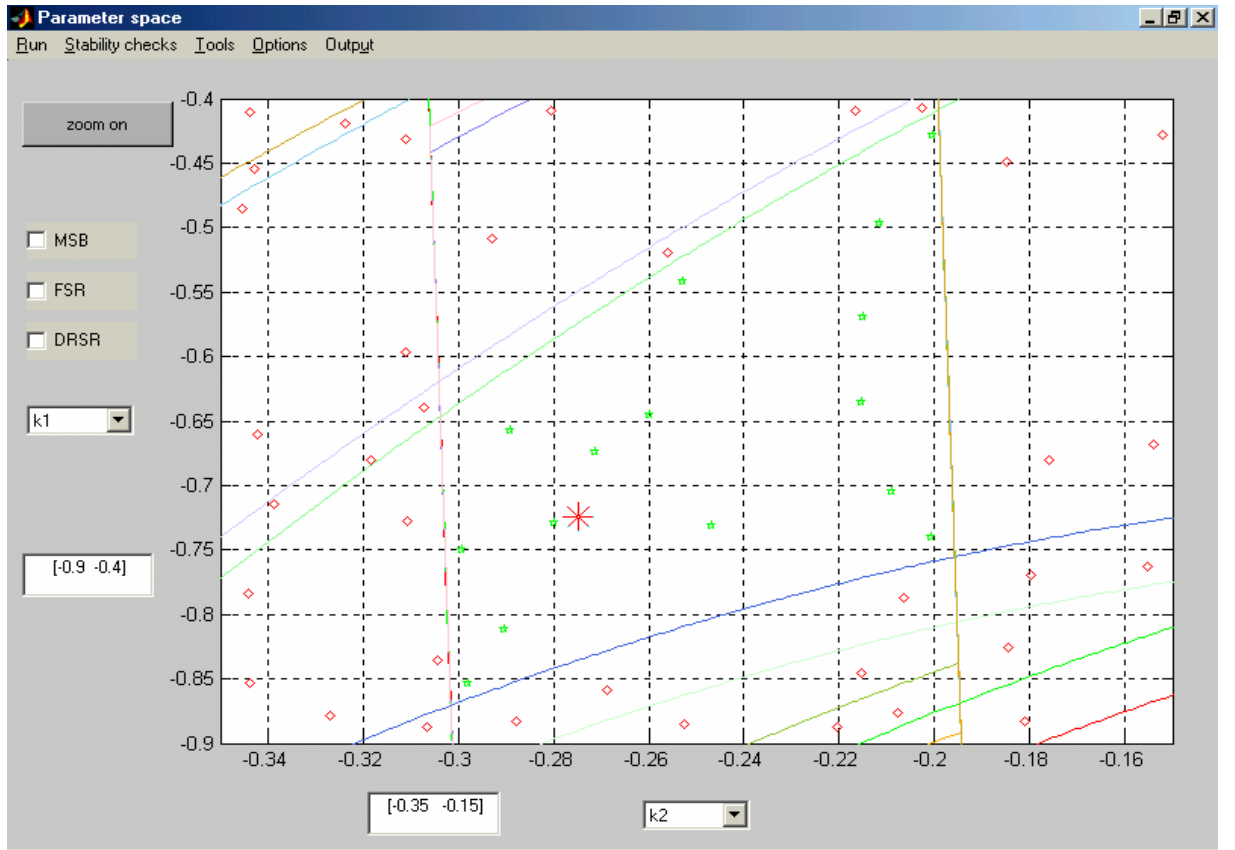
sağlayacak kontrolör katsayılarının bulunması olduğu için, (k_1, k_2) katsayılarının oluşturduğu kararlılık düzlemleri hesaplanmıştır. Oluşan düzlemlerin Γ kararlılığı sağlayıp sağlamadığı tek tek kontrol edilir. Şekil 4.37’de yeşil yıldız ile gösterilen düzlemler kararlılığın sağlandığı düzlemleri, kırmızı dörtgenle gösterilen düzlemler kararlılığın sağlanmadığı düzlemleri göstermektedir. Kısa periyot modu için istenilen Γ kararlılığını sağlayan bölgenin daha net biçimde görülebilmesi için k_1 kontrolör parametresi $[-0.9, -0.4]$; k_2 kontrolör parametresi $[-0.35, -0.15]$ değerleri ile sınırlandırılmıştır (Şekil 4.39). İstenilen Γ kararlılığını sağlayan bölgenin bulunmasından sonra, bu düzlem içerisinde (k_1, k_2) değerlerine karşılık gelen bir nokta seçilmiştir. Şekil 4.38’de görülen kırmızı büyük yıldız bu noktayı temsil etmektedir. Bu nokta aranan kontrolör katsayılarına karşılık gelir. Bu tasarım için; $k_1 = -0.724$; $k_2 = -0.275$ olarak alınmıştır.

Bulunan (k_1, k_2) değerleri belirsizlik kutularının köşeleri referans alınarak bulunmuştur. (k_1, k_2) kontrolör kazaç katsayılarının olası tüm durumları dayanıklı Γ kararlı kıldığının doğrulanabilmesi için kararlılık analizinin yapılması gereklidir. Kararlılık analizinde; belirsizlik parametrelerinin oluşturduğu düzlemlerin kararlılık sınırları bulunarak, tüm çalışma alanının Γ kararlı düzlemde bulunup bulunmadığı ve kararsız düzlemlerin çalışma alanını temsil eden kutuyu kesip kesmediklerini kontrol edilir. Kısa periyot moduna ait q_5, q_6, q_8, q_9 olmak üzere toplam 4 adet belirsizlik parametresi bulunmaktadır. Bu parametrelerin oluşturduğu; (q_5, q_6) , (q_5, q_8) , (q_5, q_9) , (q_6, q_8) , (q_6, q_9) , (q_8, q_9) kararlılık düzlemleri sırası ile kontrol edilip çalışma alanını kesip kesmedikleri ve tüm çalışma alanının bu kararlılık düzlemleri tarafından kapsanıp kapsanmadığı analiz edilmiştir. Şekillerde çalışma alanı mavi kutu ile gösterilmiştir. Yeşil yıldızlar Γ kararlı düzlem alanını, kırmızı dörtgenler kararsız alanları göstermektedir. Kararlılık analizinde sadece çalışma alanının bulunduğu düzlem ile bu düzlemin komşuluklarının kontrol edilmesi yeterlidir. Bu nedenle bulunan tüm kararlılık alanları kontrol edilmemiştir. Parametreler, çalışma alanlarının daha iyi görülebilmesi için uygun şekilde sınırlandırılmışlardır.

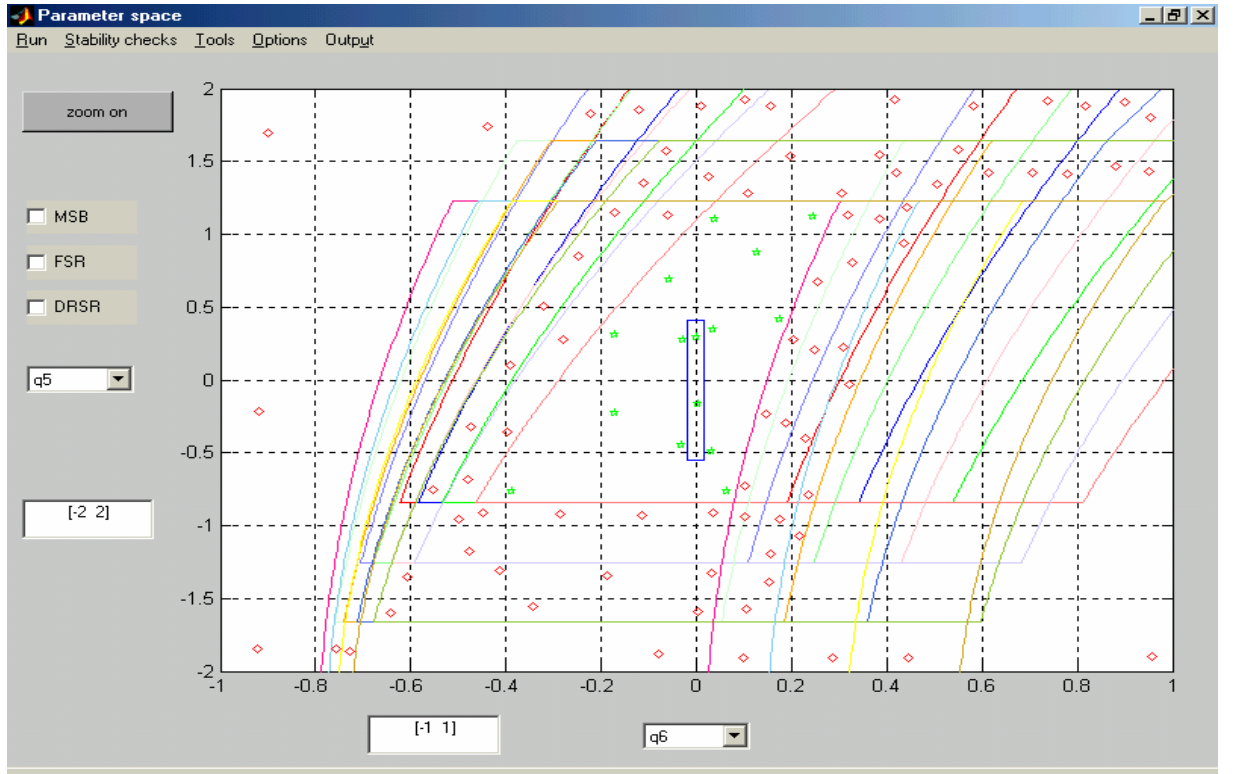
(q_5, q_6) parametresinin oluşturduğu kararlılık düzlemleri ve çalışma alanı Şekil 4.39’da gösterilmiştir. Kararlılık düzleminin tüm çalışma alanını kapsadığı görülür. Bu nedenle bulunan (k_1, k_2) değerleri (q_5, q_6) belirsizlik düzlemini Γ kararlı yapmaktadır. (q_5, q_6) kararlılık düzleminde, Γ kararlılığın sona erdiği sınır değerleri Şekil 4.40’da verilmiştir. Bu değerler çalışma alanını içine alan düzlemin sınırlarıdır.



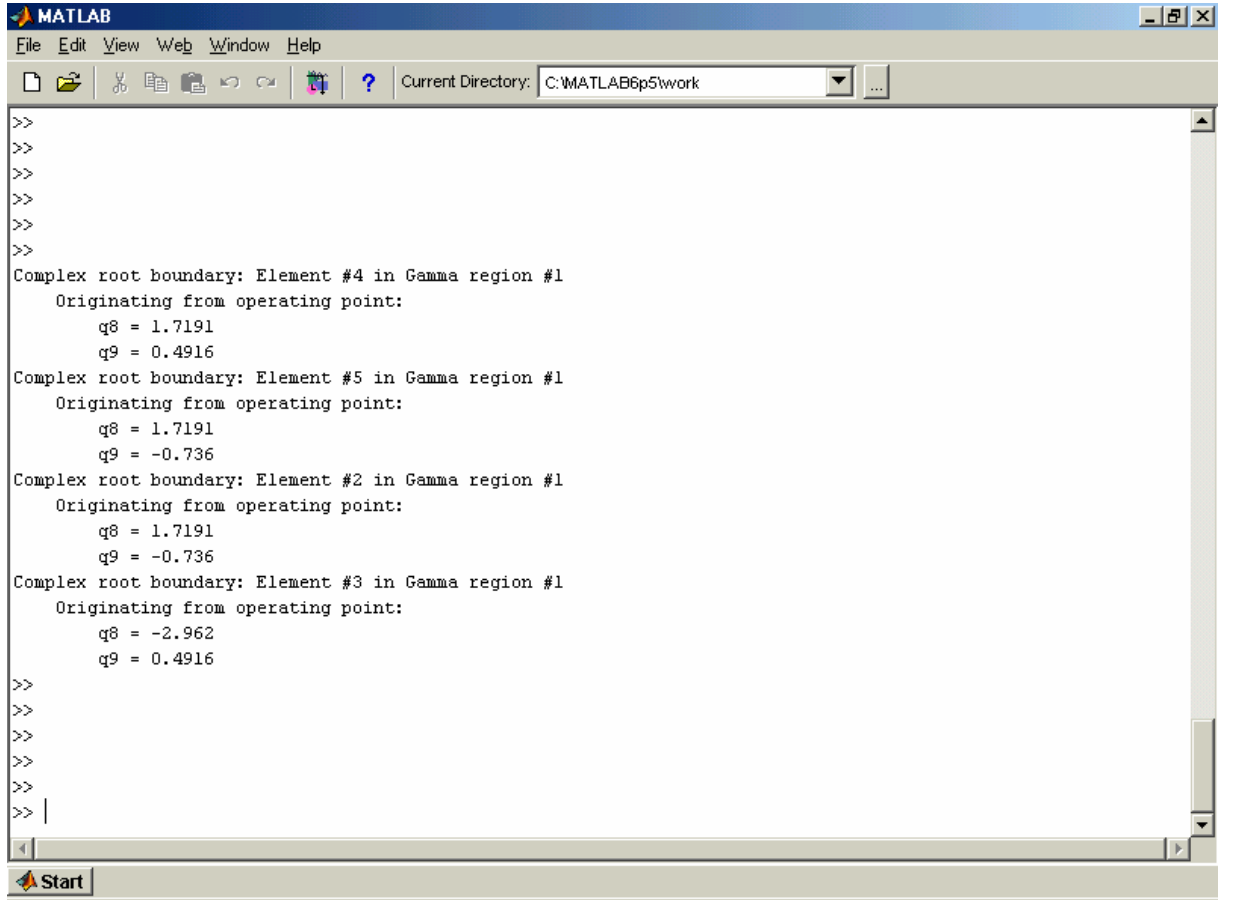
Şekil 4.37 Sistemi kararlı Γ kılan (k_1, k_2) kararlılık düzlemi



Şekil 4.38 k_1 ve k_2 parametreleri sınırlandırılmış (k_1, k_2) kararlılık düzlemi

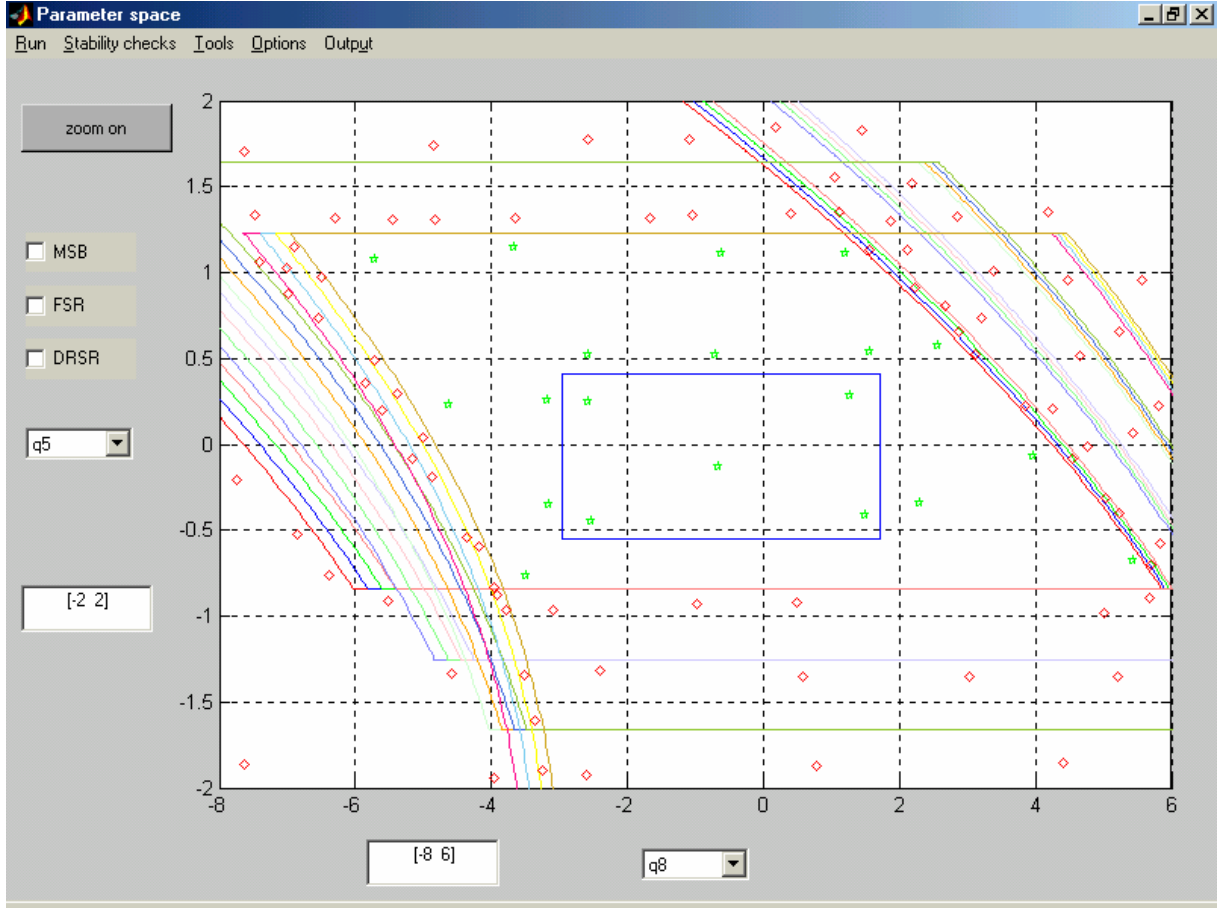


Şekil 4.39 (q_5, q_6) düzlemleri için kararlılık analizi



Şekil 4.40 (q_5, q_6) kararlılık düzlemi sınır değerleri

(q_5, q_8) parametresinin oluşturduğu kararlılık düzlemleri ve çalışma alanı Şekil 4.41’de gösterilmiştir. Kararlılık düzleminin tüm çalışma alanını kapsadığı görülür. Bu nedenle bulunan (k_1, k_2) değerleri (q_5, q_8) belirsizlik düzlemini Γ kararlı yapmaktadır.



Şekil 4.41 (q_5, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi

Bu kararlılığın sona erdiği sınır değerleri Şekil 4.42’de verilmiştir. Bu değerler çalışma alanını içine alan düzlemin sınırlarıdır.

(q_5, q_9) parametresinin oluşturduğu kararlılık düzlemleri ve çalışma alanı Şekil 4.43’de gösterilmiştir. Kararlılık düzleminin tüm çalışma alanını kapsadığı görülür. Bu nedenle bulunan (k_1, k_2) değerleri (q_5, q_9) belirsizlik düzlemini Γ kararlı yapmaktadır. Γ kararlılığın (q_5, q_9) kararlılık düzlemi için sona erdiği sınır değerleri Şekil 4.44’de verilmiştir.

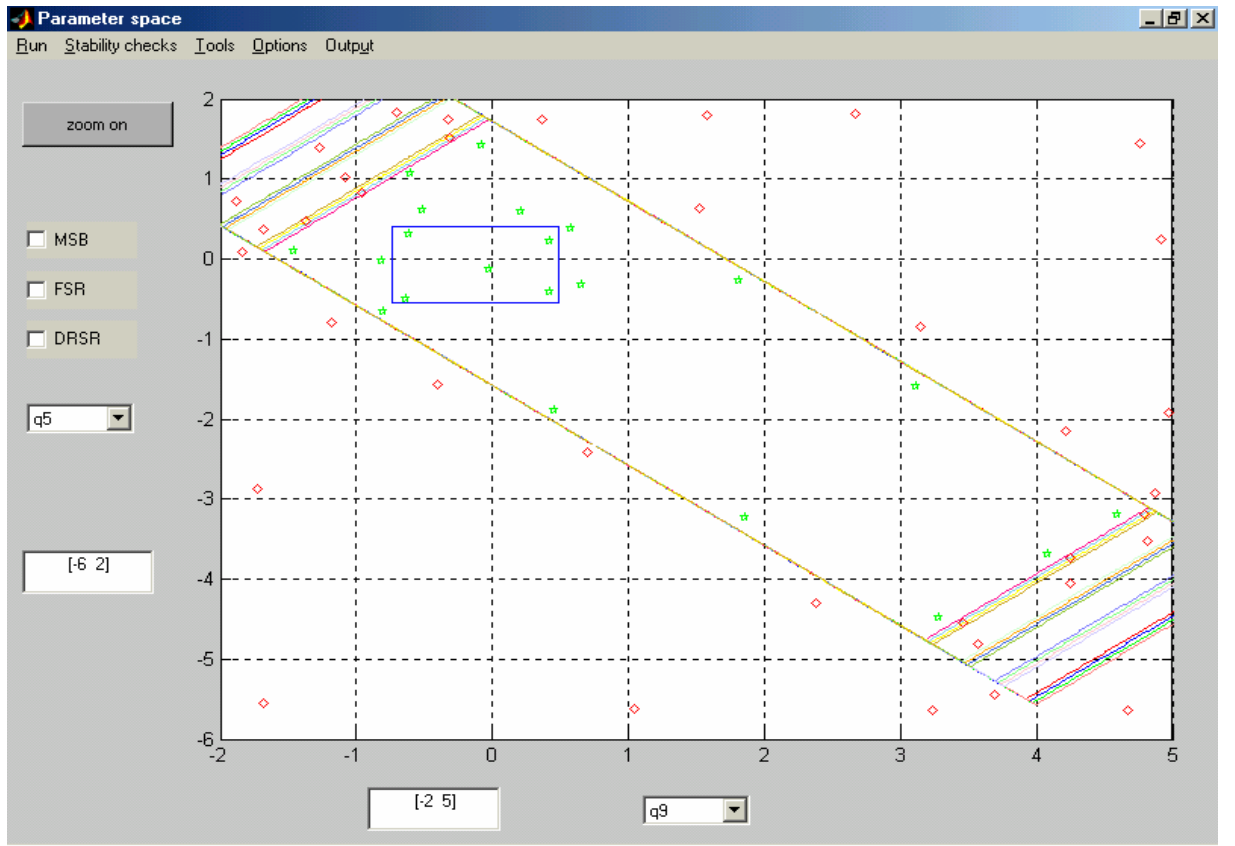
```

MATLAB
File Edit View Web Window Help
Current Directory: C:\MATLAB6p5\work

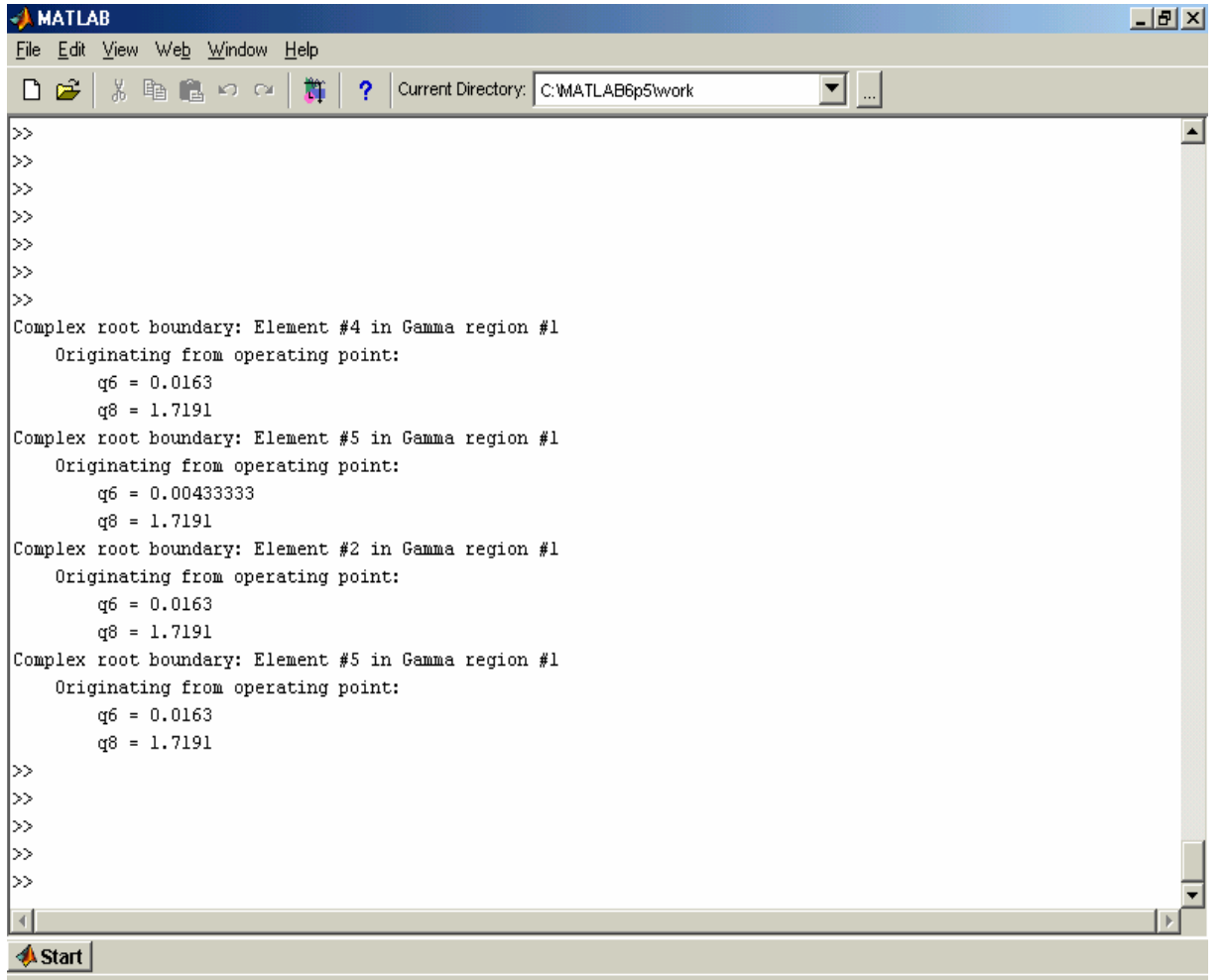
>>
>>
>>
>>
>>
Complex root boundary: Element #4 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = 0.0163
    q9 = 0.4916
Complex root boundary: Element #3 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = 0.0163
    q9 = 0.4916
Complex root boundary: Element #2 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = 0.0163
    q9 = -0.736
Complex root boundary: Element #5 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = -0.00763333
    q9 = -0.736
>>
>>
>>
>>
>>
>>

```

Şekil 4.42 (q_5, q_8) kararlılık düzlemi sınır değerleri



Şekil 4.43 (q_5, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi

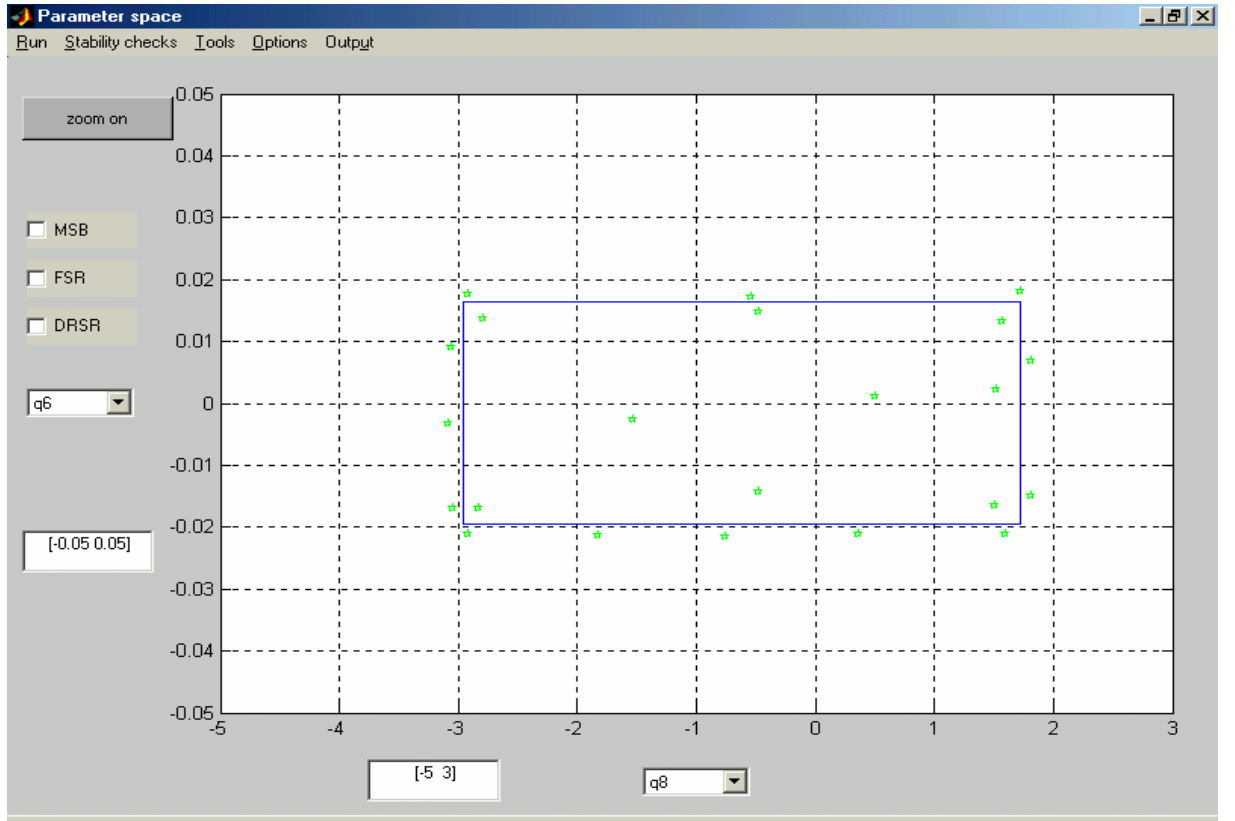


```
>>
>>
>>
>>
>>
>>
>>
Complex root boundary: Element #4 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = 0.0163
    q8 = 1.7191
Complex root boundary: Element #5 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = 0.00433333
    q8 = 1.7191
Complex root boundary: Element #2 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = 0.0163
    q8 = 1.7191
Complex root boundary: Element #5 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q6 = 0.0163
    q8 = 1.7191
>>
>>
>>
>>
>>
```

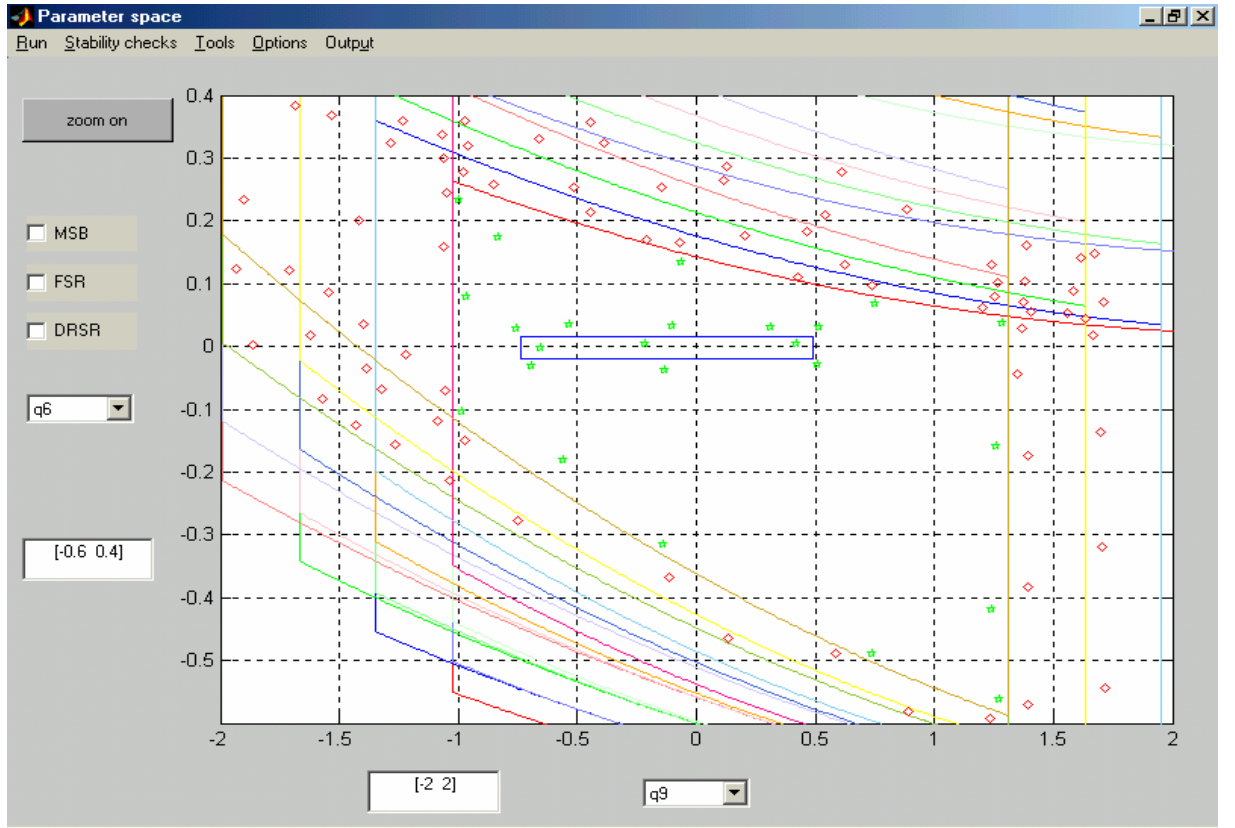
Şekil 4.44 (q_5, q_9) kararlılık düzlemi sınır değerleri

(q_6, q_8) parametresinin oluşturduğu kararlılık düzlemleri ve çalışma alanı Şekil 4.45’de gösterilmiştir. Kararlılık düzleminin tüm çalışma alanını kapsadığı görülür. Bu nedenle bulunan (k_1, k_2) değerleri (q_6, q_8) belirsizlik düzlemini Γ kararlı yapmaktadır.

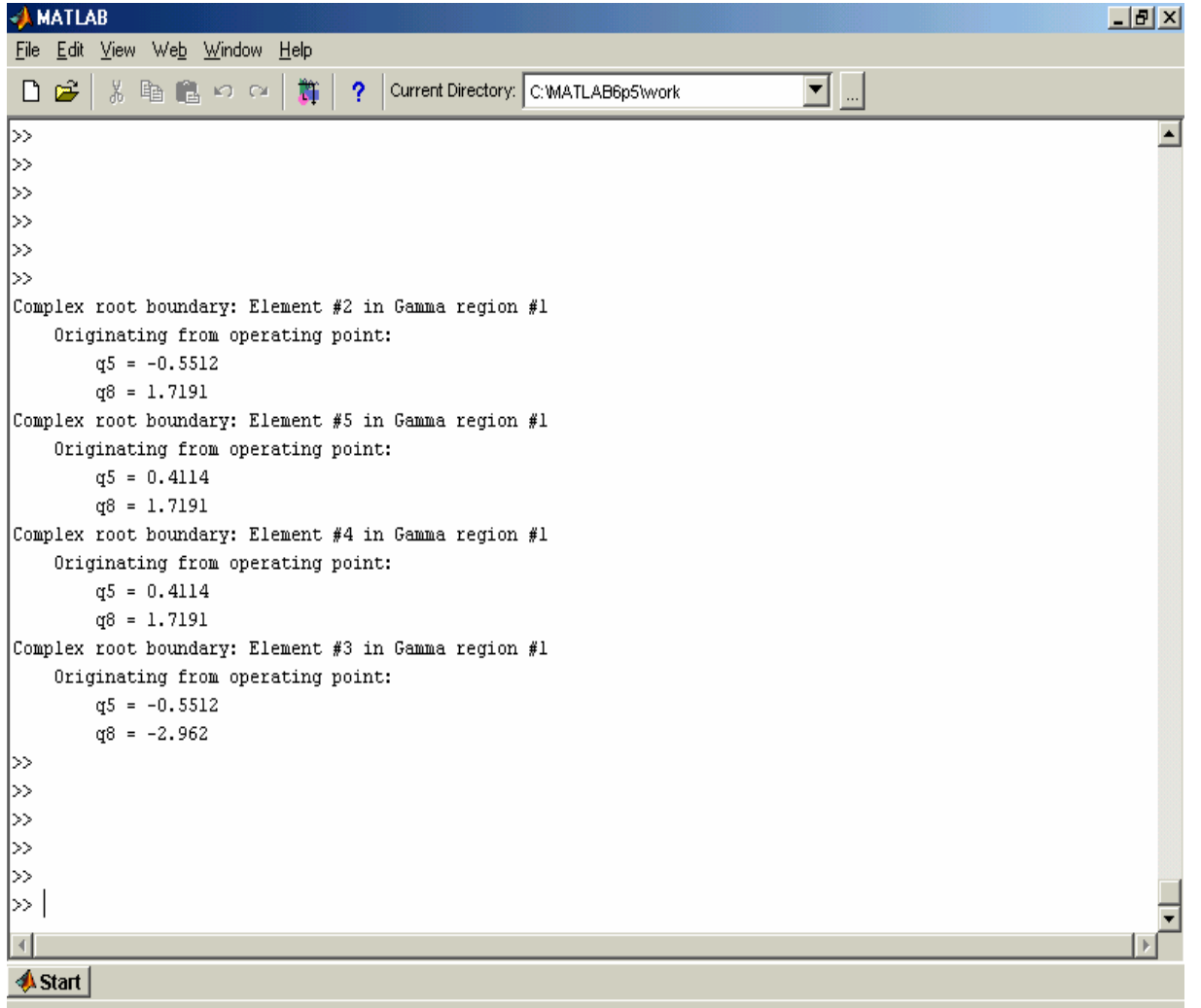
(q_6, q_9) parametresinin oluşturduğu kararlılık düzlemleri ve çalışma alanı Şekil 4.46’da gösterilmiştir. Kararlılık düzleminin tüm çalışma alanını kapsadığı görülür. Bu nedenle bulunan (k_1, k_2) değerleri (q_6, q_9) belirsizlik düzlemini Γ kararlı yapmaktadır. Kararlılığın sona erdiği sınır değerleri Şekil 4.47’de verilmiştir.



Şekil 4.45 (q_6, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



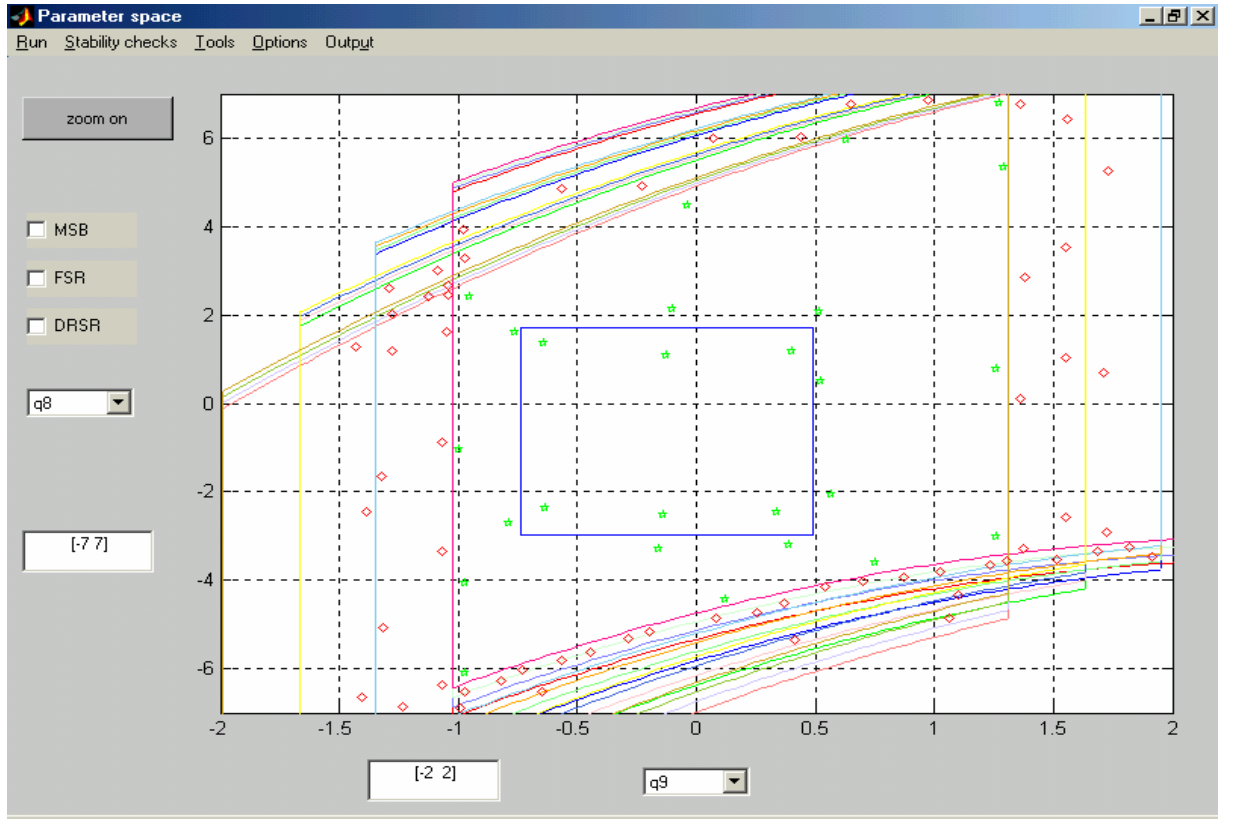
Şekil 4.46 (q_6, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



Şekil 4.47 (q_6, q_9) kararlılık düzlemi sınır değerleri

(q_8, q_9) parametresinin oluşturduğu kararlılık düzlemleri ve çalışma alanı Şekil 4.48’de gösterilmiştir. Kararlılık düzleminin tüm çalışma alanını kapsadığı görülür. Bu nedenle bulunan (k_1, k_2) değerleri (q_8, q_9) belirsizlik düzlemini Γ kararlı yapmaktadır. Kararlılığın sona erdiği sınır değerleri Şekil 4.49’da verilmiştir.

Kararlılık analizi ile, (k_1, k_2) değerlerinin sistemi tüm çalışma koşullarında Γ kararlı kıldığı görülür. Sistemin kapalı çevrim öz değerleri Şekil 4.50’de verilmiştir. Tasarım için istenilen sönüm oranı alt sınır değeri kırmızı renk ile, doğal frekans için gerekli olan bölge sınırları yeşil renk ile şekil üzerinde belirtilmiştir. Öz değerlerin belirsizlik parametrelerinin etkilerine rağmen arzu edilen kök bölgesi içerisinde kaldıkları gözlenmiştir.



Şekil 4.48 (q_8, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi

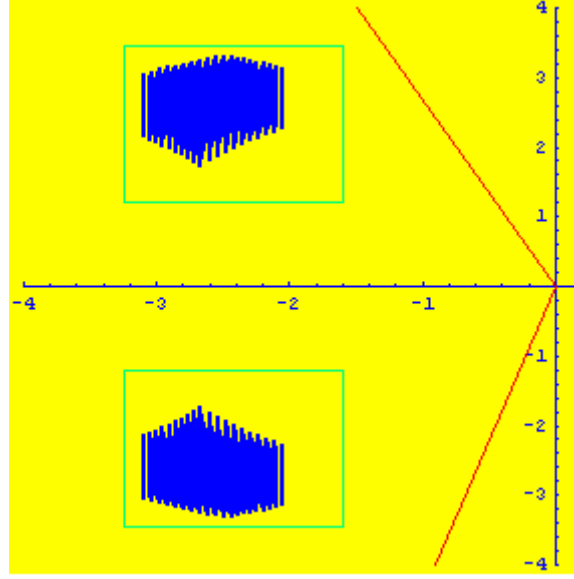
```

MATLAB
File Edit View Web Window Help
Current Directory: C:\MATLAB6p5\work

>>
>>
>>
>>
>>
>>
Complex root boundary: Element #4 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q5 = 0.4114
    q6 = 0.0163
Complex root boundary: Element #3 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q5 = -0.5512
    q6 = 0.0163
Complex root boundary: Element #2 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q5 = -0.5512
    q6 = 0.0163
Complex root boundary: Element #5 in Gamma region #1
  Originating from operating point:
    q5 = 0.4114
    q6 = -0.00763333
>>
>>
>>
>>
>>
Start

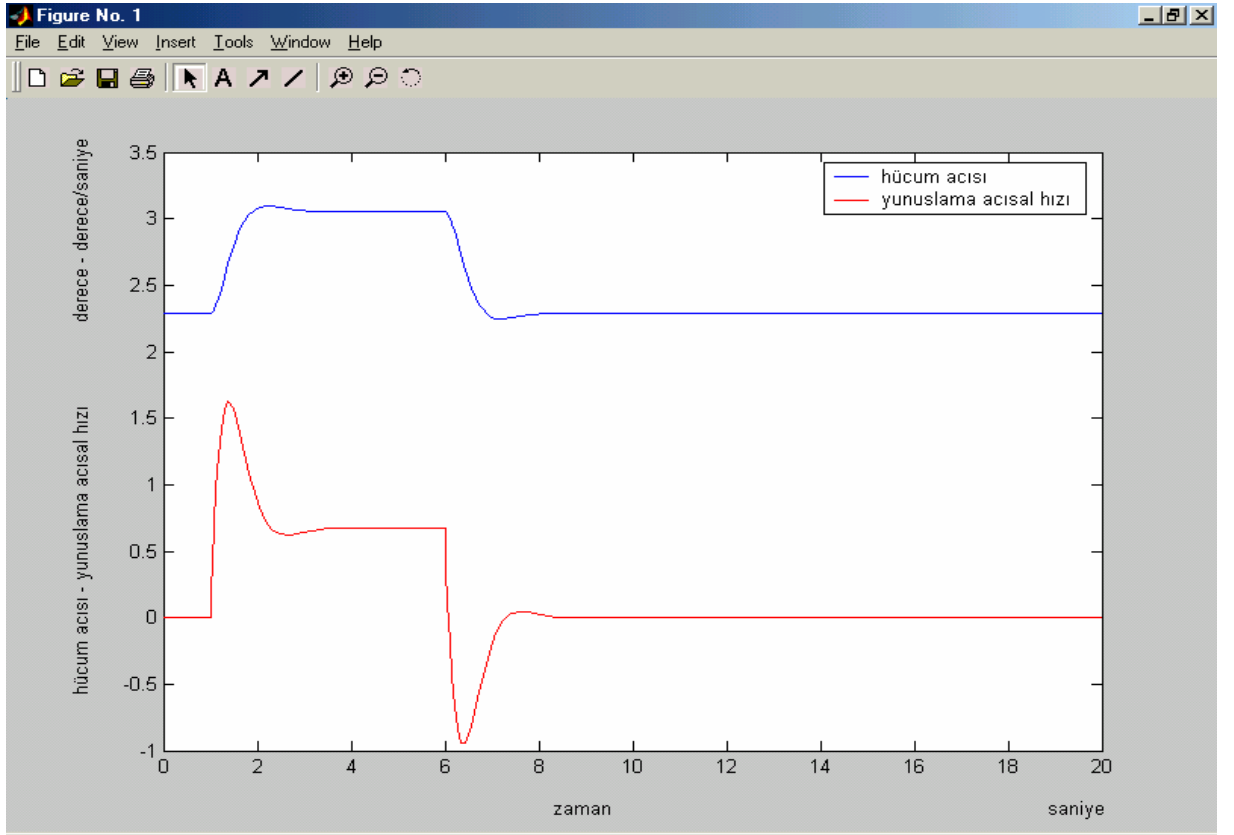
```

Şekil 4.49 (q_8, q_9) kararlılık düzlemi sınır değerleri

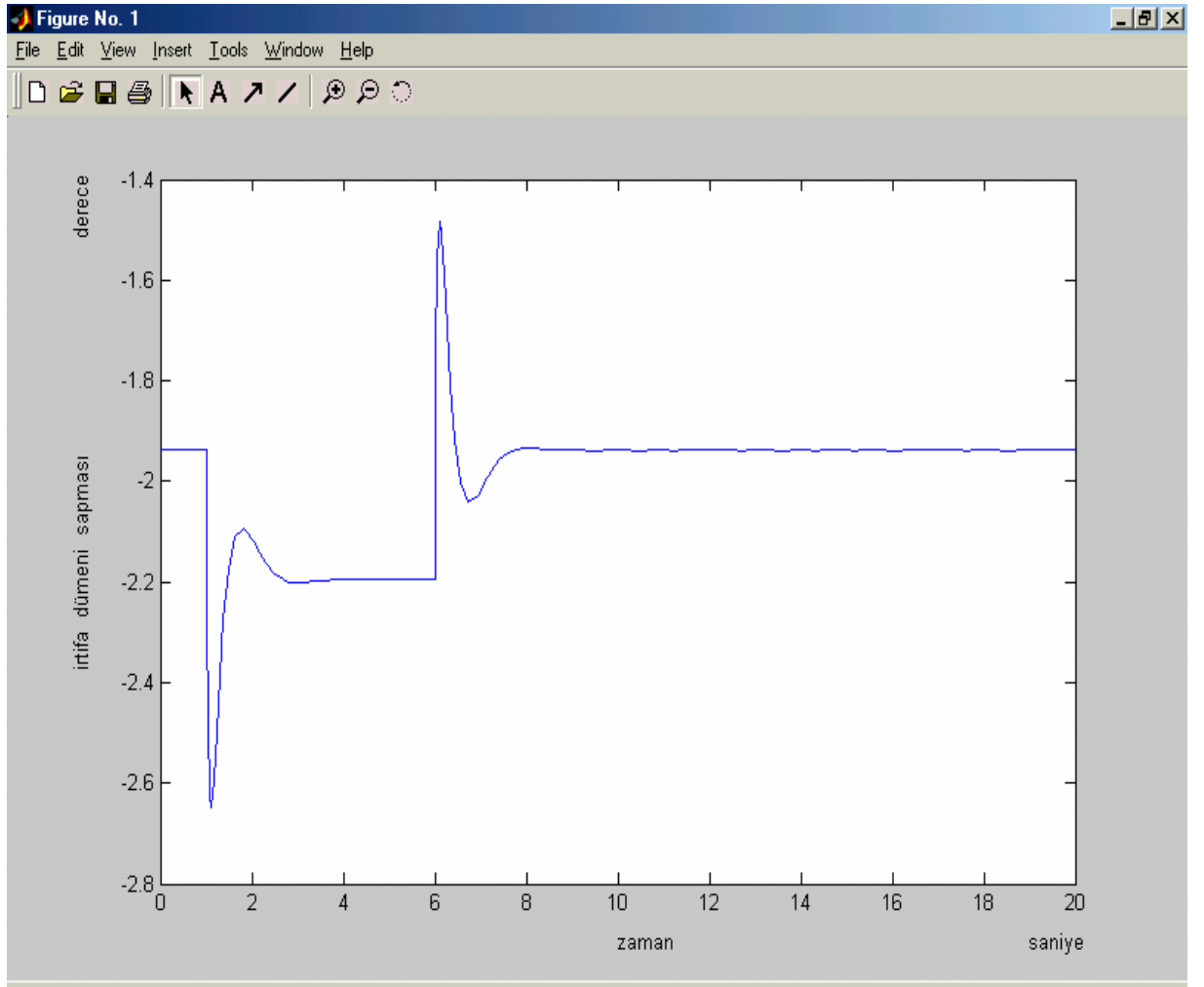


Şekil 4.50 Kapalı çevrim sistem öz değer dağılımı

Boylamsal hareketin kısa periyot moduna ait sistemin kapalı çevriminin; 1. ve 6. saniyeler arasında -1 derece irtifa açısı komutu girişiyle oluşturduğu çıkış değerleri Şekil 4.51’de gösterildiği gibi elde edilir. Bu çıkış değerleri q_5 , q_6 , q_8 , q_9 belirsizlik vektörlerinin nominal değerleri için bulunmuştur.

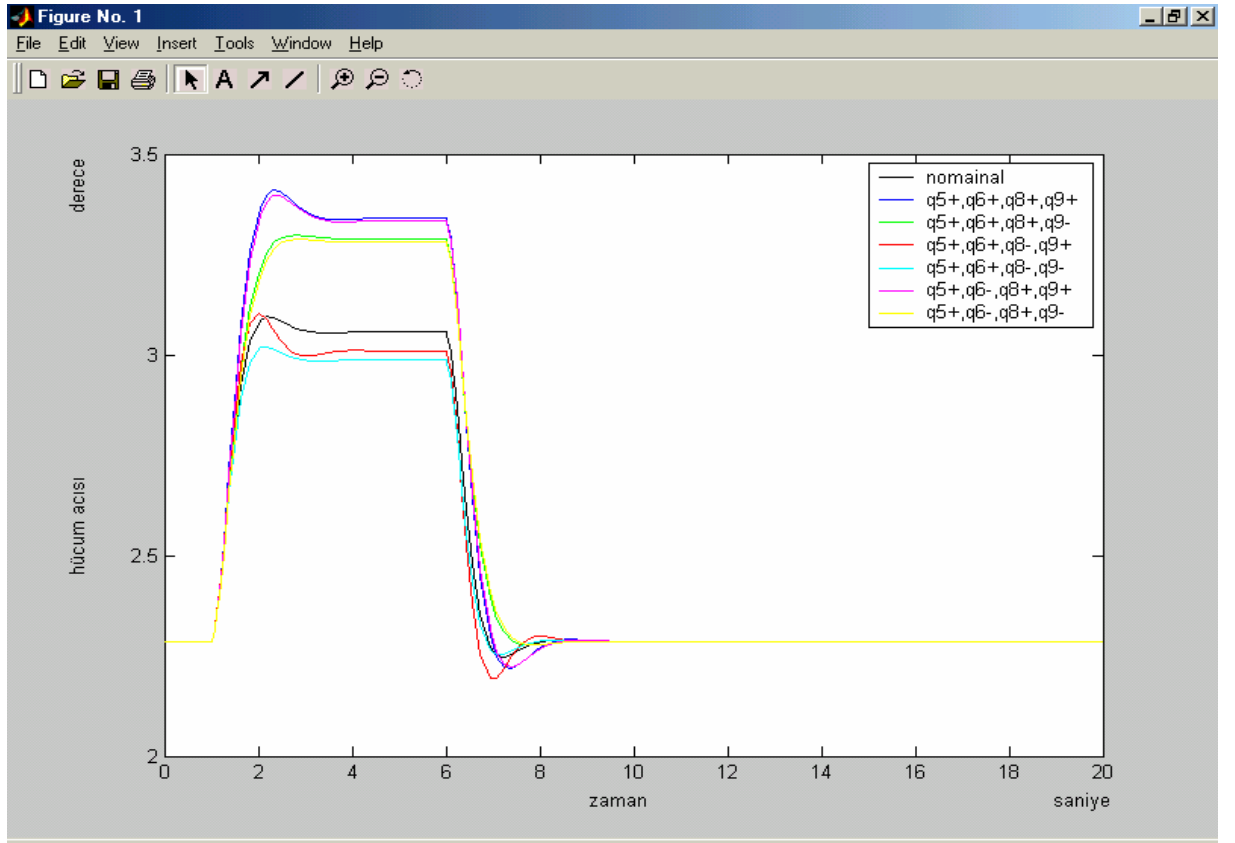


Şekil 4.51 Nominal sistem için kapalı çevrim sistem çıkış değerleri

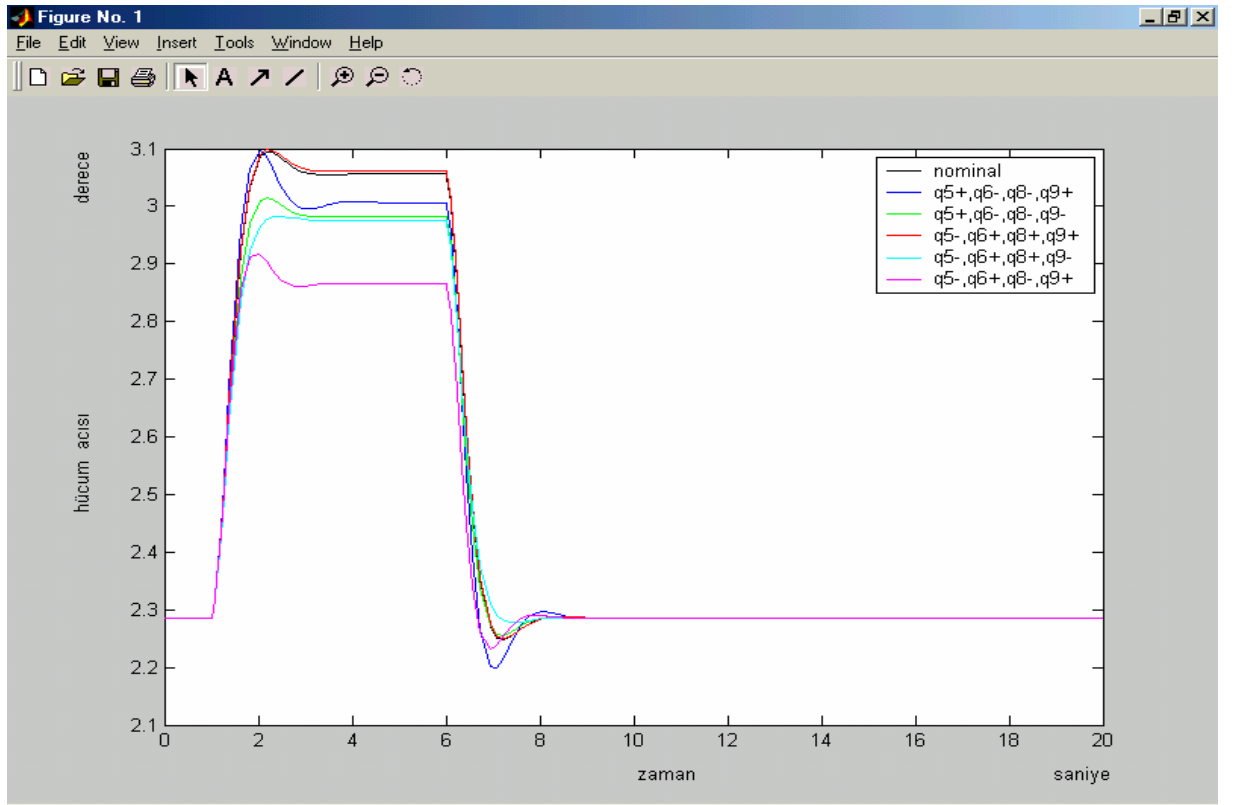


Şekil 4.52 Nominal sistem kapalı çevriminde sisteme -1 derece irtifa komutu girişi ile oluşan irtifa dümeni sapması

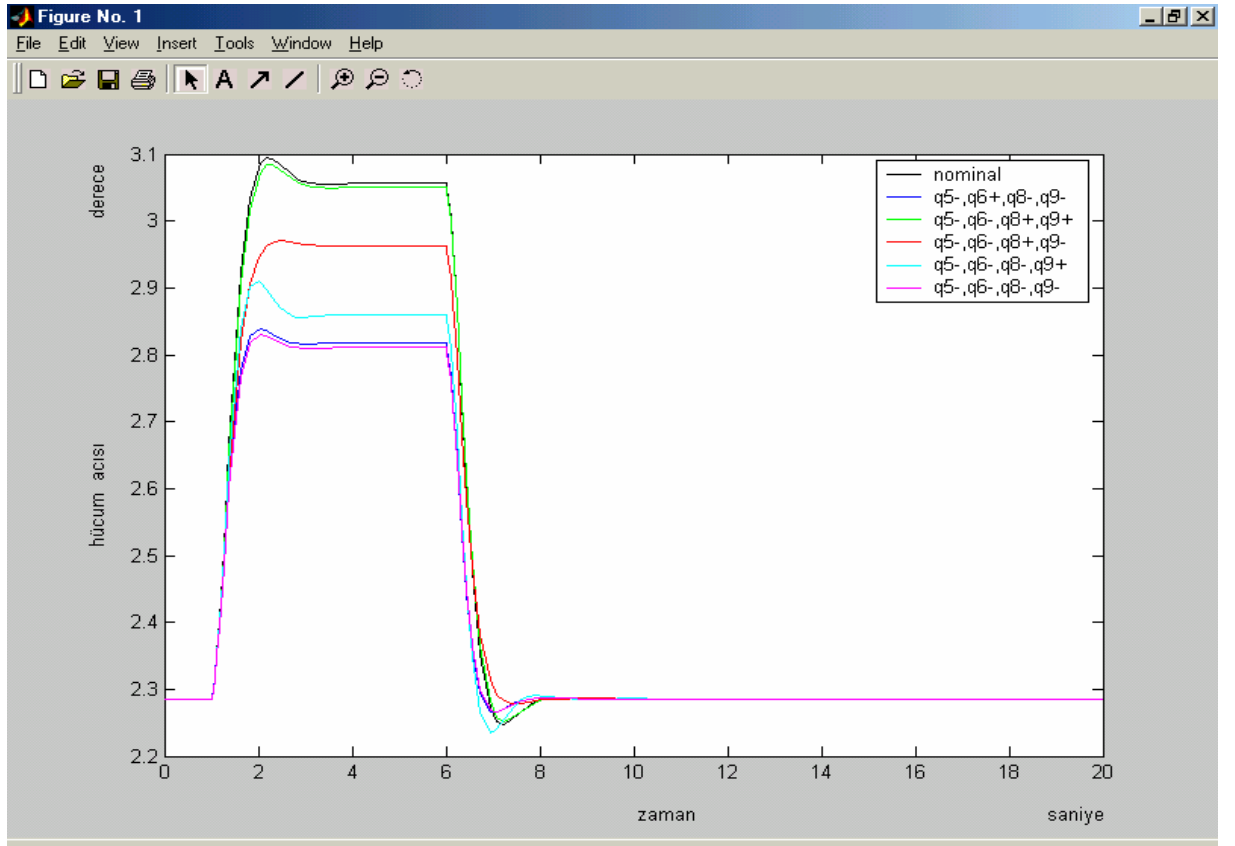
Tablo 4.5’de verilen belirsizlik parametreleri köşe değerleri için kapalı çevrim sistemin hücüm açısı çıkış değerleri Şekil 4.53-Şekil 4.55’de; yunuslama açısal hızı değerleri Şekil 4.56-Şekil 4.58’de verilmiştir.



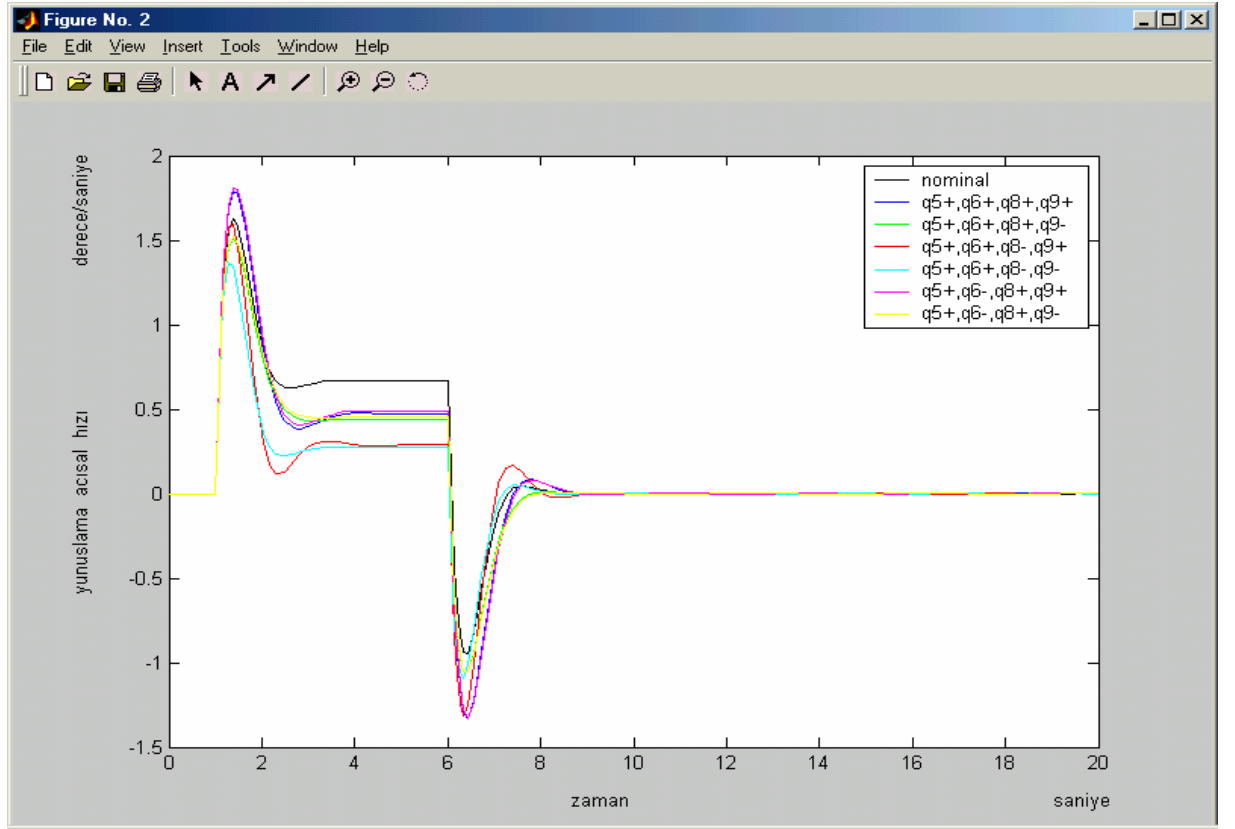
Şekil 4.53 Tablo 4.5'in 1.- 6. satırları için kapalı çevrim hücum açısı değeri



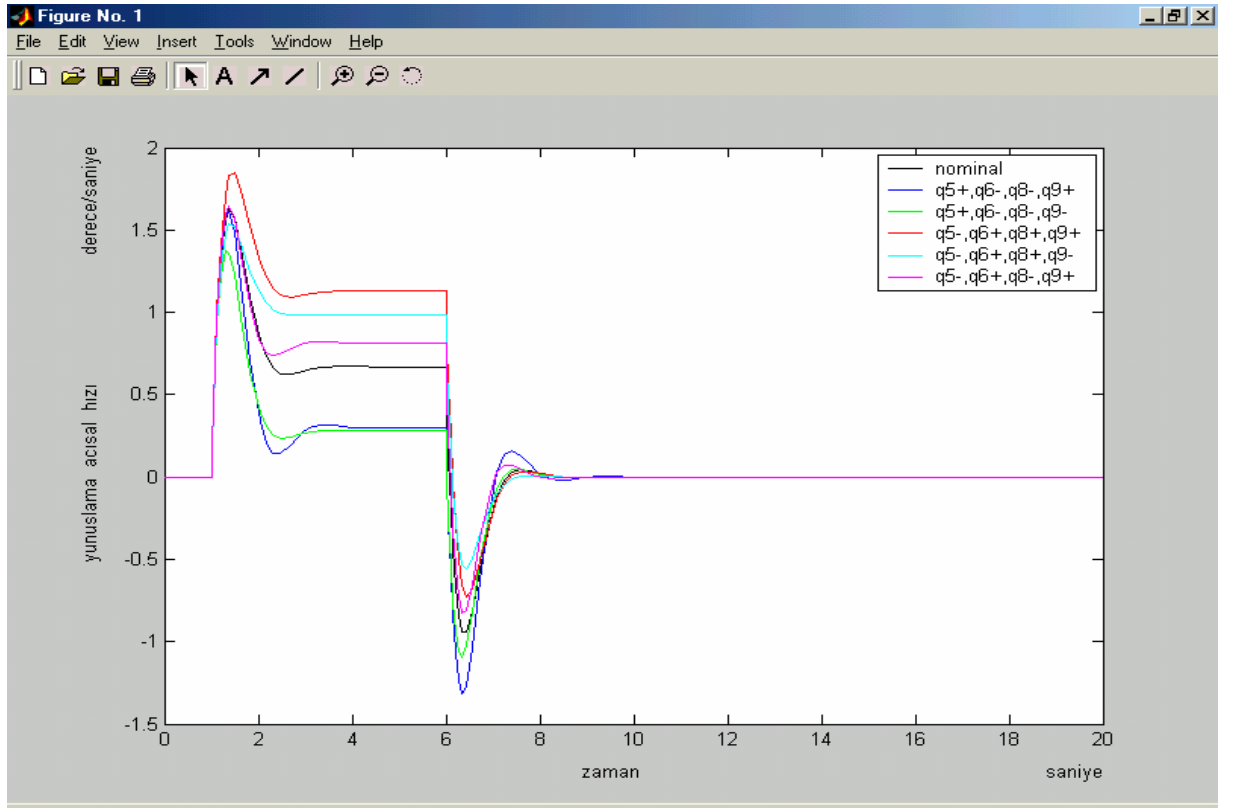
Şekil 4.54 Tablo 4.5'in 7.-11. satırları için kapalı çevrim hücum açısı değeri



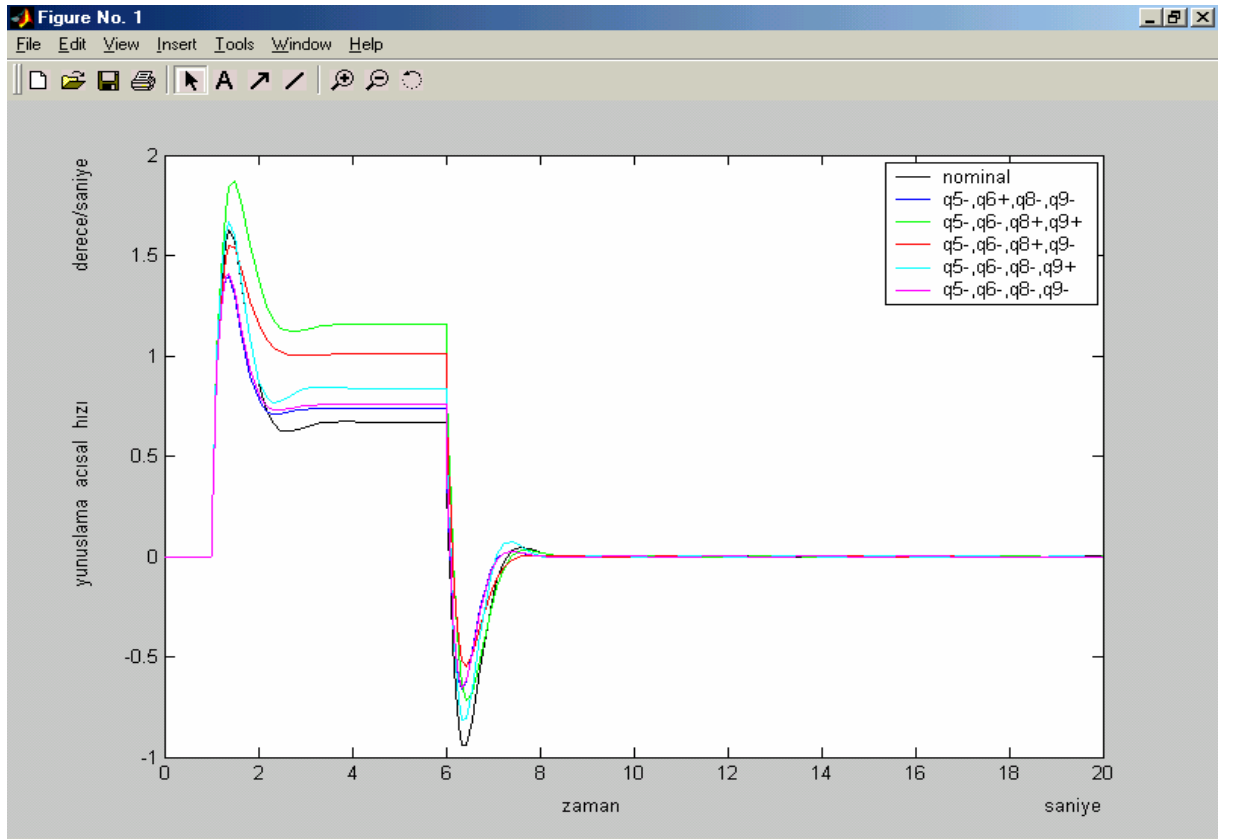
Şekil 4.55 Tablo 4.5'in 12.-16.satırları için kapalı çevrim hücum açısı değeri



Şekil 4.56 Tablo 4.5'in 1.-6.satırları için kapalı çevrim yunuslama açısı hızı değeri



Şekil 4.57 Tablo 4.5'in 7.-11.satırları için kapalı çevrim yunuslama açısız hızı değeri



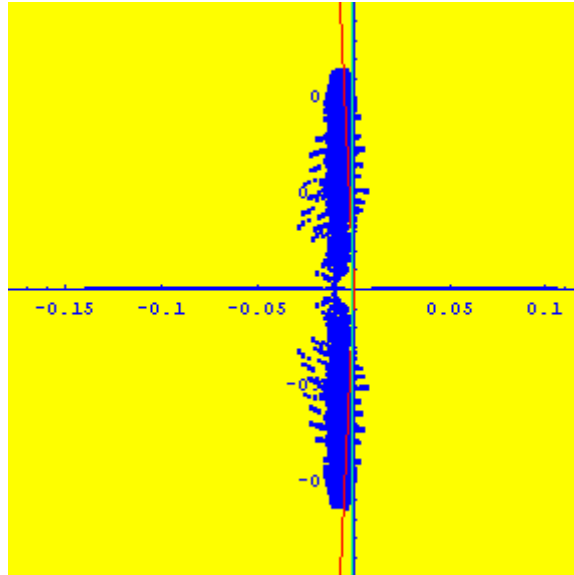
Şekil 4.58 Tablo 4.5'in 12.-16.satırları için kapalı çevrim yunuslama açısız hızı değeri

4.7 F16 Uçağının Fügoid Modunun Dayanıklı Kontrolü

Fügoid modu için dayanıklı kontrolör tasarımı (4.7) ve (4.8)'de verilen boyamsal harekete ait durum uzayı modeli kullanılır. Fügoid moda ait belirsizlik parametreleri $q_1, q_2, q_3, q_4, q_5, q_6, q_7, q_8, q_9$ dur. Bu belirsizlik parametrelerinin köşe noktaları için (minimum ve maksimum) fügoid modun öz değeri dağılımı Şekil 4.59'da verilmiştir. Belirsizlik parametrelerinin bazı değeri için öz değeri kararsız olduğu görülür. Sistemin fügoid moduna ait durum değişkenleri yunuslama açısı ve uçak hızıdır. -1 derece irtifa dümeni komutu (1. saniye ile 6. saniye arasında) ve 2000 pound motor itki kuvveti girişleri sonucu oluşan geri beslemesiz sistem yunuslama açısı değeri Şekil 4.17' de ve uçağın hız değeri Şekil 4.18'de verilmiştir. İki çıkışın da osilasyon yaptığı görülür. Tasarımda; bölüm 4.6'da bulunan geri besleme katsayılarının, sistemin kısa periyot modunun öz değeri istenilen bölgeye atadığı kabul edilir. Bu şartlar altında geri besleme kazanç katsayısı (4.15)'de olduğu gibi alınmıştır.

$$K = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.724 & -0.275 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

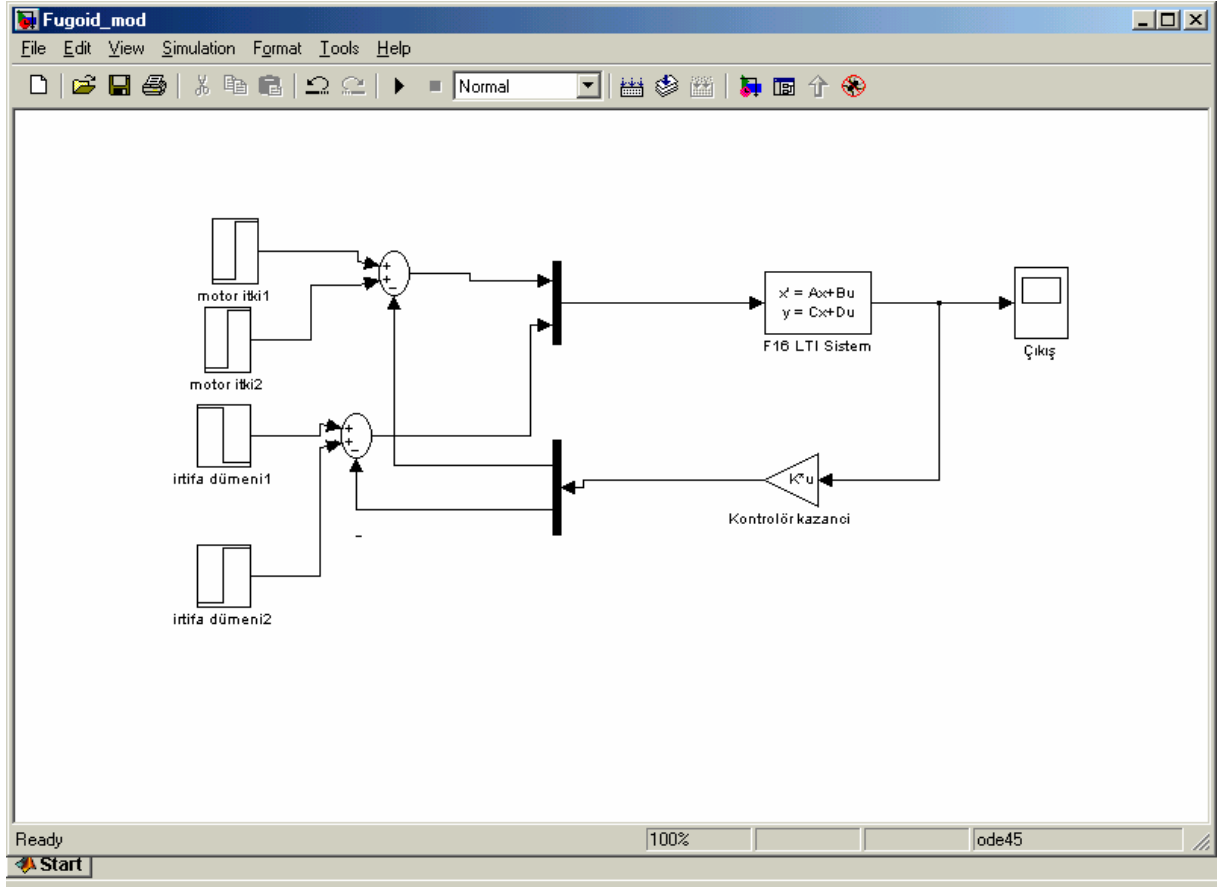
Fügoid moduna ait sönüm oranının; MIL-F-8785C kriterlerine göre $\zeta \geq 0.04$ şartını sağlaması gerekir [9]. Fügoid mod sönüm oranının belirsizlik parametrelerinin etkisi ile [0.000017, 1] değerleri arasında değiştiği ve istenilen kriteri sağlamadığı görülür.



Şekil 4.59 Fügoid mod öz değeri dağılımı

Tasarım için PARADISE programına Şekil 4.60'da gösterilen boyamsal hareket ait SIMULINK modeli girilmiştir. Bu model kısa periyot modu ve fügoid modu

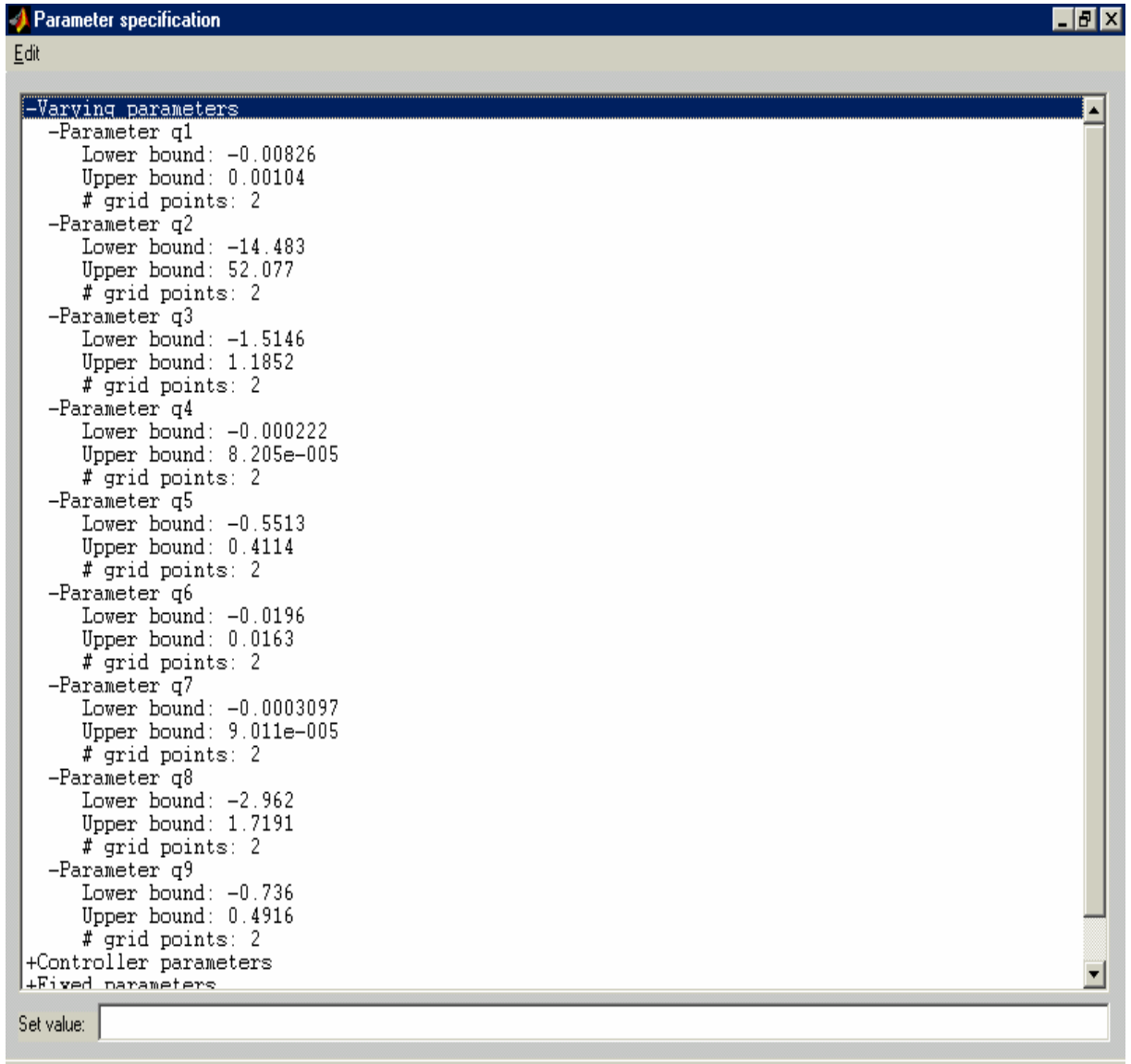
dinamiklerini, moda ait belirsizlik vektörlerini, parametre olarak kontrolör katsayılarını, giriş olarak -1 derecelik irtifa dümeni açısı komutu ile 2000 poundluk motor itki komutu girişini ve çıkış birimini kapsar.



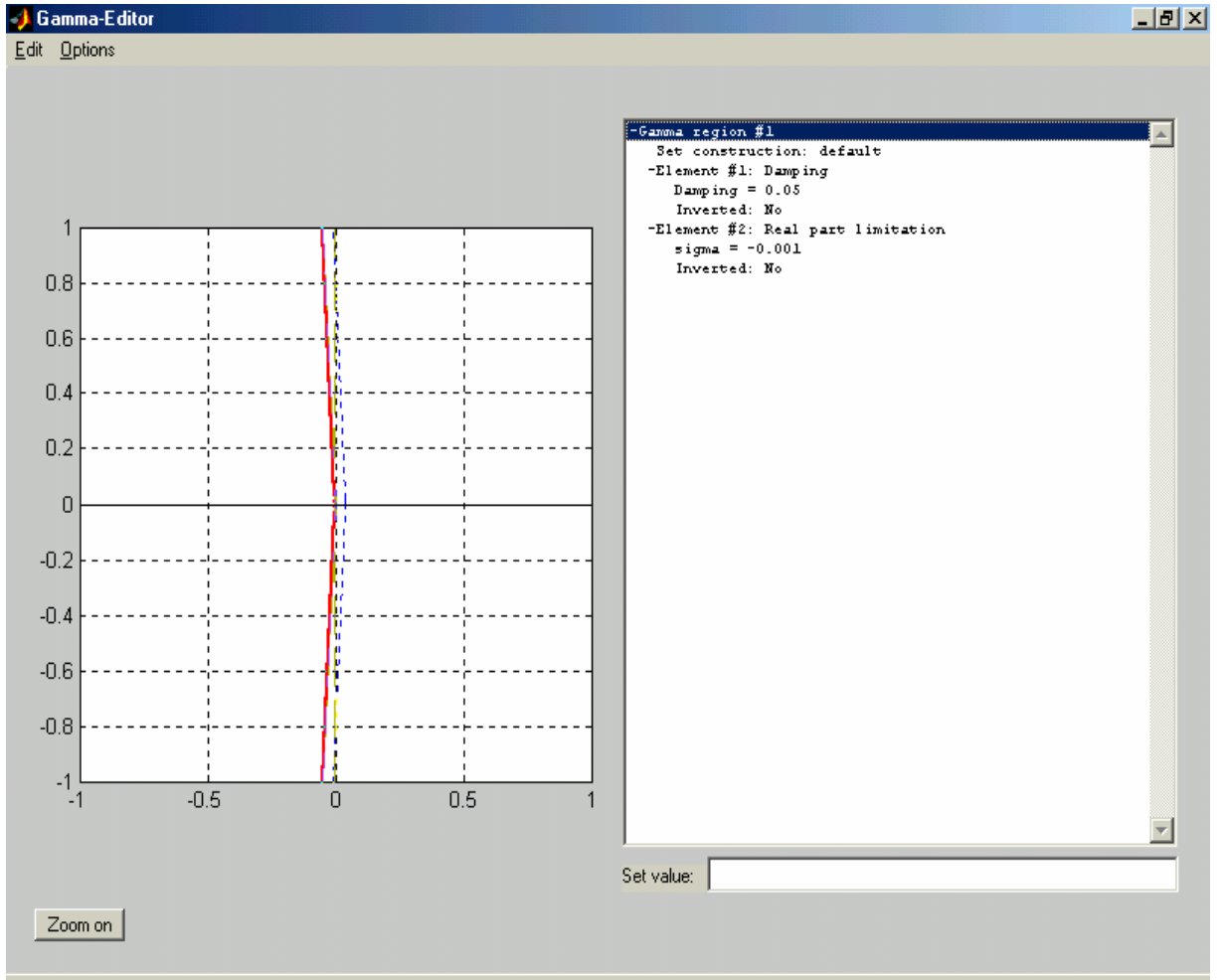
Şekil 4.60 Sistem SIMULINK modeli

PARADISE programına, füğoid modun sağlaması gereken Γ kararlılık şartı olarak sönüm oranı alt sınırı 0.05 ve reel bileşen sınırı -0.001 olarak girilmiştir (Şekil 4.62). Şekil 4.59’da sönüm oranı alt sınırı kırmızı renk ile, reel bileşen sınırı yeşil renk ile gösterilmiştir. Füğoid moda ait öz değerlerin tasarım için istenilen koşulları sağlamadığı Şekil 4.59’a bakıldığında kolayca görülür. Füğoid moda ait belirsizlik parametrelerinin alt ve üst sınır değerleri ile tasarımda kullanılan grid noktaları Şekil 4.61’de olduğu gibi alınmıştır. Tasarımda; belirsizlik parametrelerinin değişimine rağmen sistemin Γ kararlılığını sağlayan k_1 ve k_2 katsayıları bulunmak istendiği için parametre uzayında, (k_1, k_2) kararlılık düzlemleri bulunmuştur. Bu düzlemlerin kararlılık analizleri sonucunda Şekil 4.63’de gösterilen bölgenin sistemi Γ kararlı yaptığı görülür. (k_1, k_2) kararlılık düzleminde kırmızı yıldız ile gösterilen $k_1 = 544.05$, $k_2 = 78.9$ noktaları alınmıştır. Bu noktalar sadece belirsizlik katsayılarının minimum ve maksimum noktaları için

hesaplanmıştır. Bu nedenle katsayıların tüm belirsizlik parametrelerinin değişimlerine rağmen sistemi dayanıklı kararlı kılıp kılmadıkları, belirsizlik parametrelerinin oluşturdukları kararlılık düzlemlerine tek tek kararlılık analizi yapılarak bulunur. Bu kararlılık düzlemlerine ait kararlılık analizleri Ek B’de verilmiştir. Kararlılık analizinde çalışma alanı mavi kutu ile gösterilmiş ve belirsizlik parametreleri çalışma alanının görülebilmesi için uygun şekilde sınırlandırılmıştır.

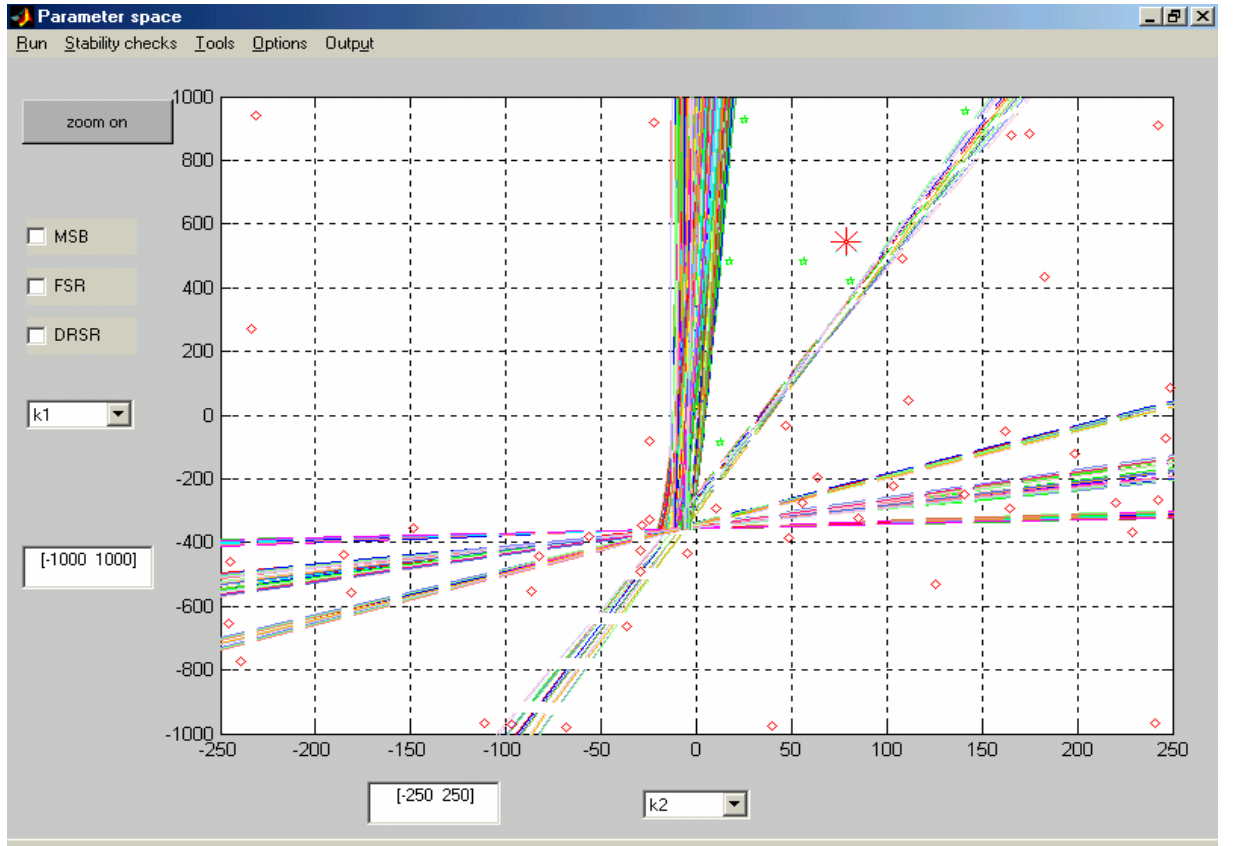


Şekil 4.61 Fügoid moda ait belirsizlik parametreleri ve sınır değerleri

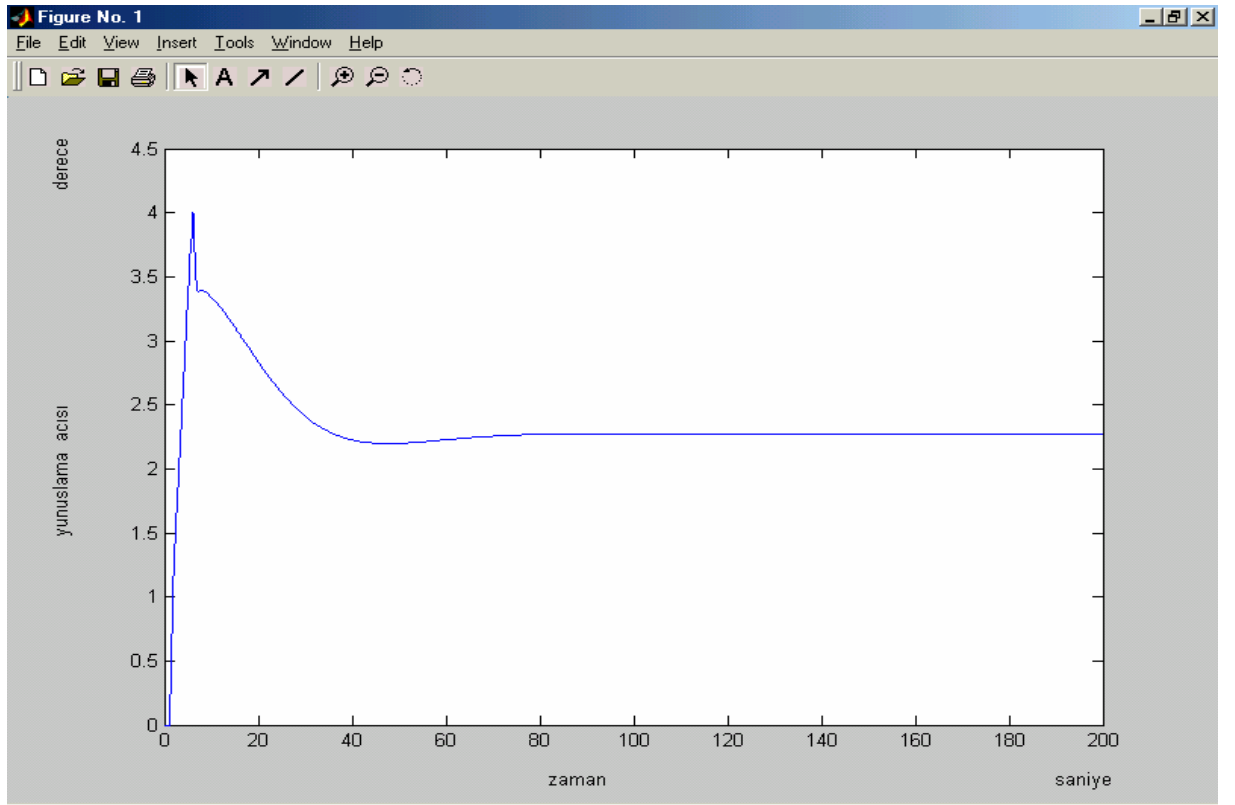


Şekil 4.62 Fügoid mod için seçilen Γ kararlılık sınırları

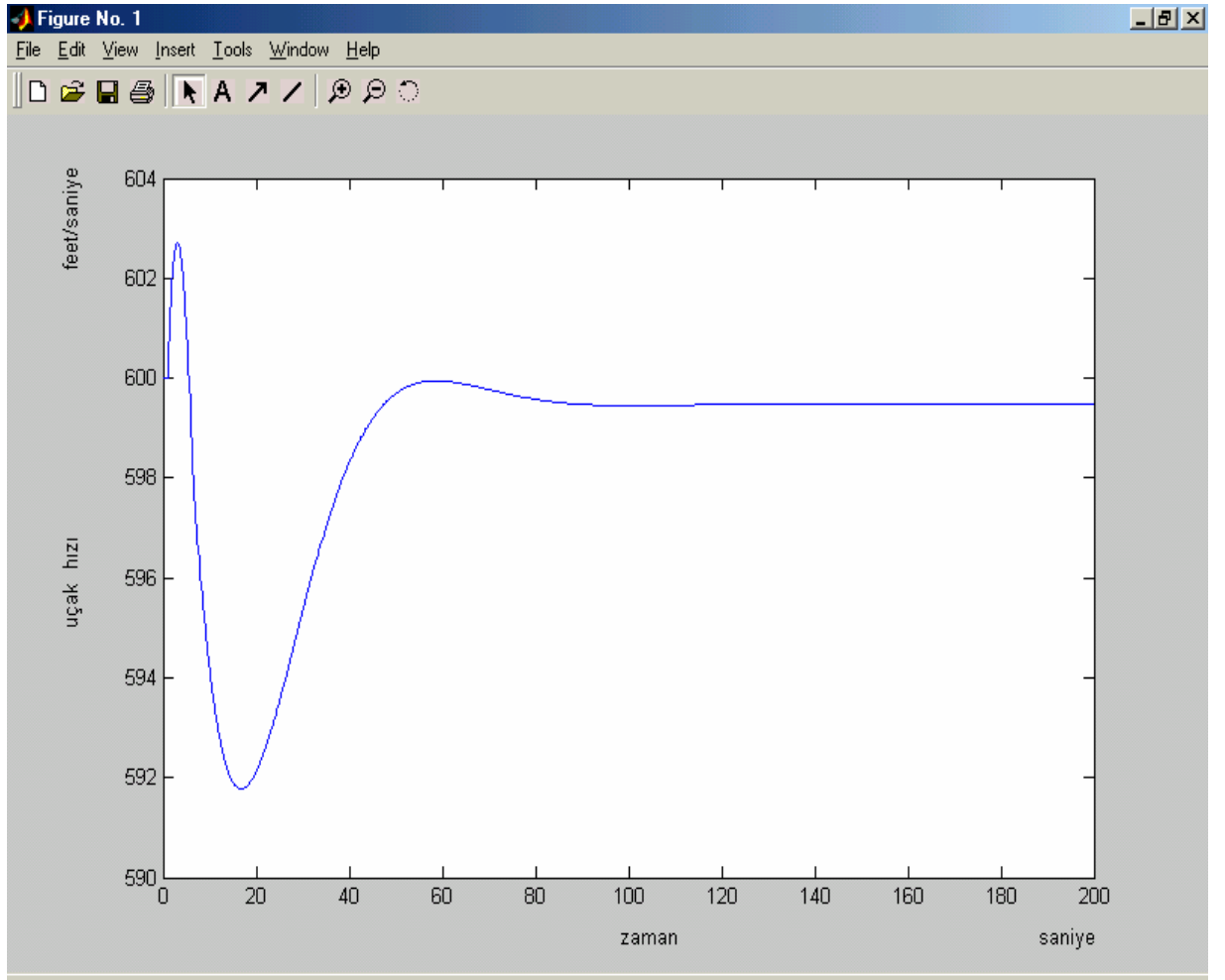
Ek B’de görüldüğü şekilde çalışma alanını temsil eden kutunun içinde bulunduğu kararlılık düzlemleri Γ kararlıdır (yeşil yıldızlı bölgeler) ve kararsız bir düzlem tarafından kesilmemektedir. Bu nedenle tasarlanan (k_1, k_2) katsayıları belirsizlik parametrelerinin değişime rağmen sistemi dayanıklı kararlı yapar. Kapalı çevrim sistemin fügoid moduna ait bileşenlerin, 1. saniye ile 6.saniye arasında -1 derece irtifa dümeni komutu girişi ve 2000 pound motor itki kuvveti komutu girişleri ile oluşturdıkları yunuslama açısı çıkışı Şekil 4.64’de ve uçak hızı çıkışı Şekil 4.65’de verilmiştir. Kapalı çevrim sistemin fügoid moduna ait öz değer dağılımı Şekil 4.66’da verilmiştir. Şekilde kırmızı renk ile gösterilen sınırlar sönüm oranı sınırı, yeşil doğru ile gösterilen sınır ise reel bileşen sınırıdır. Kapalı çevrim sisteme ait öz değerlerin istediğimiz kriterleri tüm belirsizlik parametrelerinin değişimine rağmen sağladığı görülür.



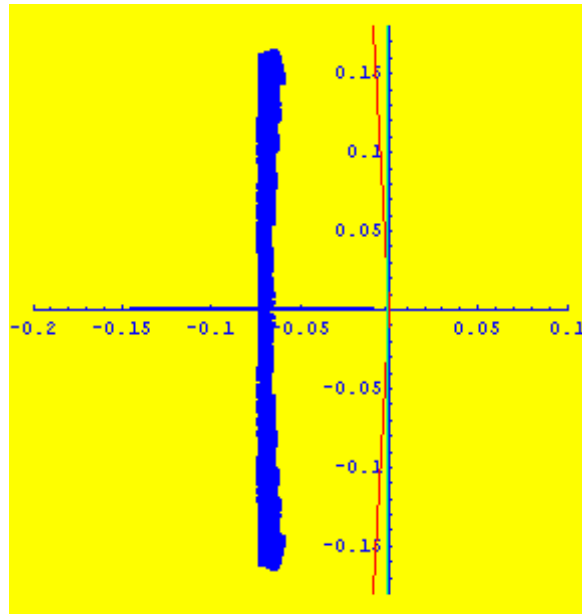
Şekil 4.63 (k_1, k_2) kararlılık düzlemleri



Şekil 4.64 Kapalı çevrim sistem yunuslama açısı çıkışı

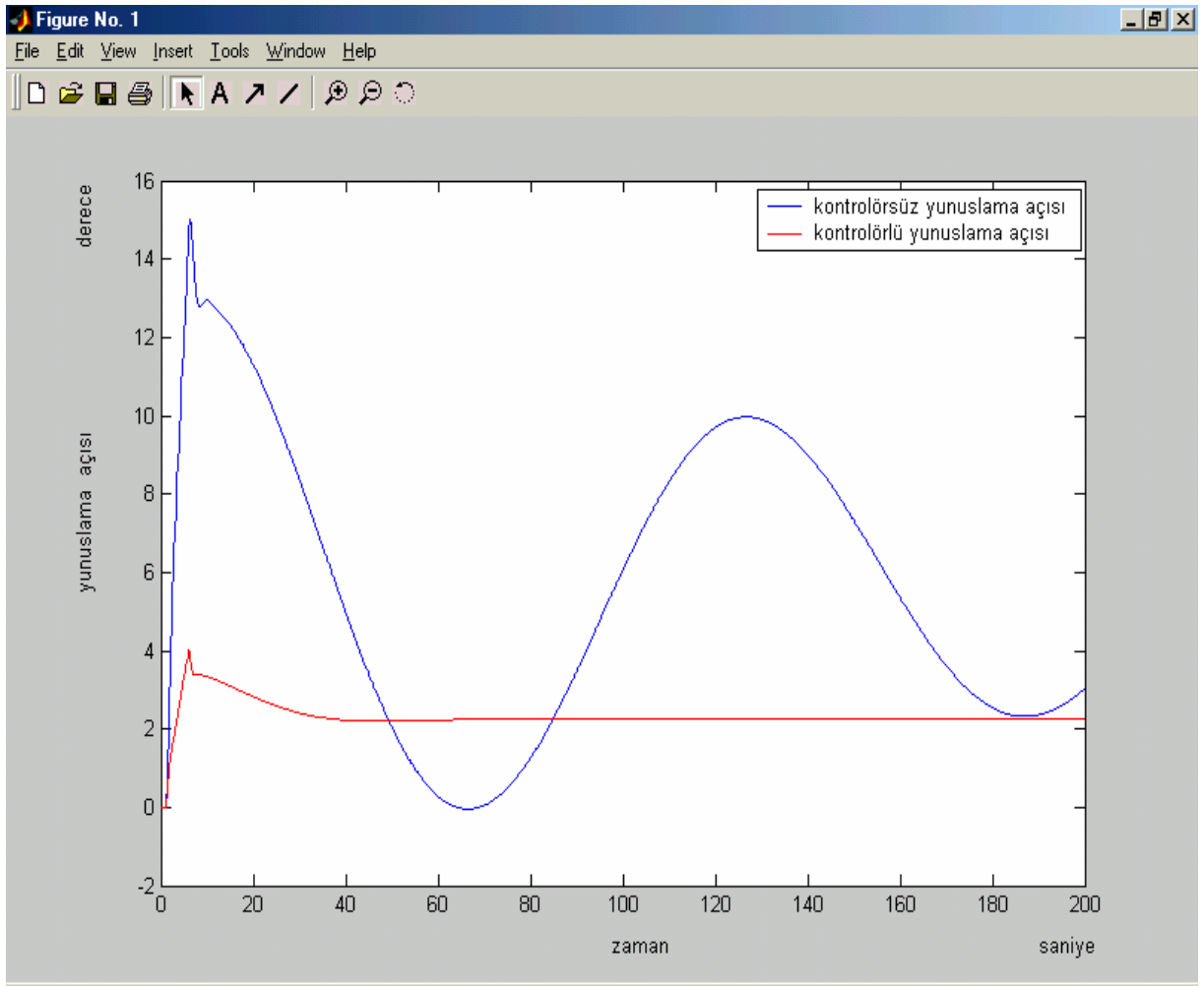


Şekil 4.65 Kapalı çevrim sistem uçak hızı çıkışı

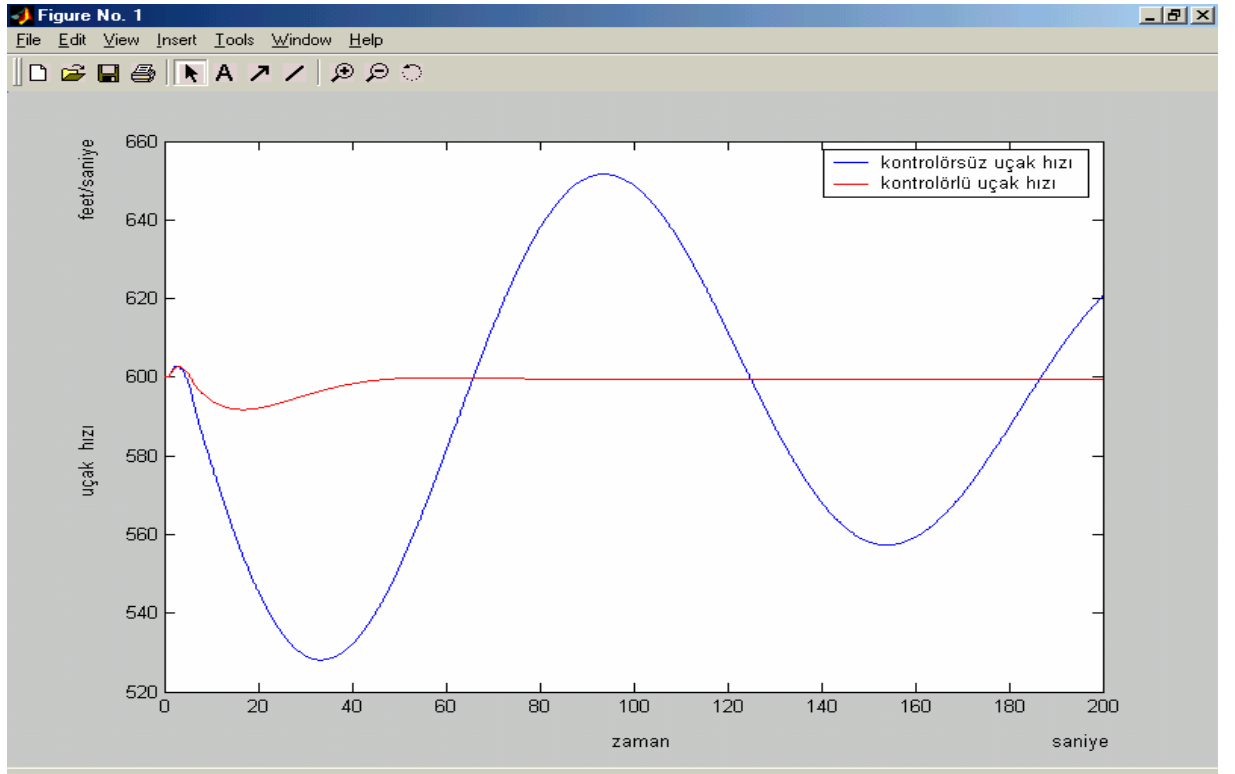


Şekil 4.66 Kapalı çevrim sisteme ait füğoid mod öz değer dağılımı

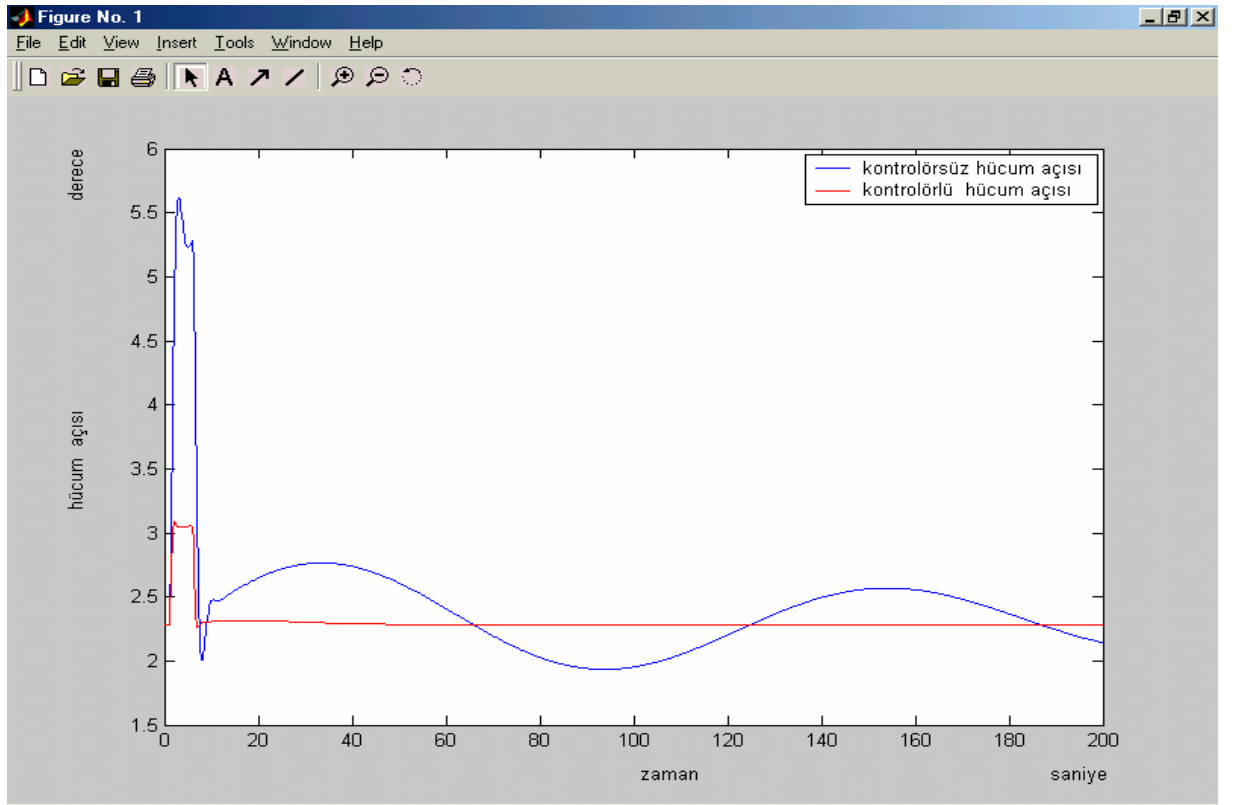
Belirsizlik parametrelerinin nominal değerleri için F16 uçağının boylamsal hareketine ait lineer sistemin yunuslama açısı (Şekil 4.67), uçak hızı (Şekil 4.68), hücum açısı (Şekil 4.69) ve yunuslama açısal hızı (Şekil 4.70) değerleri aşağıda verilmiştir. Kontrolörsüz sisteme ait çıkış değerleri mavi renk ile, kontrolörlü sisteme ait çıkış değerleri kırmızı renk ile gösterilmiştir. Şekillere bakılarak F16 uçağının boylamsal hareketinin dayanıklı kontrolü için hesaplanan kontrolör kazançlarının sistem davranışını istenilen şekilde iyileştirdiği görülür. Kontrolör kazançlarının irtifa dümeni sapmasına yaptığı etkinin daha iyi görülebilmesi için, irtifa dümeni sapmasının simülasyonun ilk 20 saniyesinde aldığı değerler çizdirilmiştir. (Şekil 4.71)



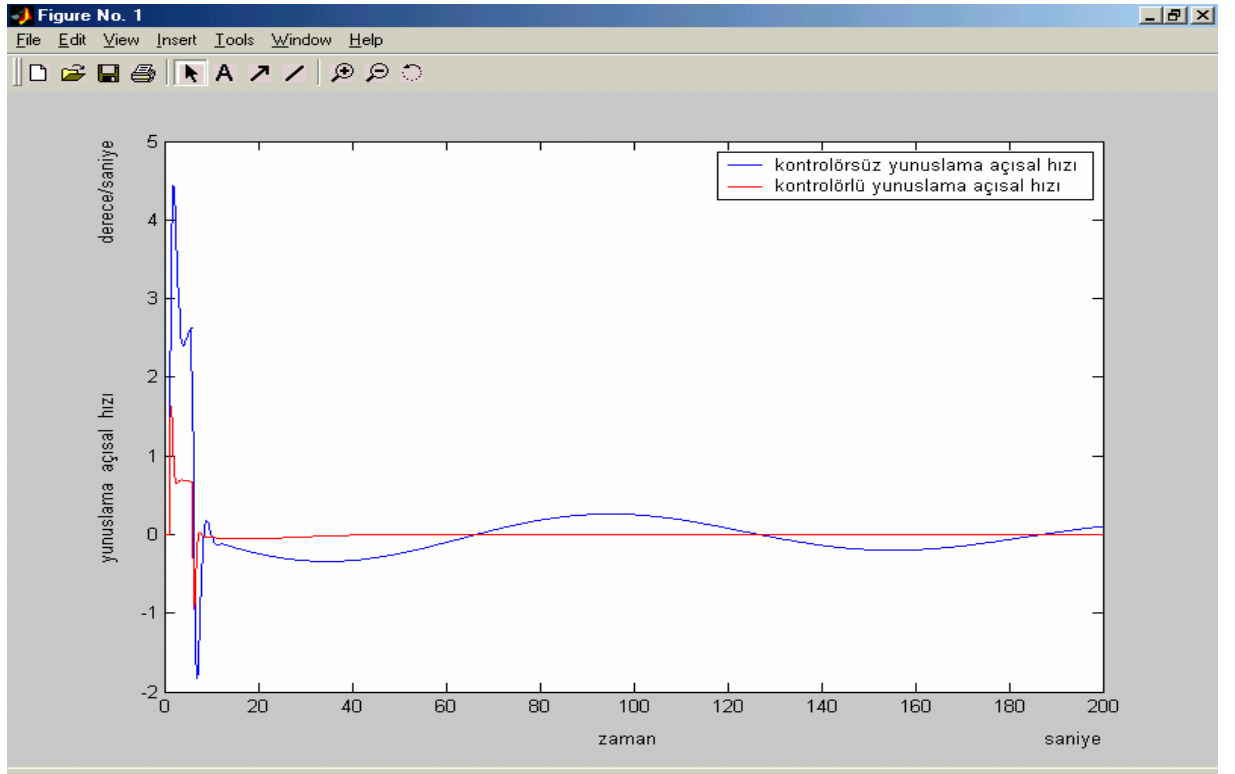
Şekil 4.67 F16 uçağının yunuslama açısının kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı



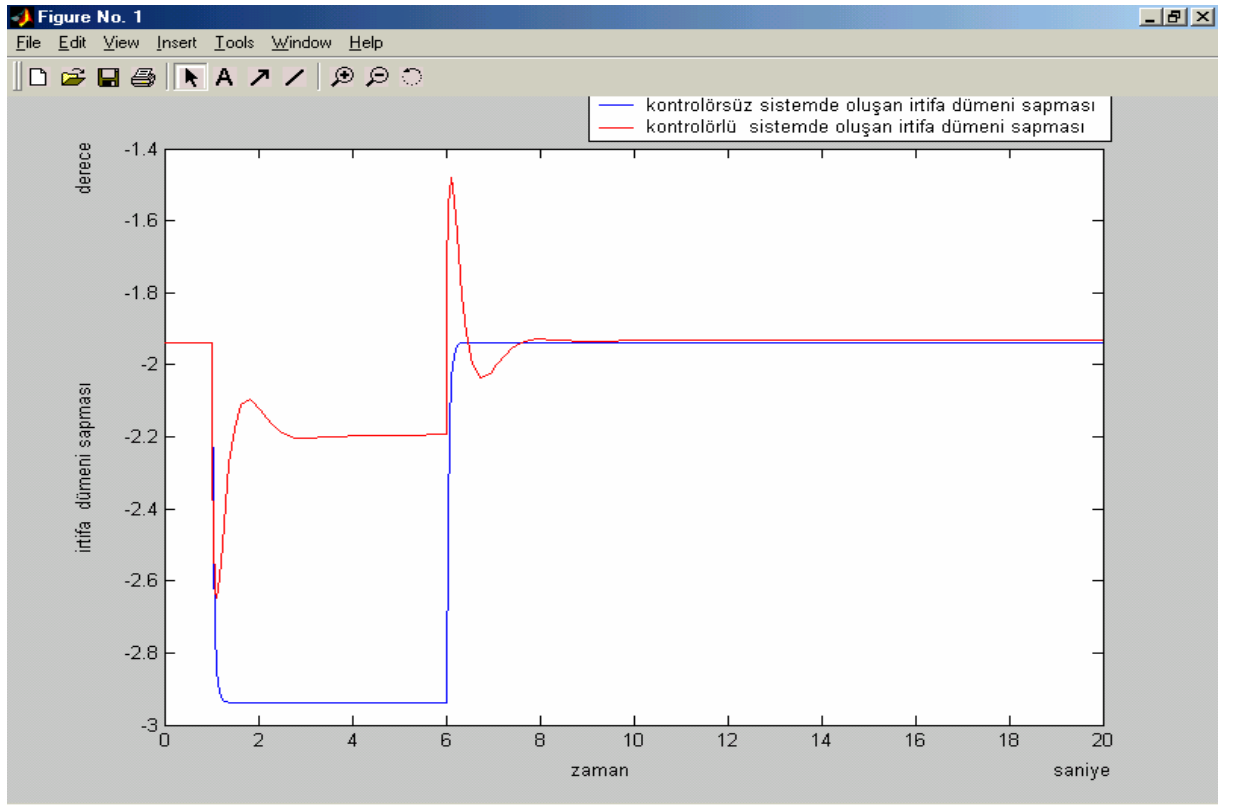
Şekil 4.68 F16 uçağının hız değerinin kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı



Şekil 4.69 F16 uçağının hücum açısının kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı

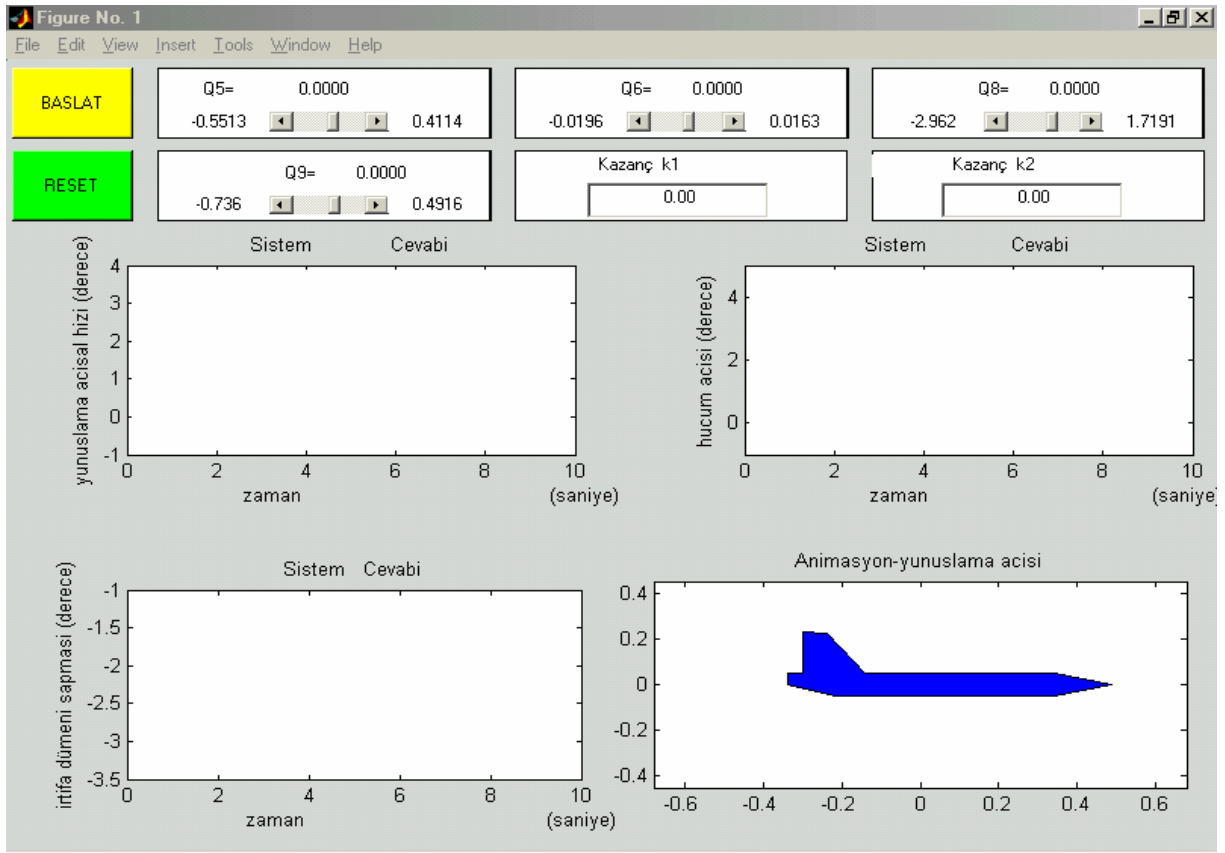


Şekil 4.70 F16'nın yunuslama açışal hızının kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem çıkışı

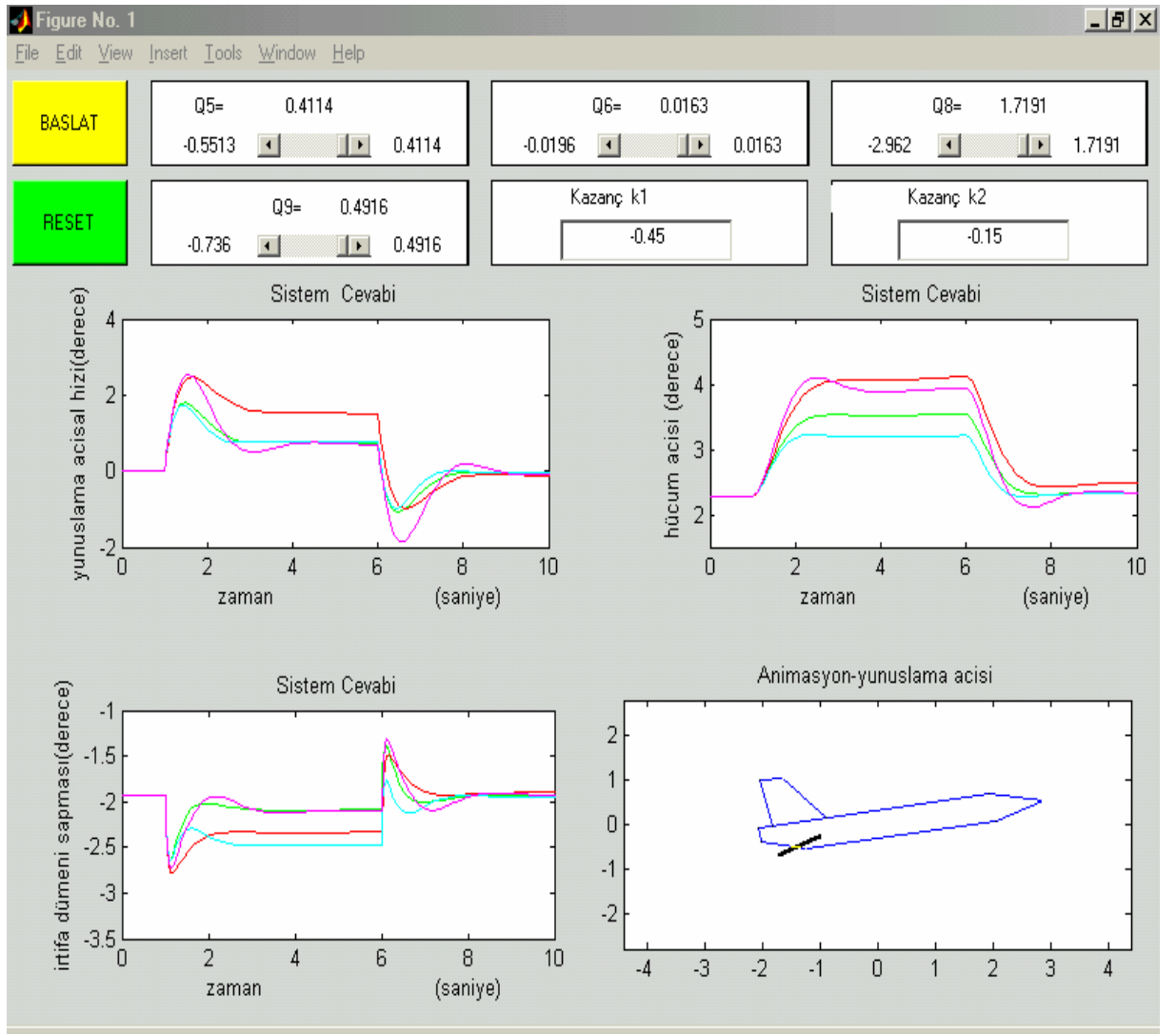


Şekil 4.71 F16 uçağının irtifa dümeninin kontrolörsüz ve kontrolörlü sistem için almış olduğu sapma değeri

Belirsizlik parametrelerinin sistem çıkışına etkisini göstermek amacı ile basit bir toolbox programı hazırlanmıştır. Hazırlanan programda kullanıcı ara birimi yardımı ile sisteme ait belirsizlikler ve kontrolör katsayıları programa girilerek sistem çıkışları çizdirilmektedir. Bu tezde sistem olarak F16 uçağının boylamsal hareketine ait kısa periyot modu alınmıştır (Şekil 4.72). Kullanıcı ara biriminde bulunan ayarlanabilir silindirler yardımı ile kısa periyot moduna ait q_5 , q_6 , q_8 , q_9 belirsizlik parametreleri minimum ve maksimum sınır değerleri arasında istenilen değere ayarlanır. Daha sonra kısa periyot modu için istenilen kontrolör kazanç değerleri k_1 ve k_2 için ayrılan kutulara yazılır ve program “başlat” düğmesine basılarak çalıştırılır. Kapalı çevrim sisteme ait hücüm açısı, yunuslama açısı hızı ve irtifa dümeni sapmasına ait çıkış değerleri grafik olarak çizdirilir. Bu işlem belirsizlik parametrelerinin ve kazanç katsayılarının farklı değerleri için yapılarak; çıkış değerleri farklı renklerde çizdirilir (Şekil 4.73). Böylece belirsizlik parametrelerinin ve kazanç katsayılarının kapalı çevrim sistem çıkışlarına etkisi kolayca görülebilir. Ayrıca toolbox’da uçağın yunuslama açısı ile orantılı olarak değişen bir de animasyon bulunmaktadır. Bu animasyonda kullanılan uçağa ait çizim ve hareket işlemi referans [34]’den faydalanılarak gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.72 Hazırlanan toolbox’ın kullanıcı arabirimi



Şekil 4.73 Kapalı çevrim sistem çıkışlarının belirsizlik parametrelerinin ve kontrolör katsayılarının farklı değerleri için çizdirilmesi

5. SONUÇ VE TARTIŞMA

Bu tez çalışmasında, F16 savaş uçağının boylamsal hareketi için [5000, 20000] feet yükseklik değeri, [400, 800] feet/saniye hız değeri ve [1, 5] derece/saniye dönüş hızı değerlerinin belirlediği sınırlardan oluşan uçuş zarfında dayanıklı uçuş kontrolör tasarımı yapılmıştır. Bu uçuş zarfına ait 135 uçuş koşulunda, non-lineer uçuş denklemleri F16Sim programı kullanılarak lineer hale getirilmiştir. Elde edilen sistem durum matrisinin katsayıları tablo haline getirilerek katsayıların değişimi analiz edilmiş ve katsayıların minimum ve maksimum noktaları belirlenmiştir. Tasarım için alınan uçuş zarfında sistem parametrelerinin elde edilen minimum ve maksimum noktalar arasında değişeceği kabul edilmiştir. 12000 feet, 600 feet/saniye ve 1 derece/saniyelik dönüş hızı nominal uçuş koşulu kabul edilip; diğer uçuş şartlarının nominal uçuş şartından sapmaları hesaplanarak belirsizlik kutuları oluşturulmuştur. Yapılan tasarım sonucu, kısa periyot modu ve füğoid mod için bulunan kazanç katsayılarının boylamsal hareketin çıkışlarını istenilen düzeyde iyileştirdiği ve belirsizlik parametrelerine karşın sistemin dayanıklılığını arttırdığı görülmüştür. Belirsizlik parametrelerinin sistem matrisinde yaptığı değişime rağmen, kısa period mod ve füğoid mod özelliklerinin MIL-F-8785C şartlarını sağladığı tespit edilmiştir.

Parametre uzay yaklaşımı yönteminin dayanıklı uçuş kontrolü tasarımlarında daha verimli ve uygulanabilir olabilmesi için; daha uçuş hareketinin modellenmesi esnasında, elde edilecek non-lineer veya lineer sistem modellerinin; sistem üzerinde belirsizlik yaratacak hız, yükseklik, dönüş açısı, dönüş hızı... gibi parametreler cinsinden modellenmesi gerekmektedir. Uçuş denklemleri yapı itibari ile çok karmaşık denklemlerdir ve hız, yükseklik, dönüş açısı... gibi parametreler dışında kararlılık türevleri ve aerodinamik katsayılar gibi daha bir çok parametreye bağlıdır. Eğer uçuş denklemi tasarım aşamasında belirsizliğe neden olan parametreler cinsinden elde edilmez ise, daha sonra istenilen belirsizlik parametrelerini içerecek şekilde denklemin yapılandırılması çok zordur. Tez çalışması esnasında; F16 savaş uçağının uçuş zarfının iki ana parametresi olan hız ve yükseklik değerleri cinsinden elde edilmiş modeli araştırılmıştır. Literatürde sadece; Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı tarafından sürekli

seviye uçuşunda (level flight) [0.35 0.45 0.55 0.65 0.75 0.85] mach hız değer noktaları ve [1000 5000 15000 25000] feet yükseklik değer noktaları için geliştirilmiş kısa periyot moduna ait model mevcuttur [12]. Bu model LPV kontrol tasarımı araştırmaları için özel olarak geliştirilmiştir. Uçuş denklemlerini oluşturan diğer modlar için böyle bir model mevcut değildir.

Tezin 4.7 bölümünde füğoid mod için yapılan tasarımda 9 adet belirsizlik kutusu bulunmaktadır. Bu nedenle kararlılık düzlemlerinin hesaplanması ve kararlılık analizlerinin yapılması; grid nokta sayısının az tutulmasına rağmen uzun zaman almıştır. Sadece köşe noktalarının alınması durumunda bile 512 farklı kombinasyon ortaya çıkmıştır. Her durum için gerçek kök sınırları ve sanal kök sınırlarının hesaplanıp PARADISE ile çizdirilmesi saatler mertebesinde zaman almaktadır. Tezde sistem öz değerlerinin, frekans değerlerinin ve sönüm oranı değerlerinin dağılımı Mathematica 4.2 kullanılarak hesaplanıp, çizdirilmiştir. Bu işlemler de saatler mertebesinde zaman almıştır. Parametrik uzay yaklaşımında tasarımların daha çok grid noktası kullanılarak yapılabilmesi ve tasarım sürecinin hızlandırılabilmesi için belirsizlik kutularının azaltılması uygundur. Sisteme etki eden belirsizliklerin sistemi hangi ölçülerde etkilediği, uçağın hangi görev şartları için hangi düzeyde dayanıklı kararlı kılınması gerektiği (SAS,CAS veya oto pilot) , daha sistem modelinin belirsizlik parametreleri cinsinden elde edilmesi sürecinde kararlaştırılırsa hem belirsizlik kutularının sayıları uygun biçimde azaltılmış olur hem de tasarım uygulama açısından daha verimli hale gelir.

Parametre uzay yaklaşımı , sistemi etkileyen belirsizliklerin doğrudan sistem modeline yansıtılmasını ve hangi parametrenin sistemi nasıl değiştirdiğini tasarımcıya göstermesi açısından diğer tasarım yöntemlerinden daha üstündür. Eğer dayanıklı kontrolü yapılacak sistemin modeli yukarıda açıklandığı şekilde elde edilirse ve PARADISE toolbox'ı uygulama amaçlı olarak daha fazla geliştirilirse, parametrik uzay yaklaşımı yönteminin popülerliğinin diğer dayanıklı kontrol tasarım yöntemleri arasında daha fazla artacağı düşünülmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] **Skogestad, S. ve Postlethwaite, I.**, 1997. Multivariable Feedback Control Analysis and Design, John Wiley & Sons, New York.
- [2] **Blacklock, J. H.**, 1991. Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley & Sons, New York.
- [3] **Adams, R. J., Buffington, J. M., Sparks A. G. ve Bonda S. S.**, 1994. Robust Multivariable Flight Control, Springer – Verlag, London.
- [4] **Hacker, T.**, 1970. Flight Stability and Control, American Elsevier Publishing Company, NewYork.
- [5] **Vukobratović, M. ve Stojić, R.**, 1988. Modern Aircraft Flight Control, Springer-Verlag, NewYork.
- [6] **Maciejowski, J. M.**, 1989. Multivariable Feedback Design, Addison –Wesley, Cornwall.
- [7] **Paganini, F. ve Dullerud E. G.**, 2000. A Course in Robust Control, Springer-Verlag, New York.
- [8] **Bertin, J. J. ve Smith, L. M.**, 1979. Aerodynamics for Engineers, Prentice Hall, NewJersey
- [9] **Lewis, L. F., ve Stevens L. B.**, 1992. Aircraft Control and Simulation, John Wiley&Sons, Newyork.
- [10] **Barmish, B. R.** , 1994. New Tools for Robustness of Linear Sytsems, Macmillan, NewYork.
- [11] **Kuo, C. B., Çeviren; Bir, A.**,1999. Otomatik Kontrol Sistemleri, Literatür, İstanbul.
- [12] **Ackermann, J.**, 2002. Robust Control: The Parameter Space Approach, Springer, London.
- [13] **Ergün, M.**, 1998. Robust Control of a Highly Maneuverable Aircraft, *Yüksek Lisans Tezi*, O.D.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [14] **Ülkü, A.**, 1999. İnsansız Bir Hava Aracı İçin Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, G.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

- [15] **Savran, A.**, 1999. Yapay Sinir Ağları ve Bulanık Sistemler Temelli Uçuş Kontrol Tasarımı, *Doktora Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [16] **Adıyaman, E.**, 2002. F/A –18 Yanal Yönde Denetimi İçin L_2 Kazanç Yöntemi ile Denetimci Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, Boğaziçi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [17] **Sienel, W. Bunte, T. And Ackermann Jürgen**, Robust Control Goes PARADISE, German Aerospace Resaech Center, www.robotic.de/control/publications/1996/sie96.pdf
- [18] **Kwakernaak, H.**, 1993. H_∞ optimization-tutorial paper, Automatica, **29**, 255-273
- [19] **Kwakernaak, H.**, 2000. H_2 optimization-theory and application to robust control design, IFAC Symposium on Robust Control, **2**, 437-448
- [20] **Keel, L.H., Bhattacharyya, S.P. and Howze, J.W.**, 1988. Robust control with structured Perturbations, IEEE on Automatic Control, **33**, 68-78
- [21] **Andry, A.N., Shapiro, E.Y. and Cgung, J.C**, 1983. Eigenstructure assignent for linear systems, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, **19**, 711-729
- [22] **Sobel, K.M., Shapiro, E.Y. and Andry, A.N.**, 1994. Eigenstructure assignent, International Journal of Control, **59**, 13-37
- [23] **Lastman, G.J. and Sinha, N.K.**, 2001. Robust pole placement for linear time-invariant multivariable systems, International Journal of Science, **32**, 307-312
- [24] **Söylemez, M.T and Munro N.**, 1997. A note on pole assignent in uncertain systems, International Journal of Control, **66**, 487-497
- [25] **Sobel, K.M. and Shapiro, E.Y.**, 1985. A design methodology for pitch pointing flight control systems, Journal of Guidance, Control and Dynamics, **8**, 181-187.
- [26] **Magni, J.F., Bennani, S. and Terlouw, J.**, 1997. Robust Flight Control: A Design Challenge, Springer-Verlag, London.
- [27] **Mühler, M., Odenthal, D. and Sienel, W.**, 2001. PARADISE User's manual, DLR Oberpfaffenhofen, <http://www.robotic.dlr.de/control>
- [28] <http://www.robotic.dlr.de/control/paradise>.
- [29] **Frazer, R. A. and Duncan, W. J.**, 1929. On the criteria for the stability of small

- motions, Proceedings of Royal Society, **124**, 642-654
- [30] **Keel, L. H. And Bhattacharyya, S. P.**, 1997. Robust, Fragile or Optimal, IEEE Transactions on Automatic Control, **42**, 1098-1105
- [31] **Makila, P. M.**, 1998. Comments on Robust, Fragile or Optimal, IEEE Transactions on Automatic Control, **43**, 1265-1268
- [32] http://www.aem.umn.edu/people/faculty/balas/darpa_sec/SEC.Software.html
- [33] **Dabney, B. J. ve Harman, L. T.**, 1988. Mastering Simulink 2, Prentice Hall, NewJersey.
- [34] <http://www.wolfman.eos.uoguelph.ca/~jzelek/matlab/ctms/gui/pitch/pitchgui.htm>

EK A

F16Sim programı; Minnesota Üniversitesi, Uçak Mühendisliği, Kontrol Bilimi ve Dinamik Sistem Bölümü tarafından Dr. Gary Balas yönetiminde F16 savaş uçağının uçuş denklemlerinin lineer hale getirilmesi ve simülasyonu amacı ile hazırlanmıştır. Bu çalışmaya; Raktim Bhattacharya, Aaron Cooper, Subhabrata Ganguli, Tamas Keviczky, Andres Marcos, Brett Otterson ve Richard Russell katılmışlardır. Program MATLAB tabanlıdır. Program hesaplamalar için 2 adet farklı menü sunmaktadır. Bu menülerden ilki aerodinamik tablo olarak referans [9] Ek A da verilen aerodinamik tabloları kullanılmaktadır. Bu menü programda düşük hassasiyetli hesaplama olarak verilmektedir (LOFI). Diğer menü de Nguyen, Ogburn, Gilbert, Kibleri, Brown ve Deal tarafından Aralık 1979 da hazırlanan 1538 sayılı NASA Teknik Raporu'nda verilen aerodinamik tablolar kullanılmaktadır ve bu tabloyu kullanan menü yüksek hassasiyetli hesaplama olarak verilmektedir (HOFI). Bu tezde tasarım amacı ile düşük hassasiyet dereceli hesaplamalar kullanılmıştır. F16 Sim programı en son Temmuz 2003 tarihinde son değişiklikler yapılarak düzeltilmiştir. Programda kullanılan değişkenler TabloA.1 de verilmiştir. [32]

Tablo A.1. F16Sim programı değişkenleri

Değişken	Birim	Minimum	Maksimum
Yükseklik	Feet	0	40.000
Hücum Açısı	Derece	-10	45
İrtifa Dümeni Açısı	Derece	-25	25
Aileron Açısı	Derece	-20	20
Dümen Açısı	Derece	-30	30
İtke	Pound	1000	19.000
Hız	Feet/saniye	350	1000

F16 Savaş uçağının model özellikleri aşağıdaki gibidir:

Kütle Özellikleri:

Ağırlık: $W=20.500$ pound

Eylemsizlik Momenti (slug/ft^2): $J_{xx}=9.496$

$$J_{yy}=55.814$$

$$J_{zz}=63.100$$

$$J_{xz}=982$$

Kanat Boyutları:

Span:30 feet

Alan=300 feet²

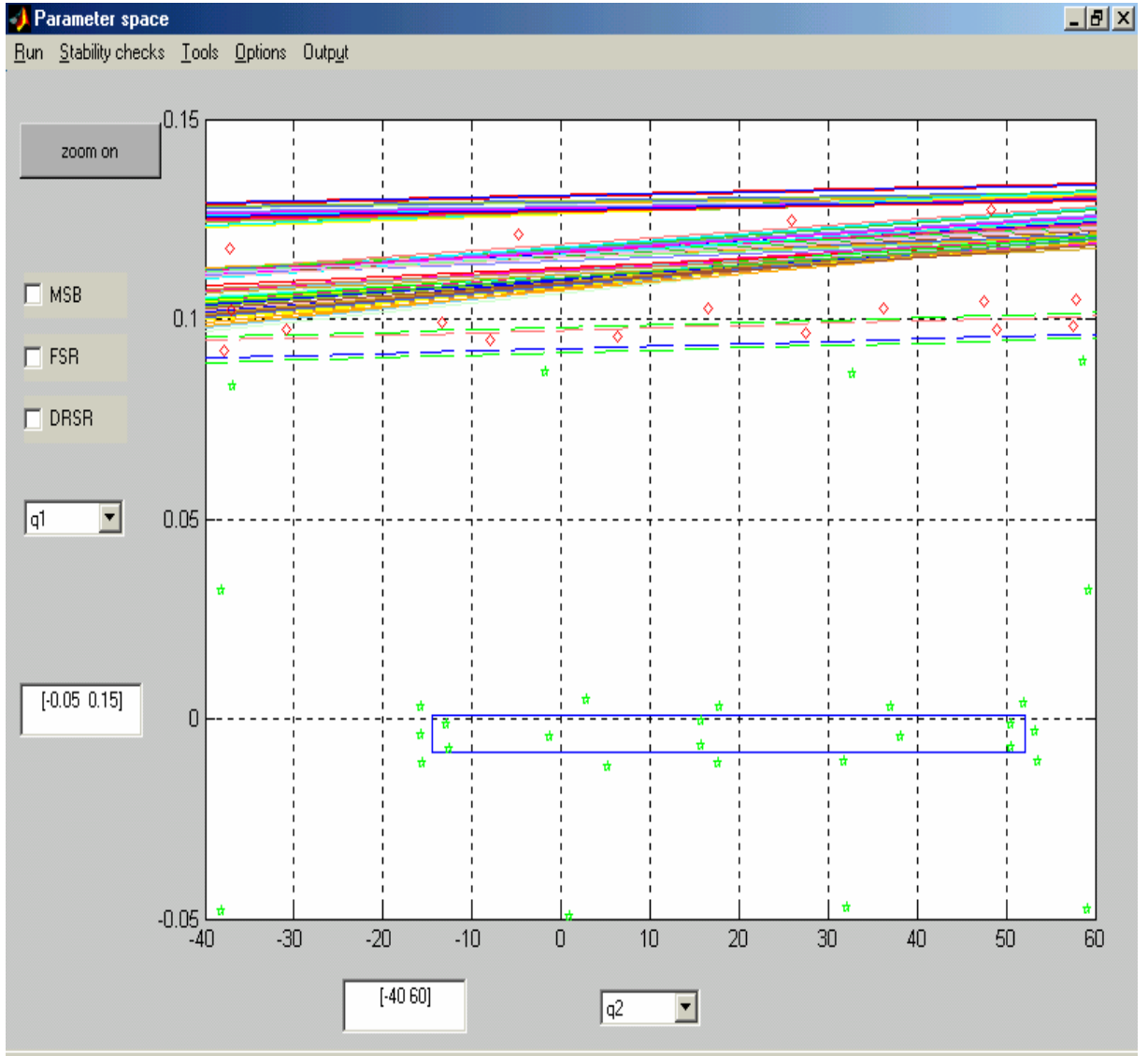
m.a.c = 11.32 feet

Referans ağırlık merkezi: $X_{cg} = 0.35\bar{c}$

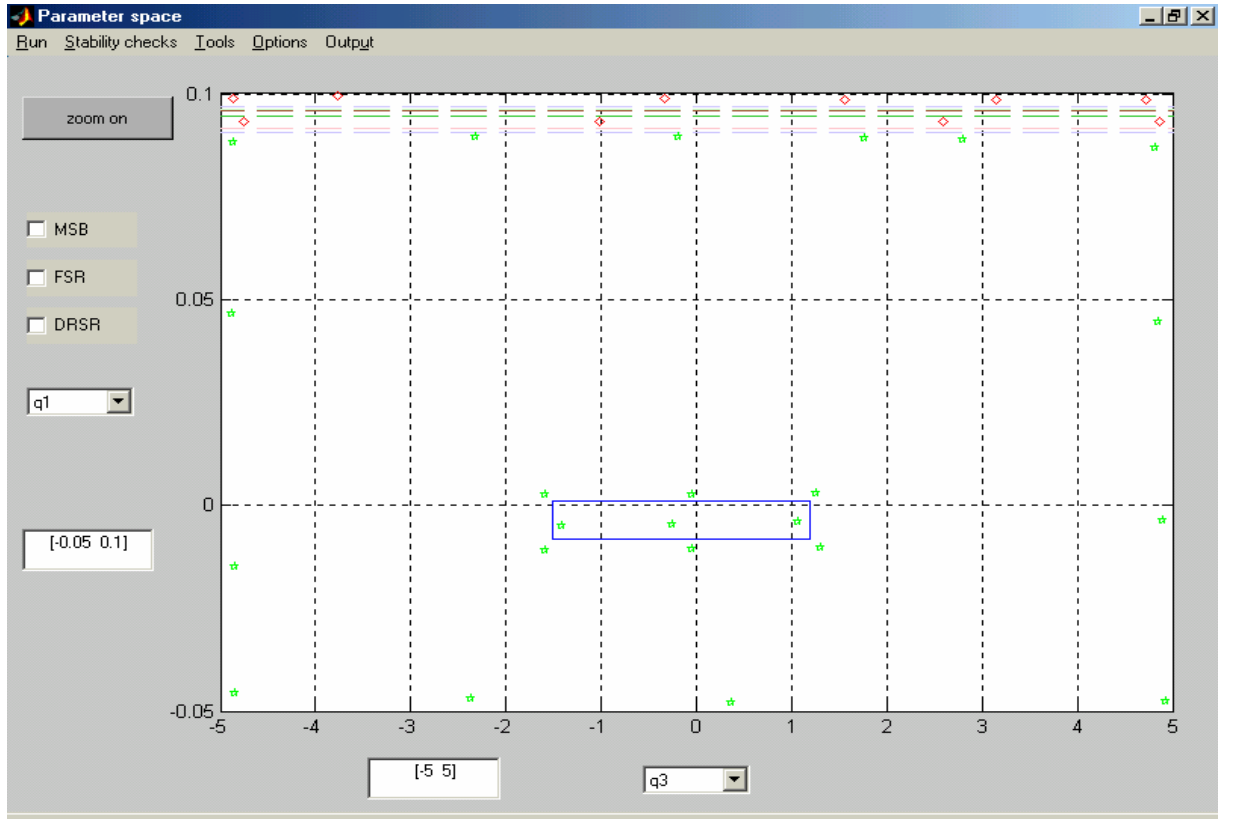
Program, programın kullanma kılavuzu ve daha fazla bilgi referans [32] de web adresinden elde edilebilir.

EK B

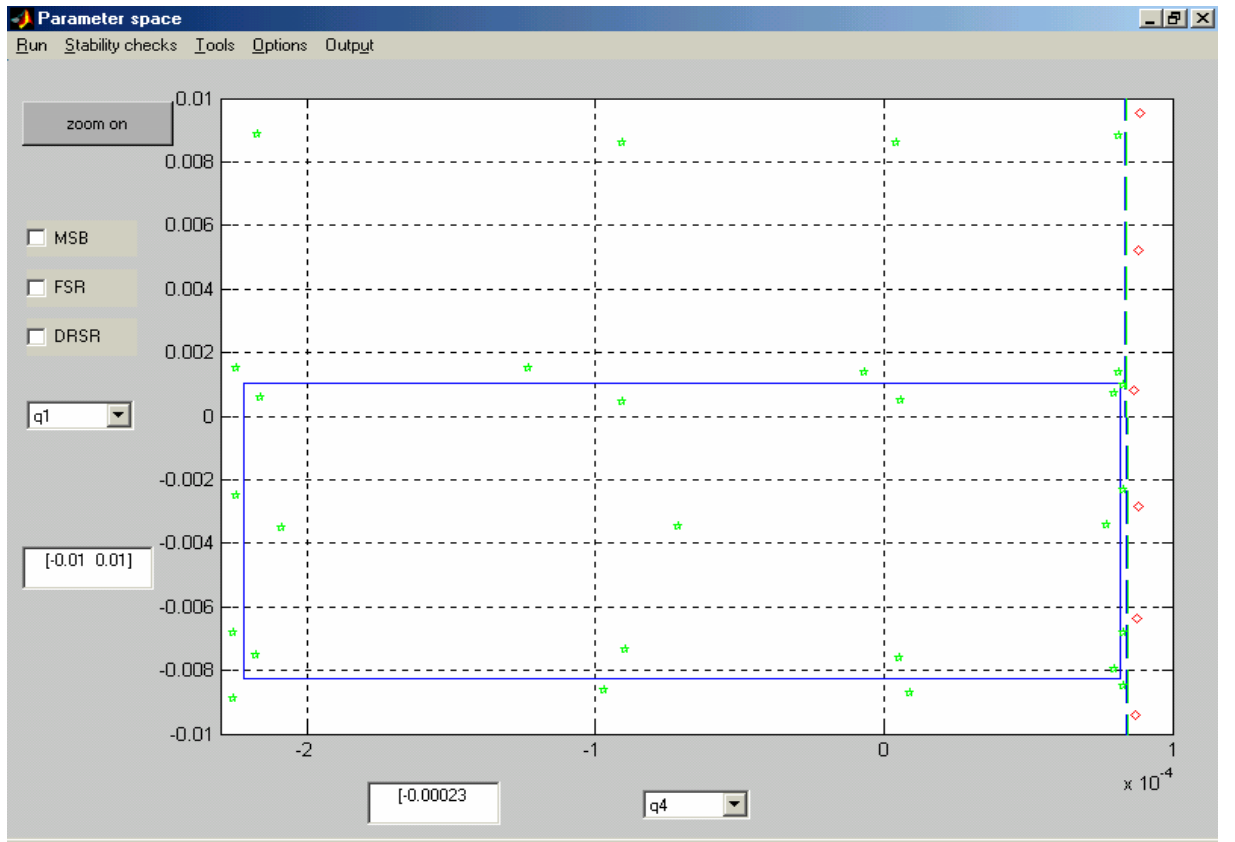
F16 uçağına ait füğoid modunun dayanıklı kontrolü için tasarlanan (k_1, k_2) kazanç katsayılarına ait kararlılık analiz sonuçları aşağıda verilmiştir. $q_1, q_2, q_3, q_4, q_5, q_6, q_7, q_8$ ve q_9 belirsizlik katsayılarının oluşturduğu toplam 36 adet kararlılık düzlemi analiz edilmiştir.



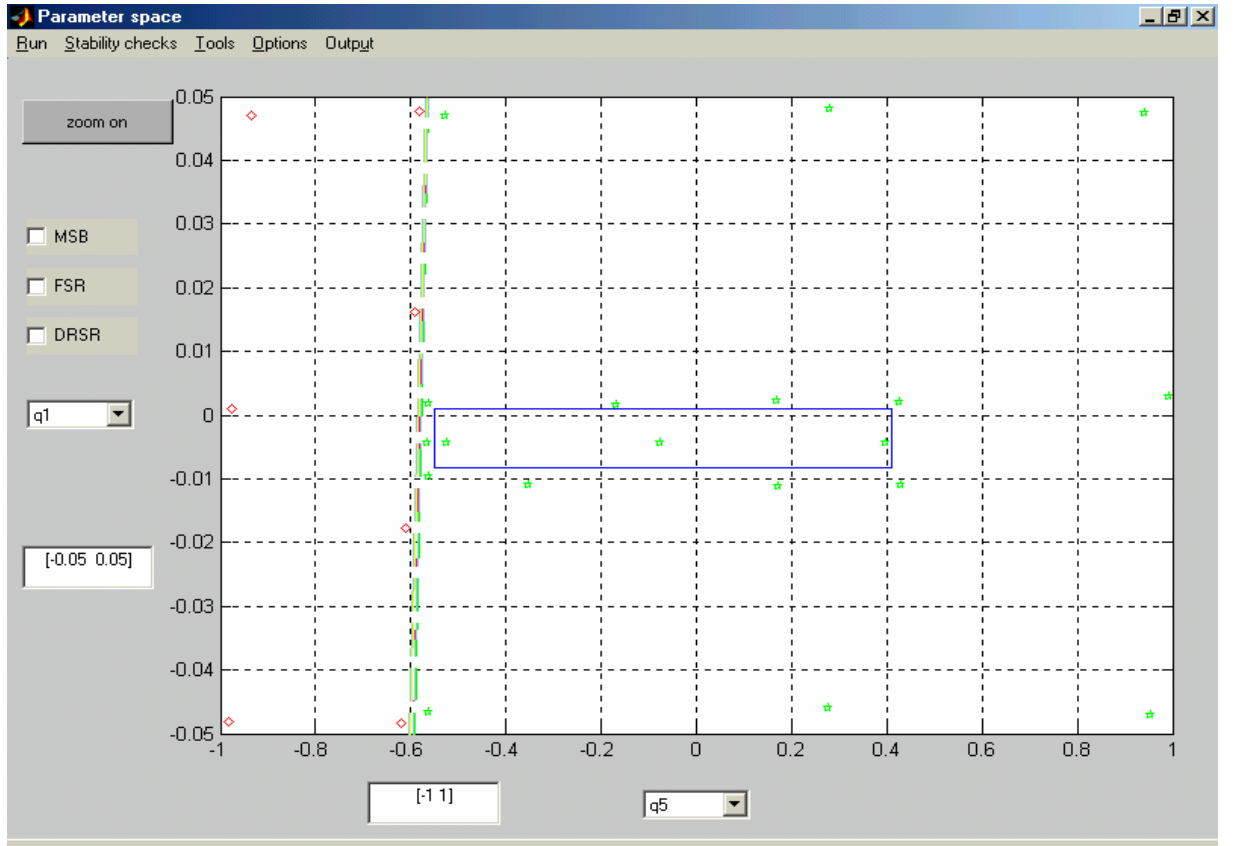
Şekil B.1 (q_1, q_2) düzlemleri için kararlılık analizi



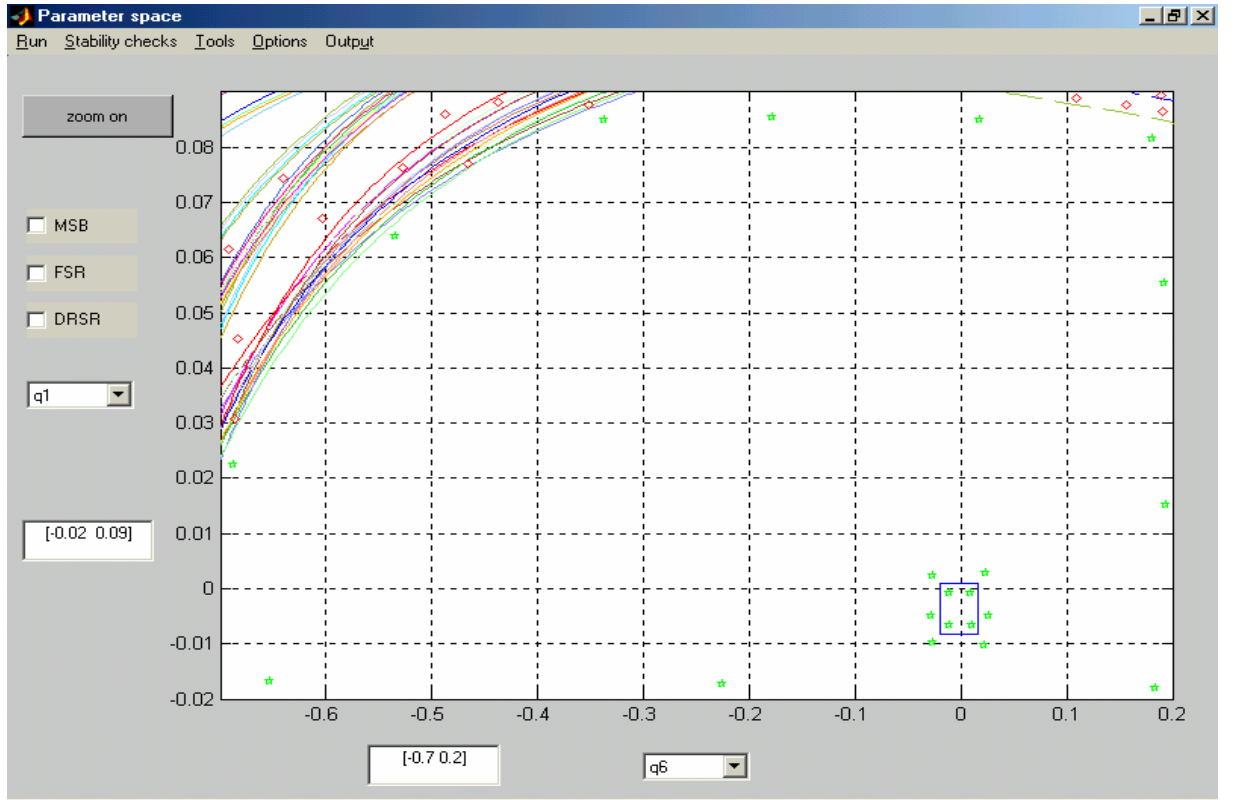
Şekil B.2 (q_1, q_3) düzlemleri için kararlılık analizi



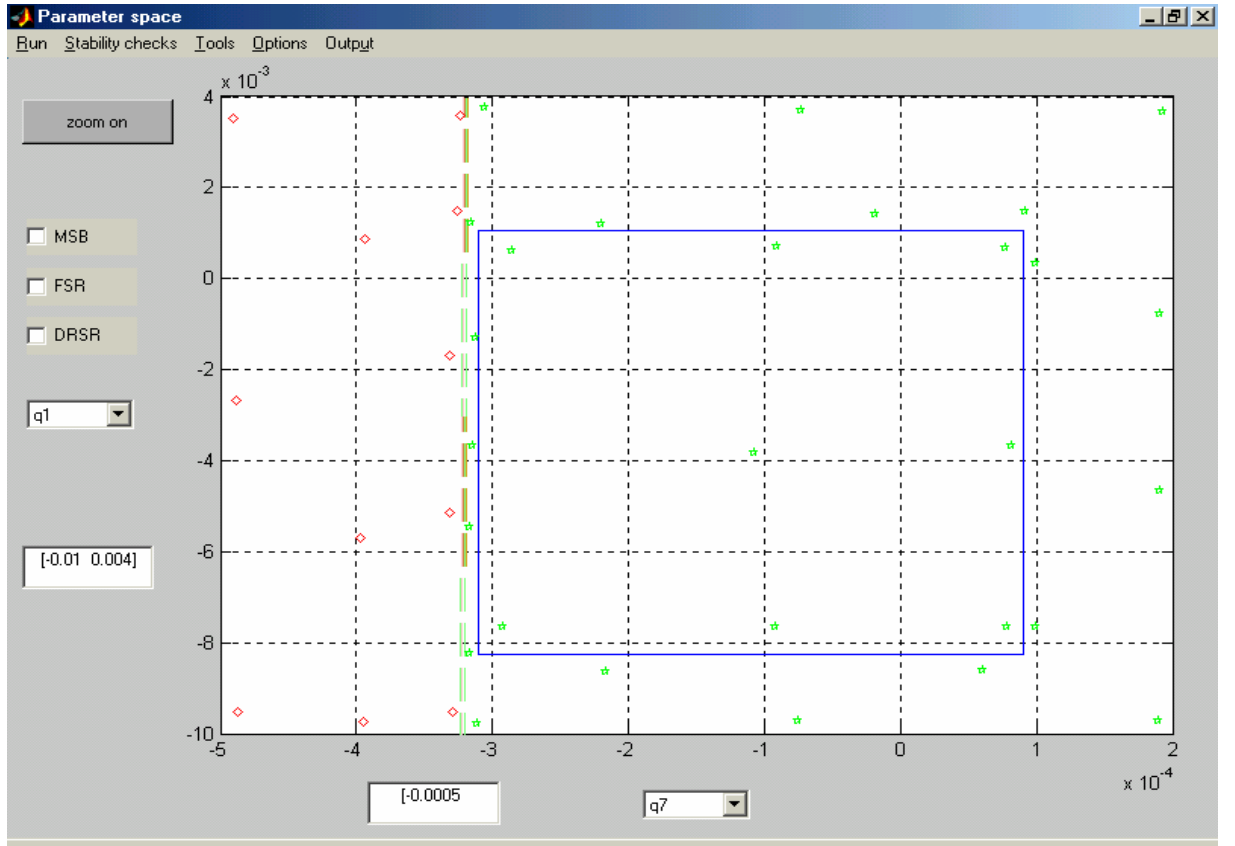
Şekil B.3 (q_1, q_4) düzlemleri için kararlılık analizi



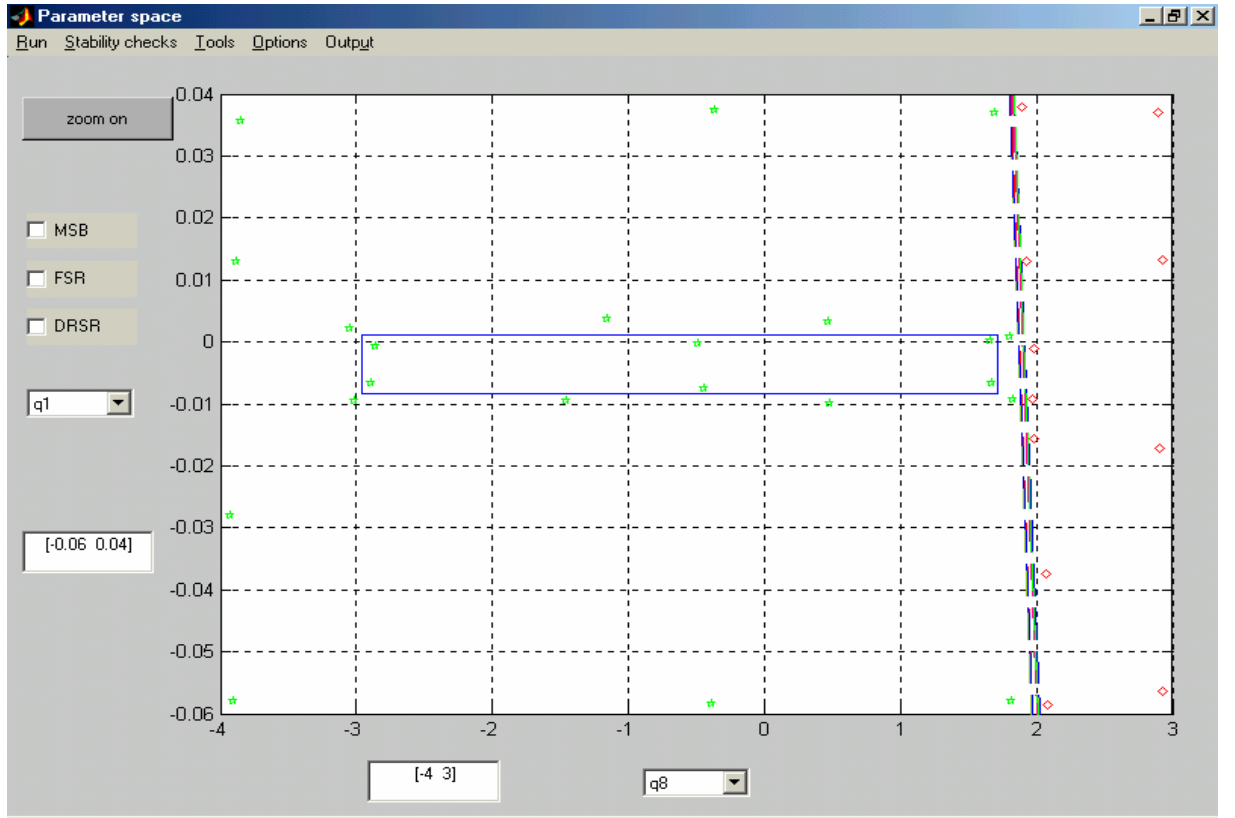
Şekil B.4 (q_1, q_5) düzlemleri için kararlılık analizi



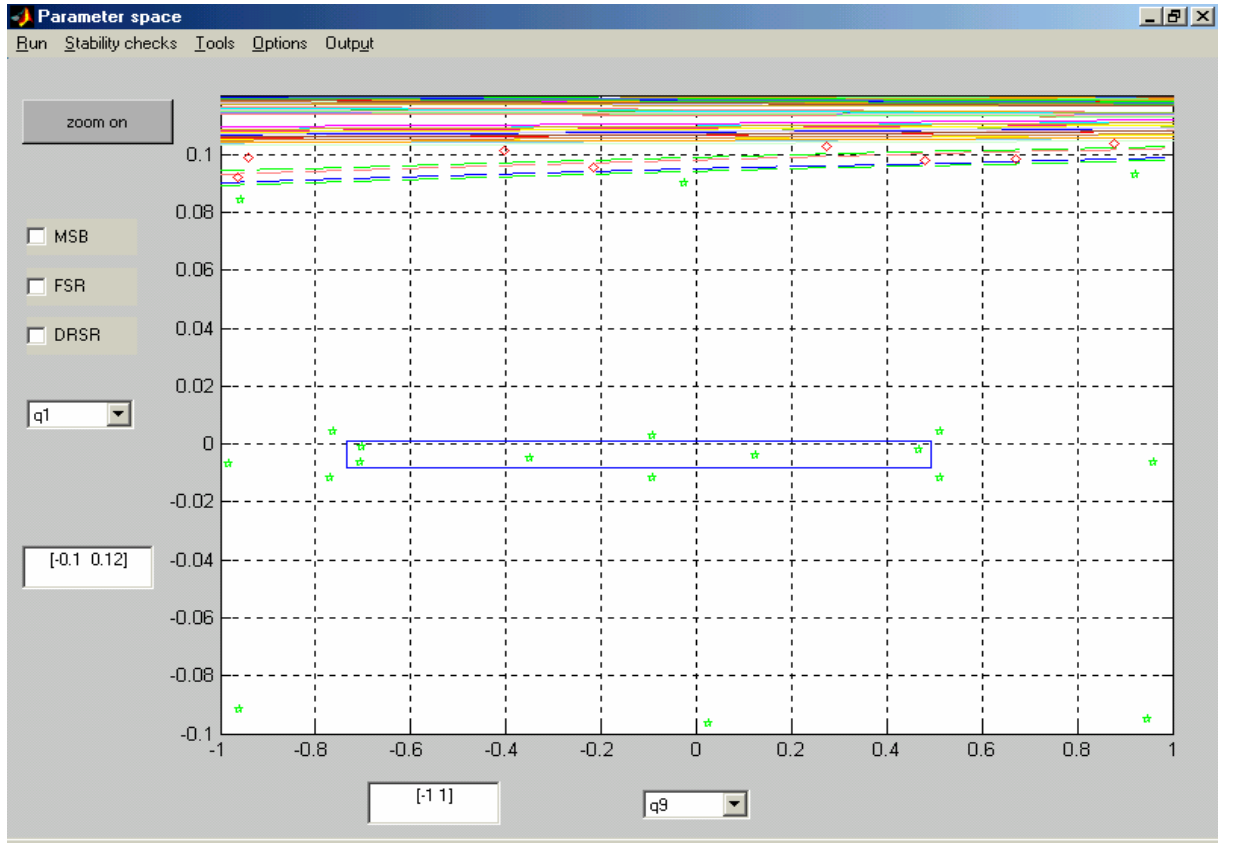
Şekil B.5 (q_1, q_6) düzlemleri için kararlılık analizi



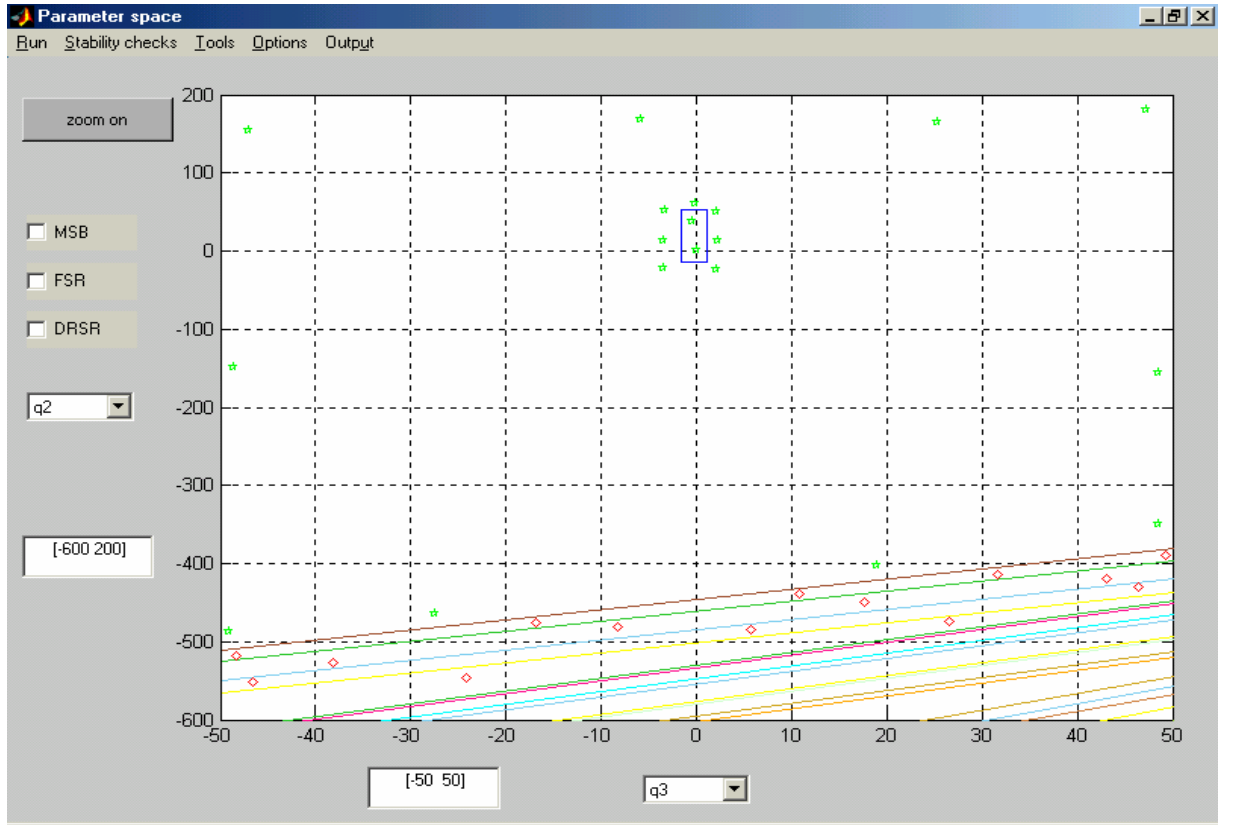
Şekil B.6 (q_1, q_7) düzlemleri için kararlılık analizi



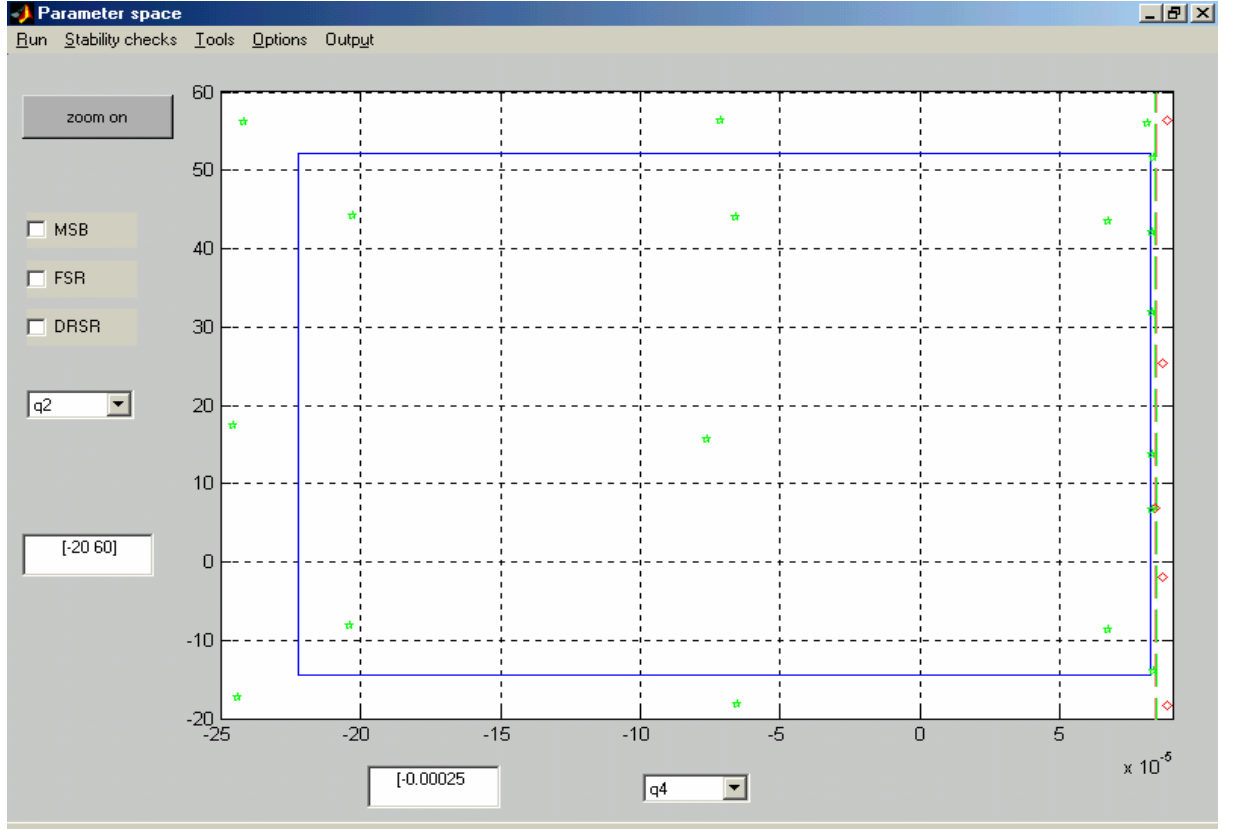
Şekil B.7 (q_1, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



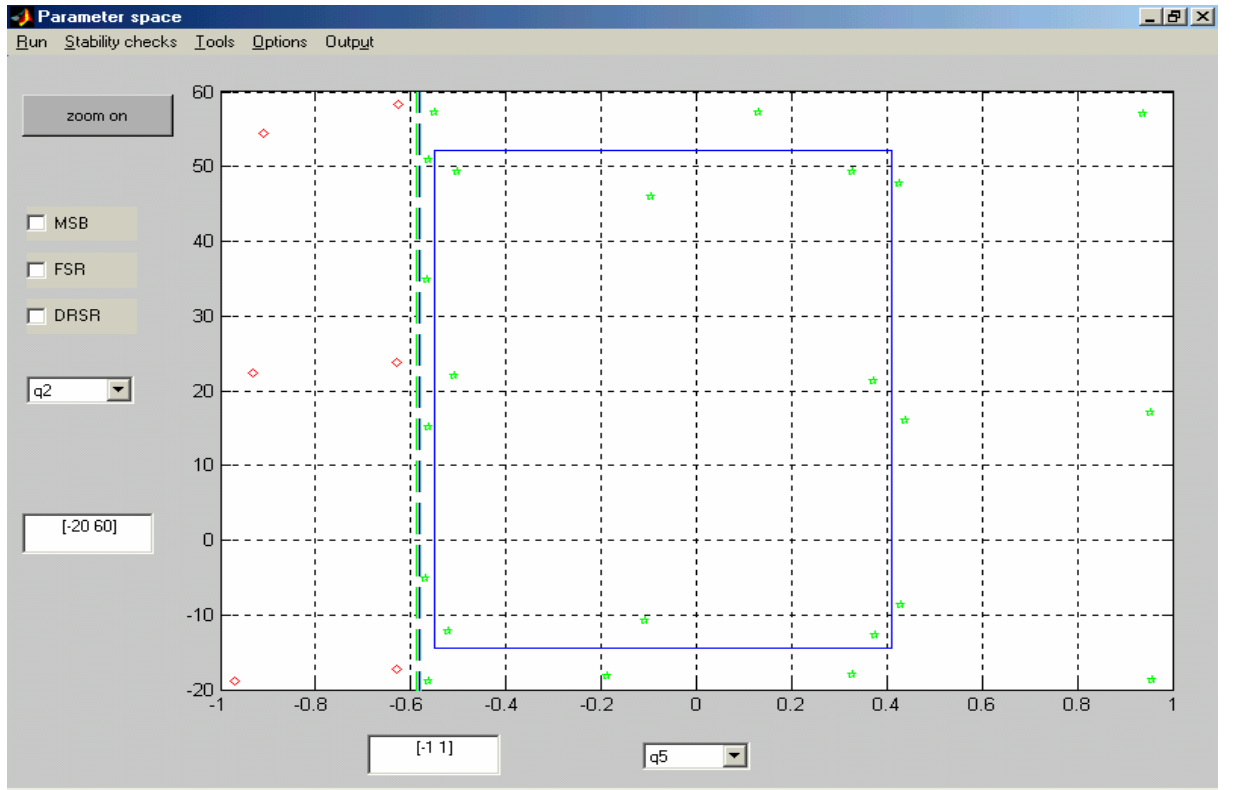
Şekil B.8 (q_1, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



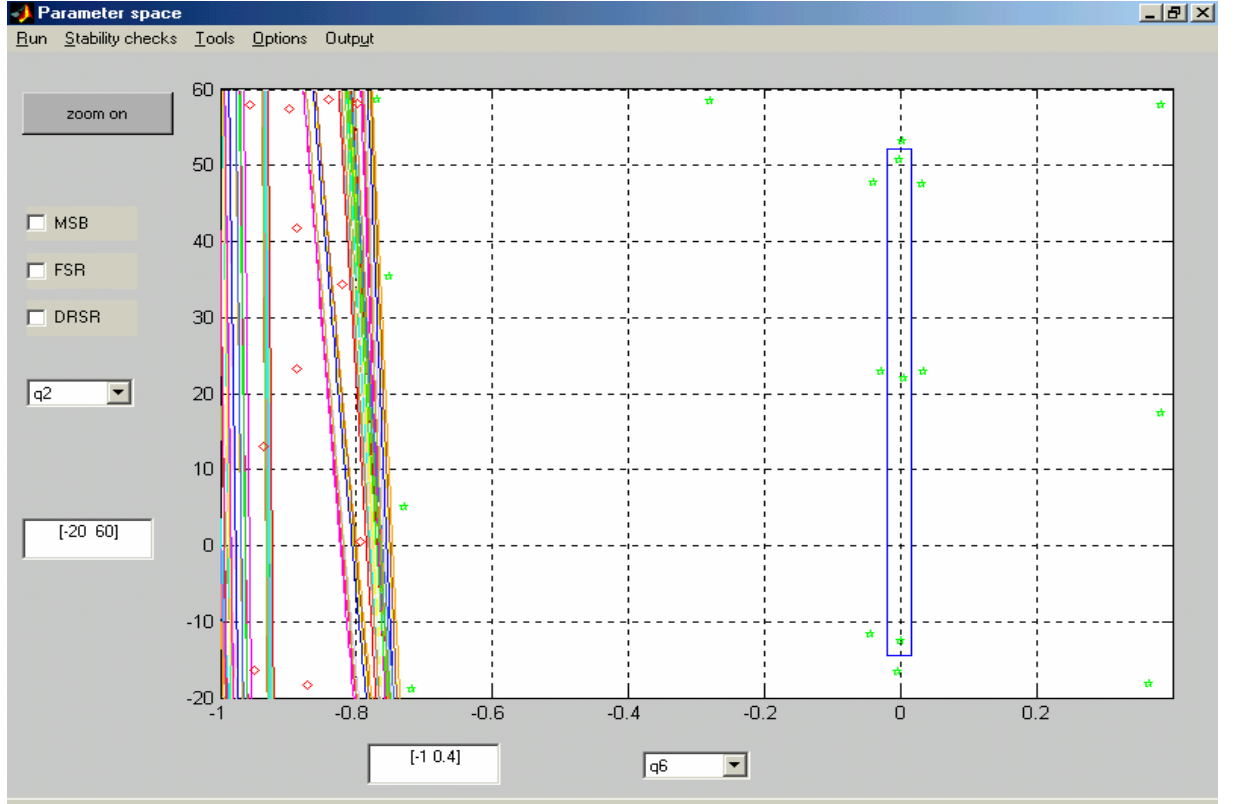
Şekil B.9 (q_2, q_3) düzlemleri için kararlılık analizi



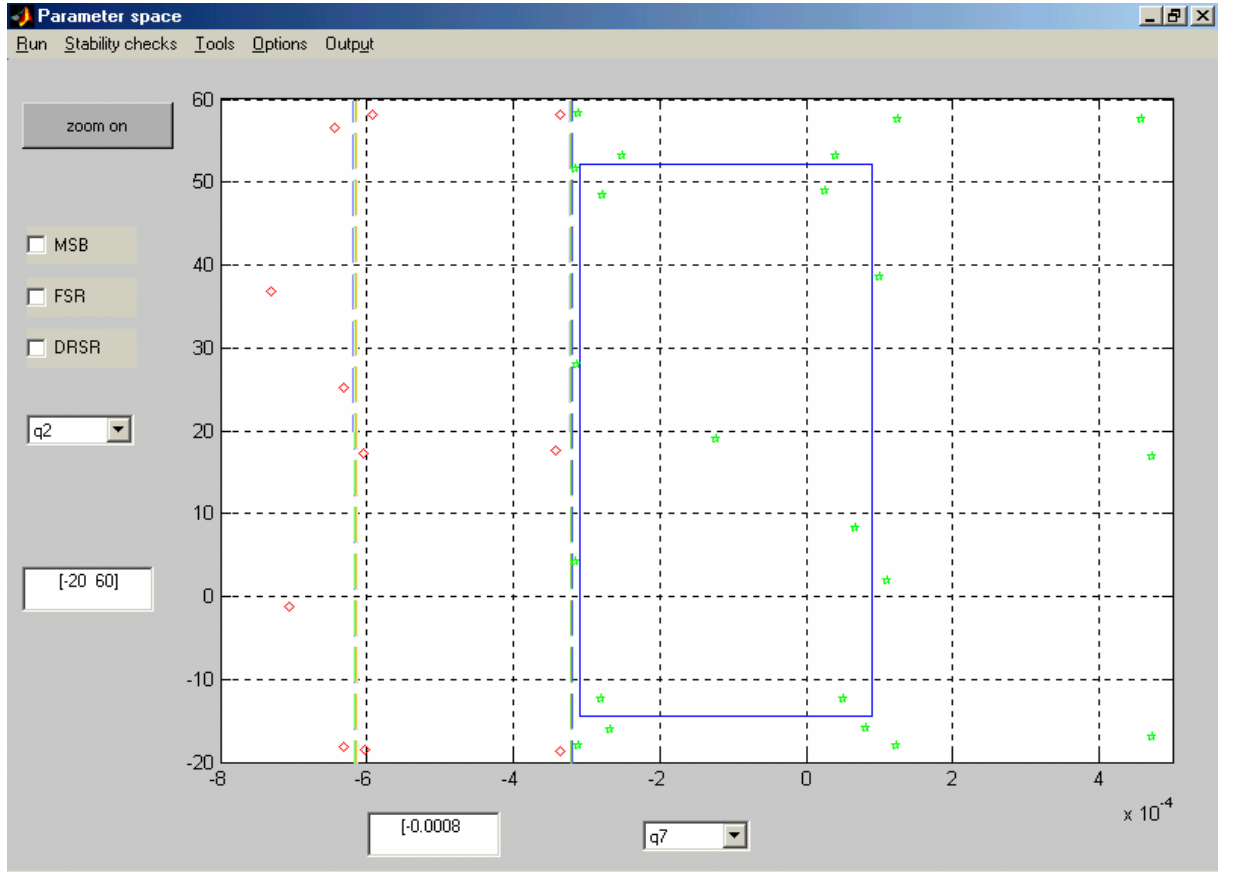
Şekil B.10 (q_2, q_4) düzlemleri için kararlılık analizi



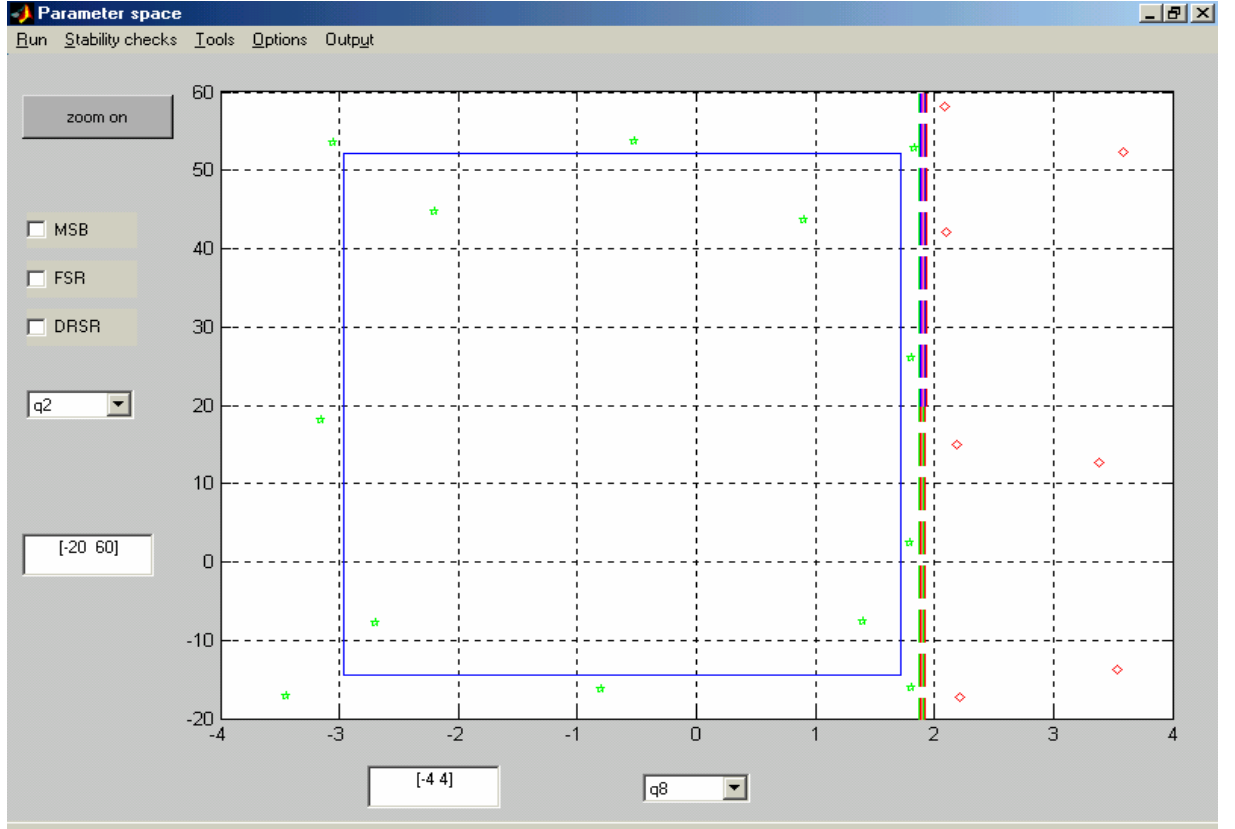
Şekil B.11 (q_2, q_5) düzlemleri için kararlılık analizi



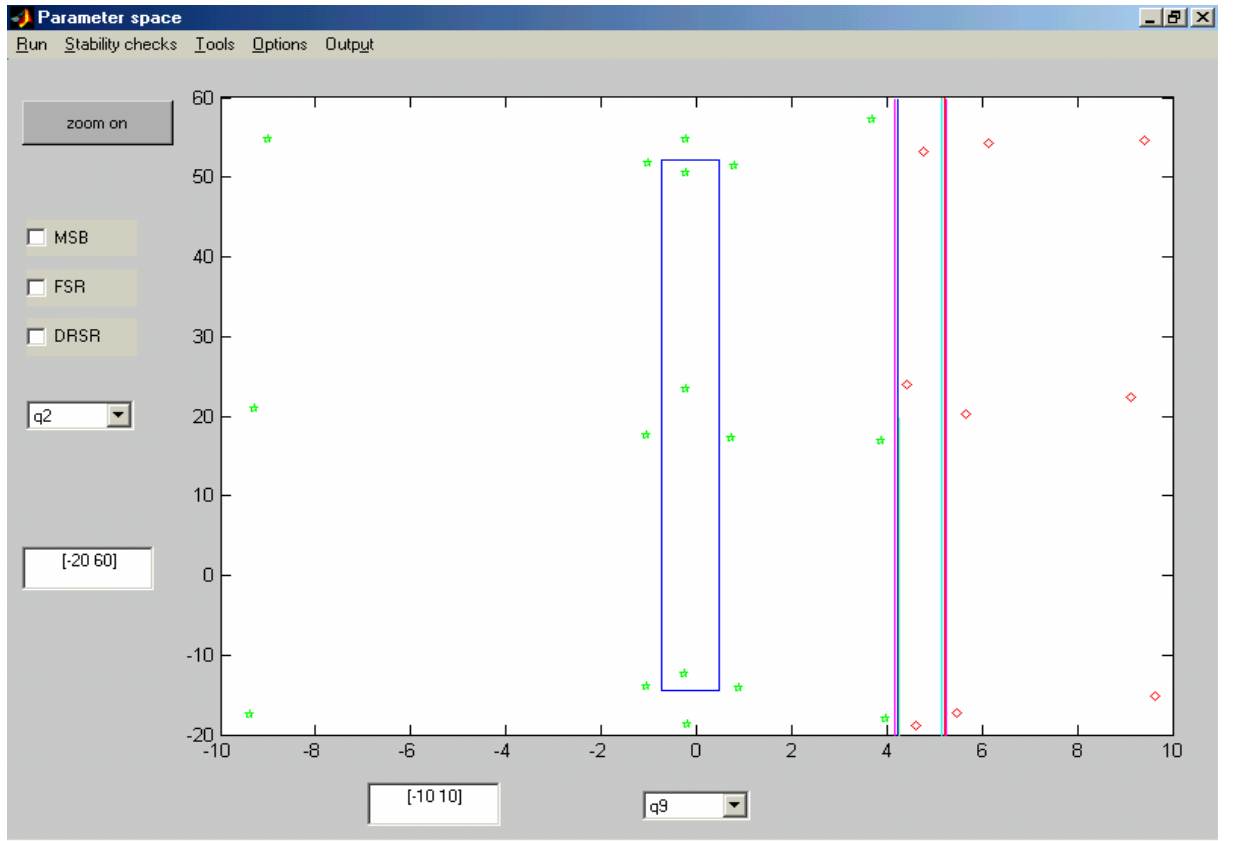
Şekil B.12 (q_2, q_6) düzlemleri için kararlılık analizi



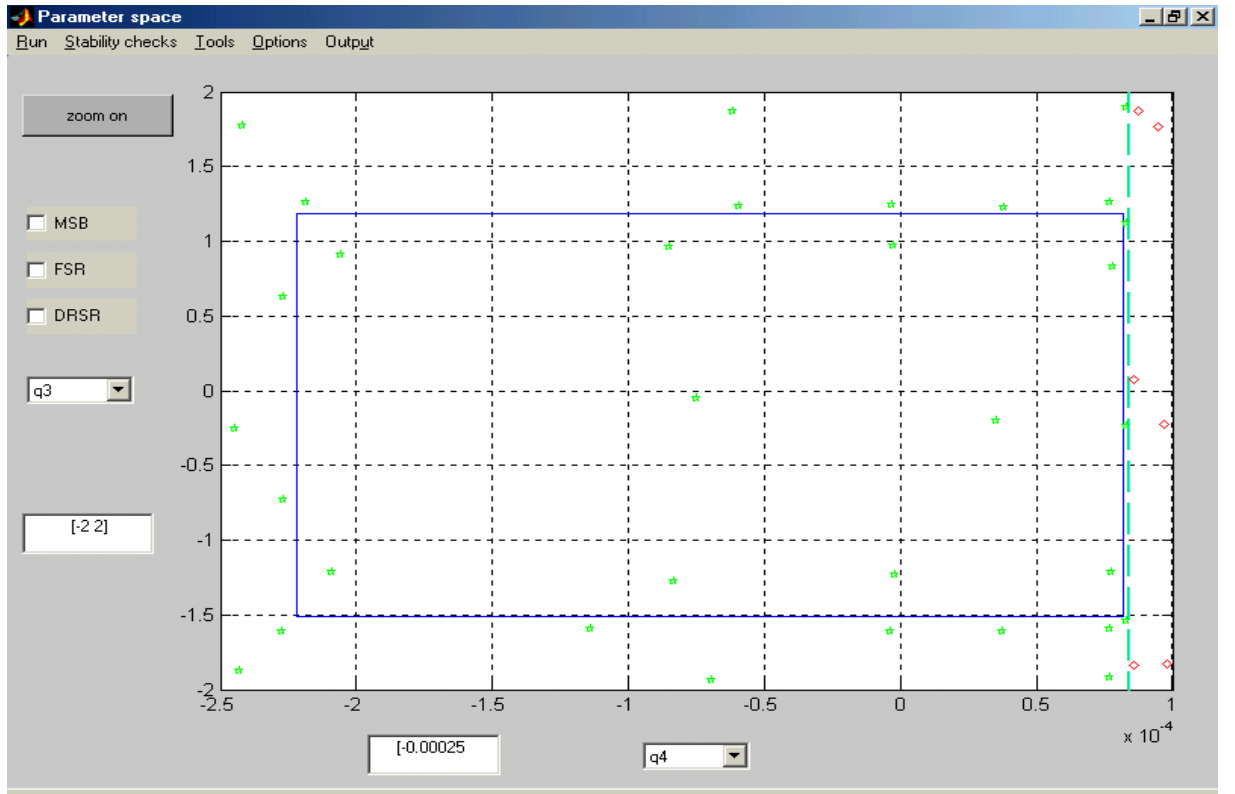
Şekil B.13 (q_2, q_7) düzlemleri için kararlılık analizi



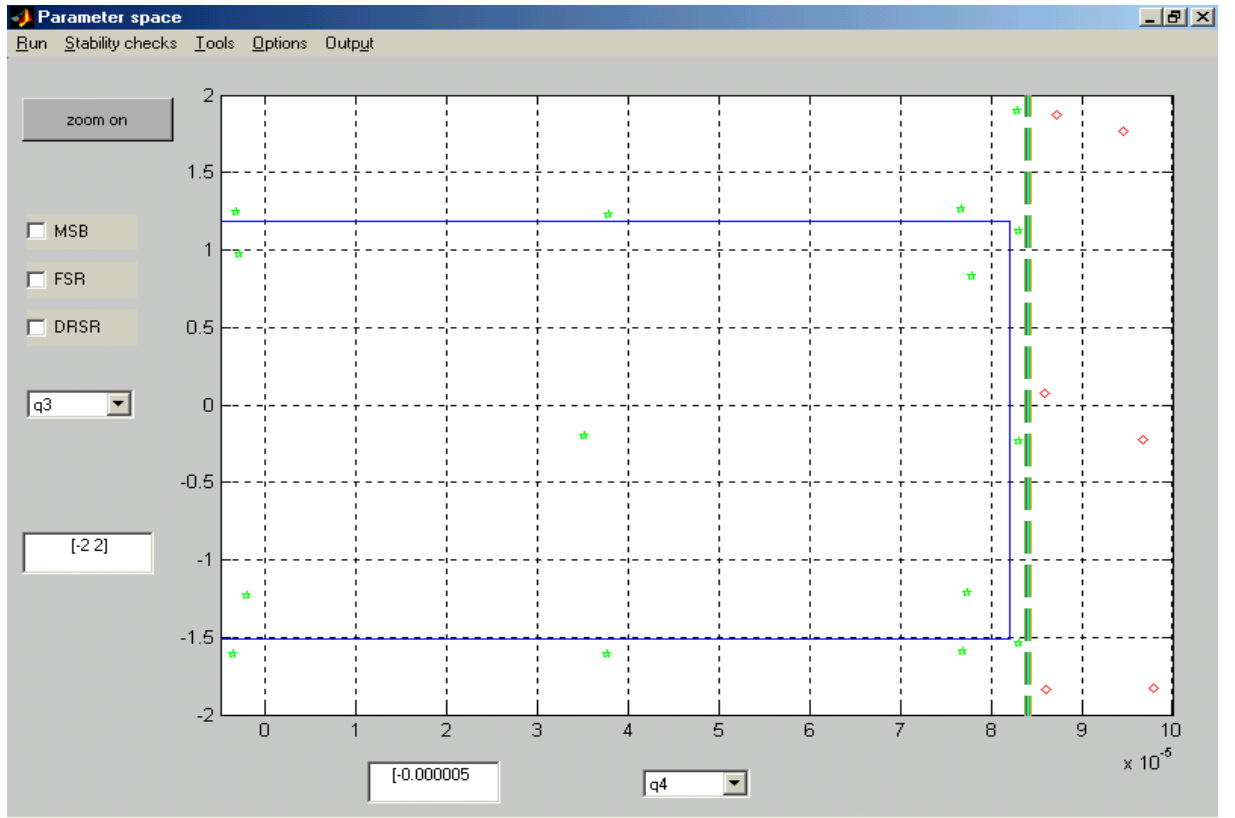
Şekil B.14 (q_2, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



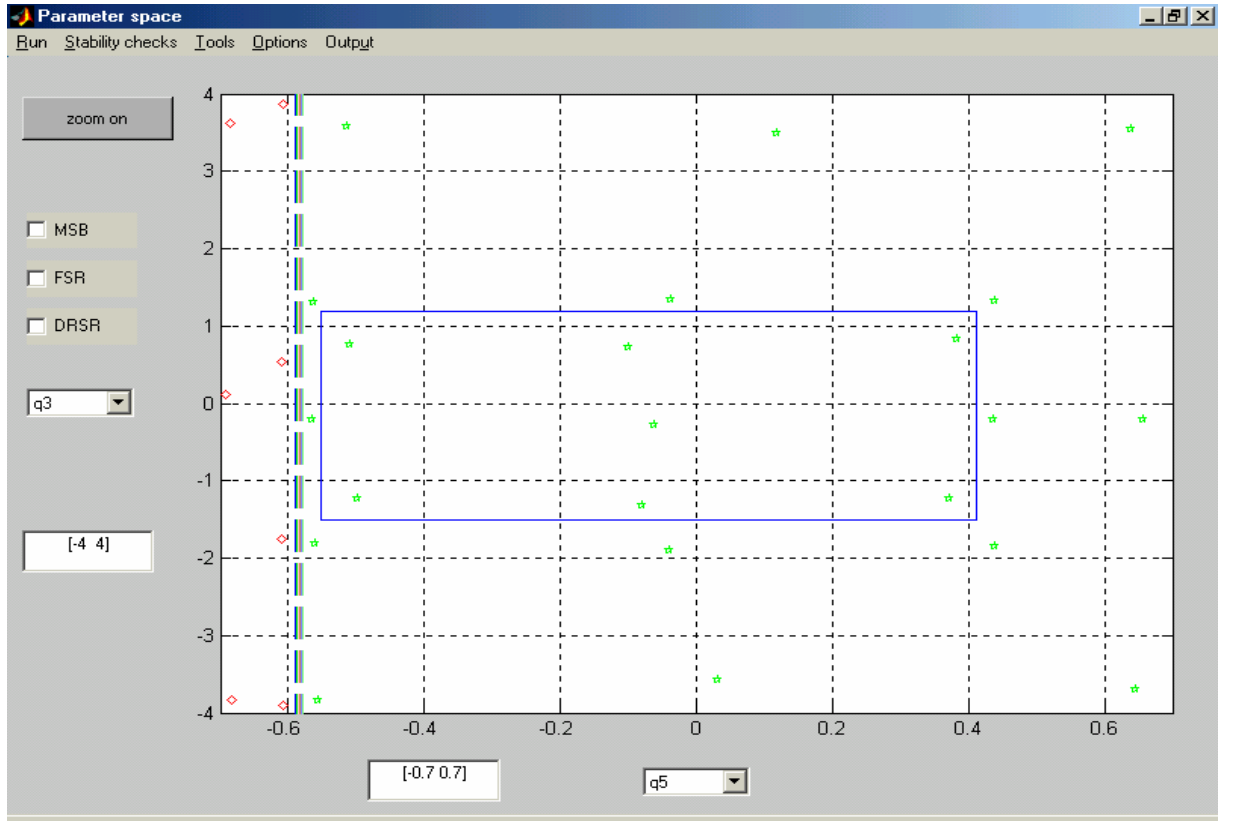
Şekil B.15 (q_2, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



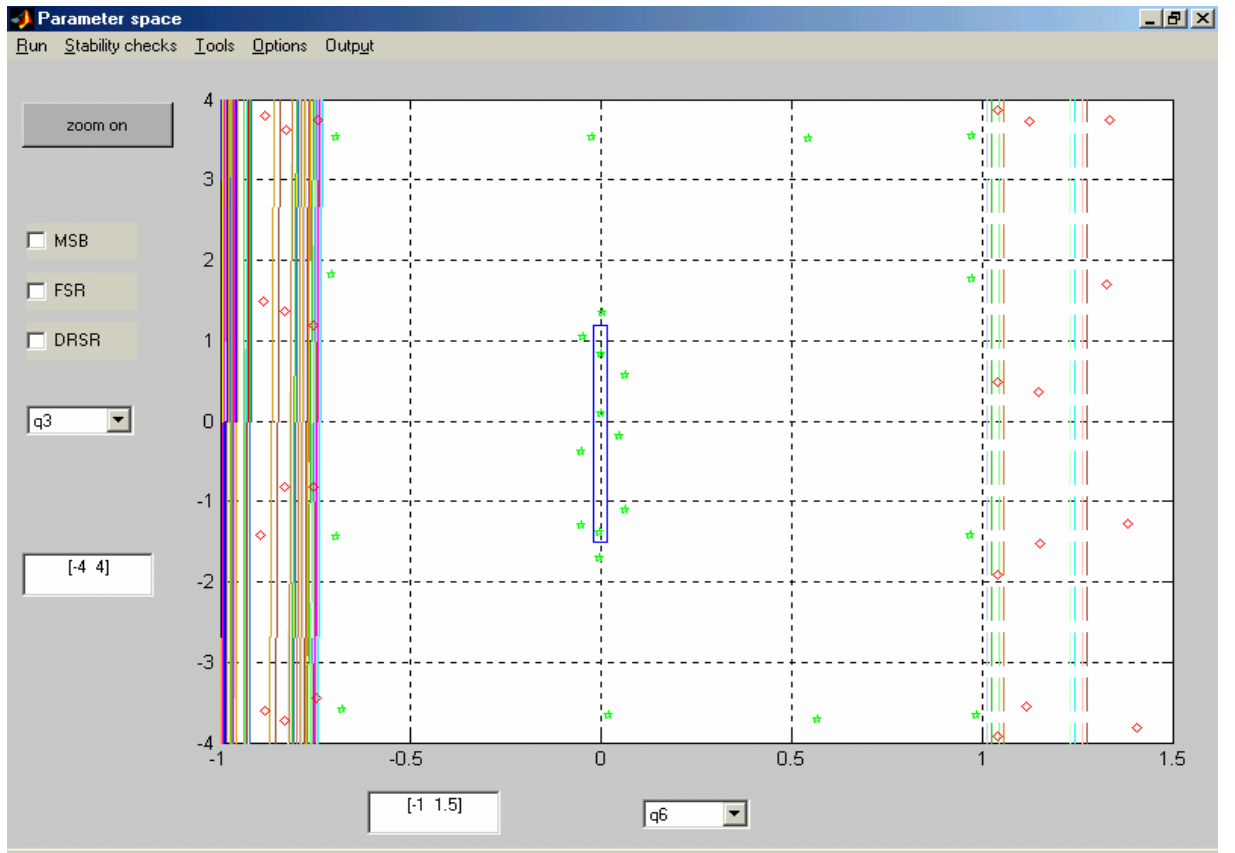
Şekil B.16a (q_3, q_4) düzlemleri için kararlılık analizi



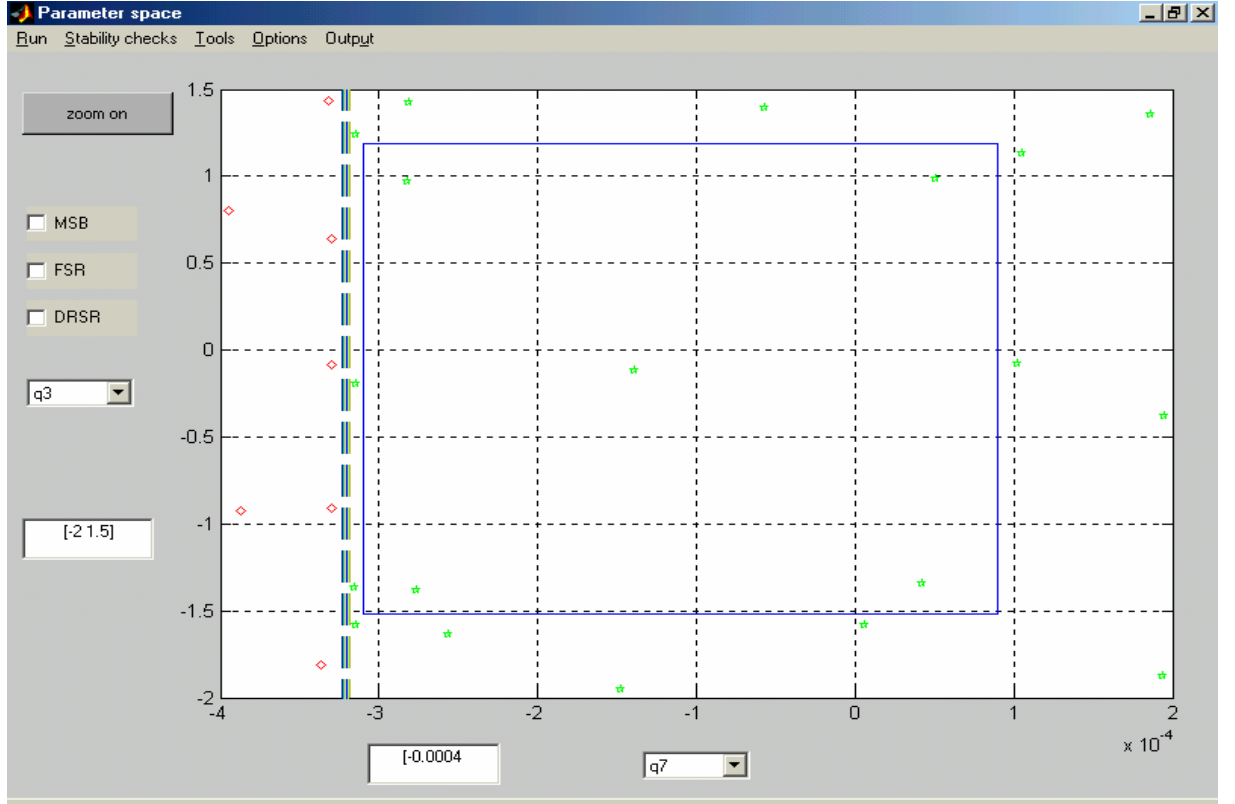
Şekil B.16b (q_3, q_4) düzlemleri için kararlılık analizi



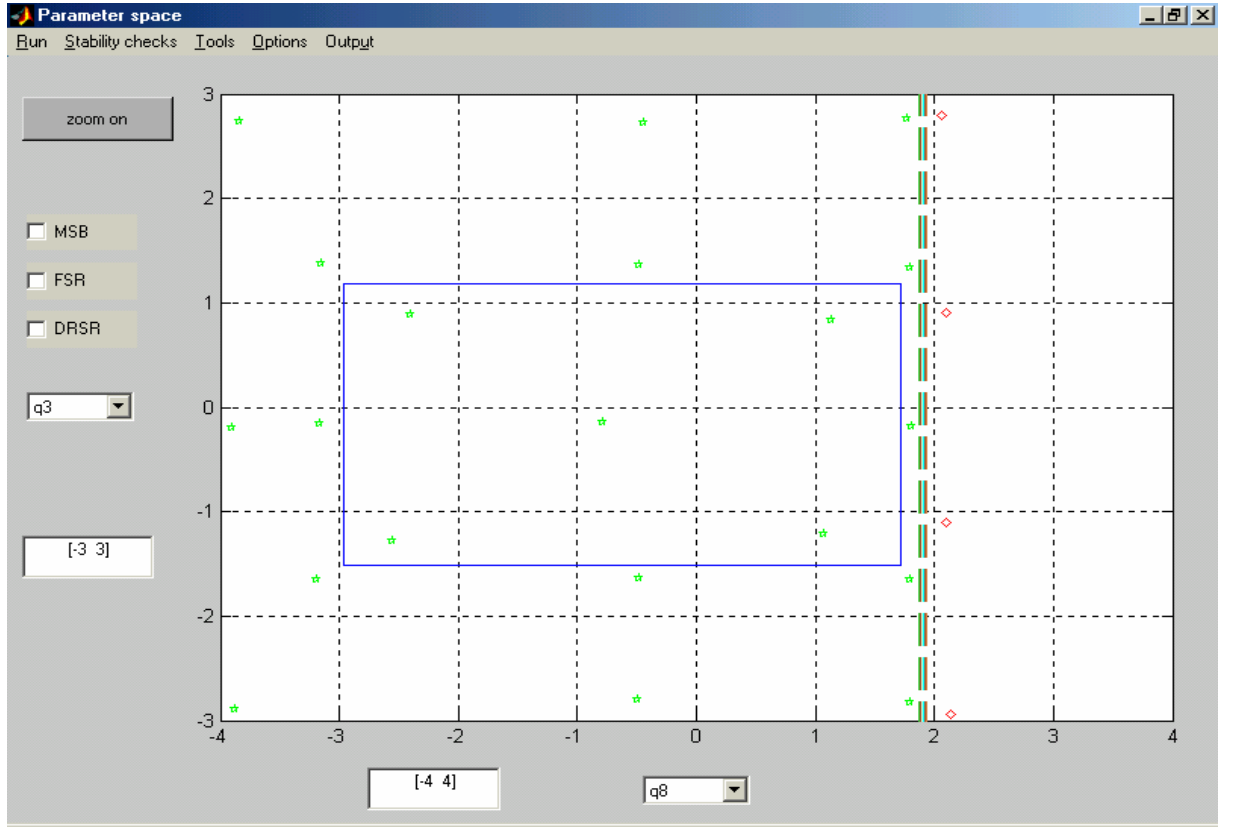
Şekil B.17 (q_3, q_5) düzlemleri için kararlılık analizi



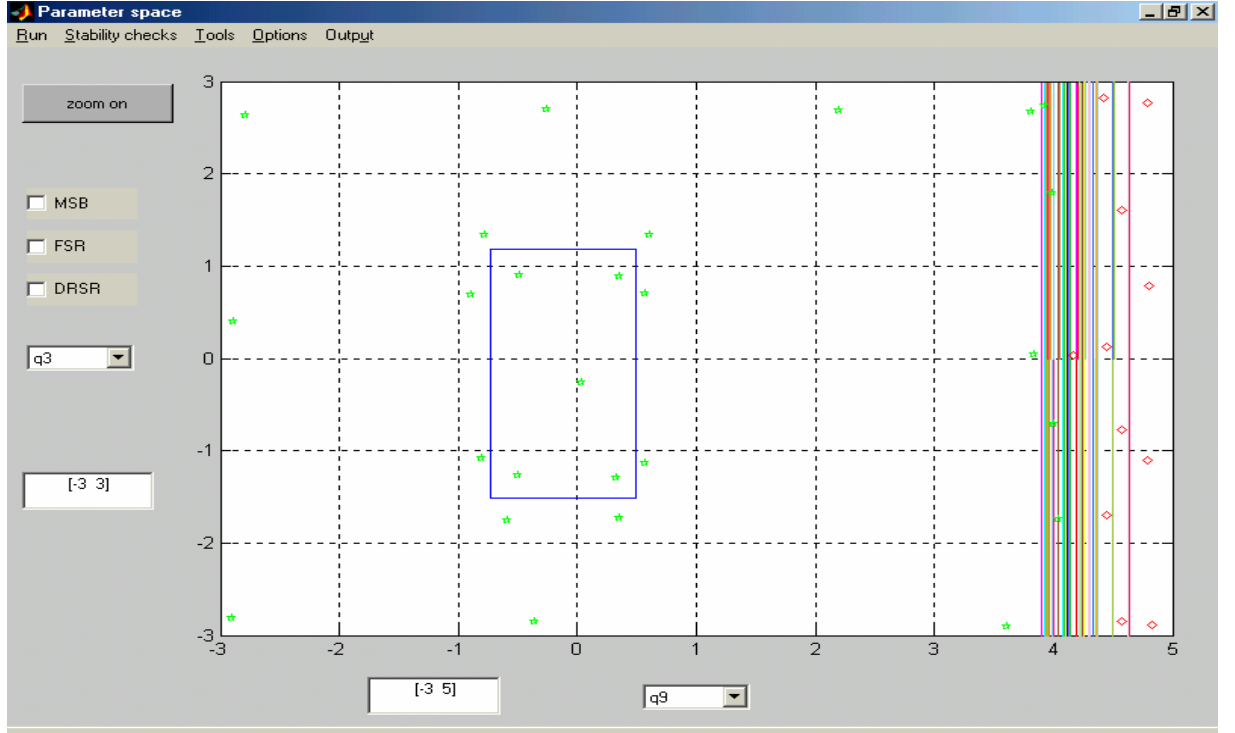
Şekil B.18 (q_3, q_6) düzlemleri için kararlılık analizi



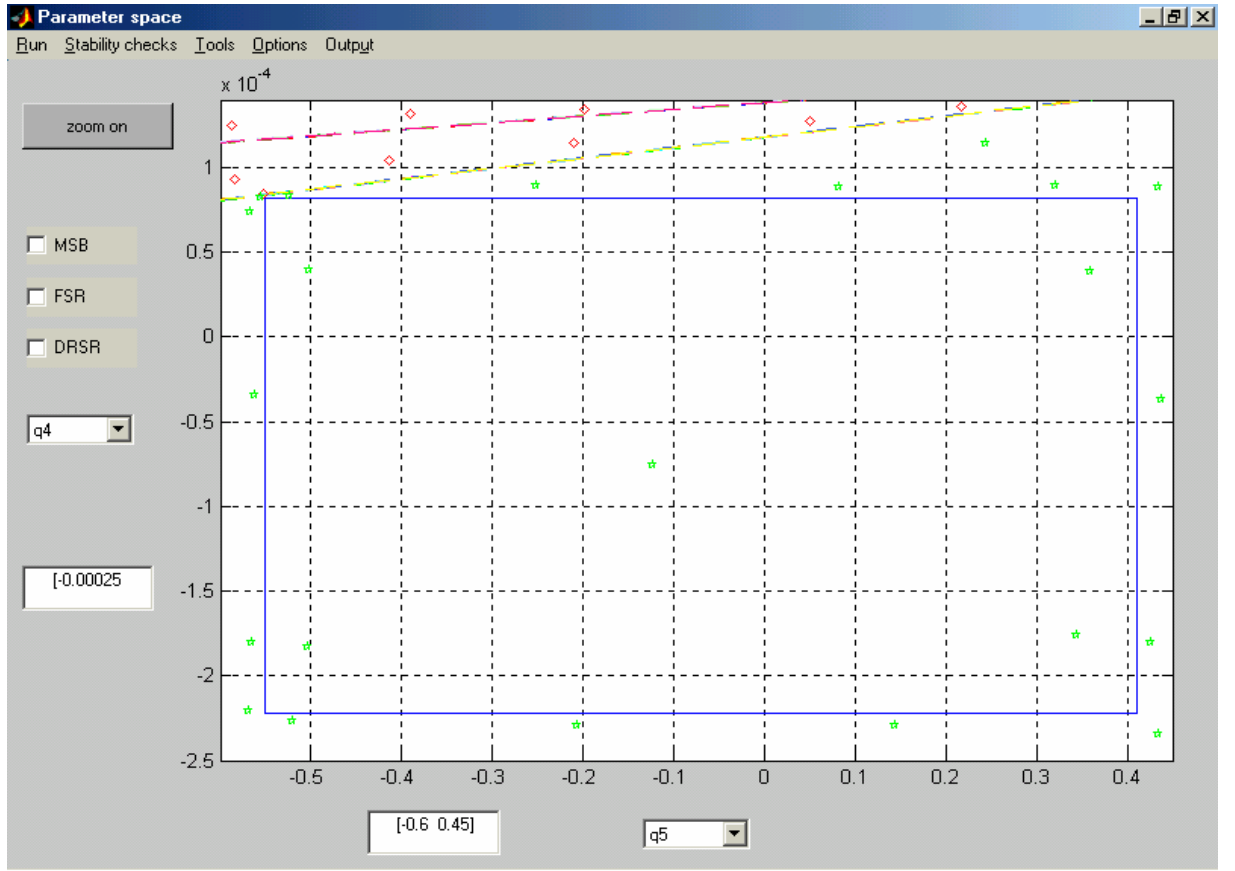
Şekil B.19 (q_3, q_7) düzlemleri için kararlılık analizi



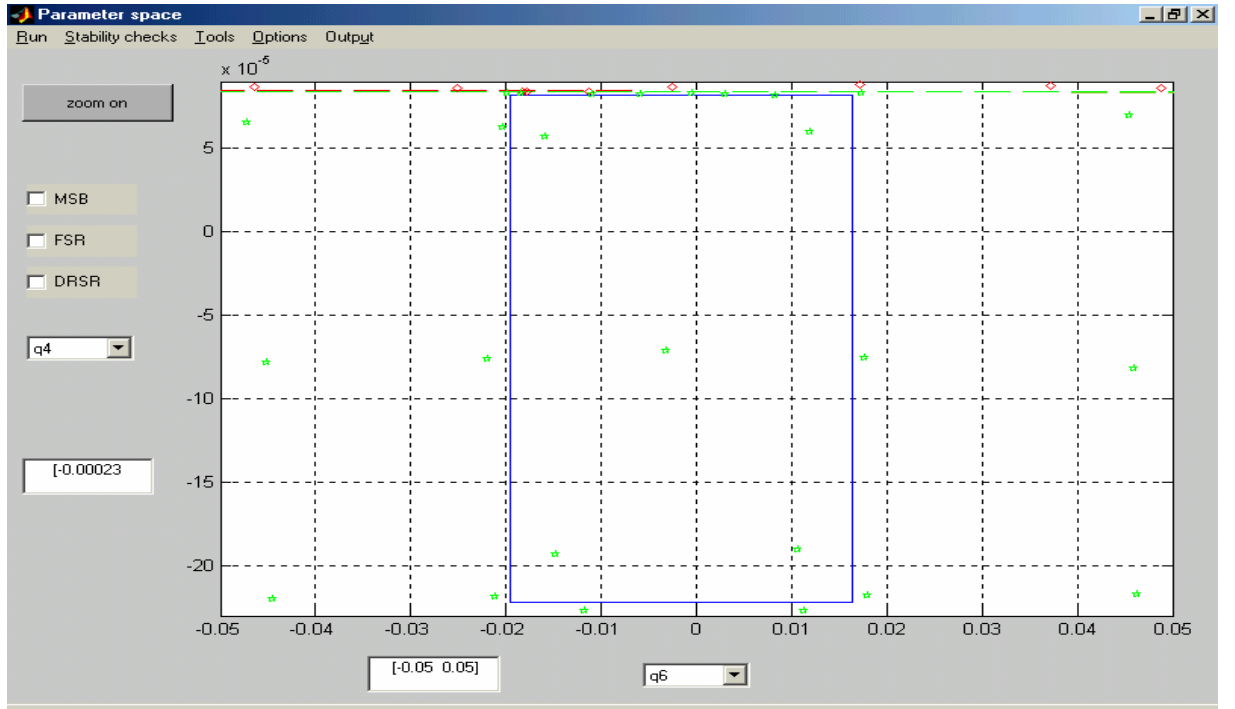
Şekil B.20 (q_3, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



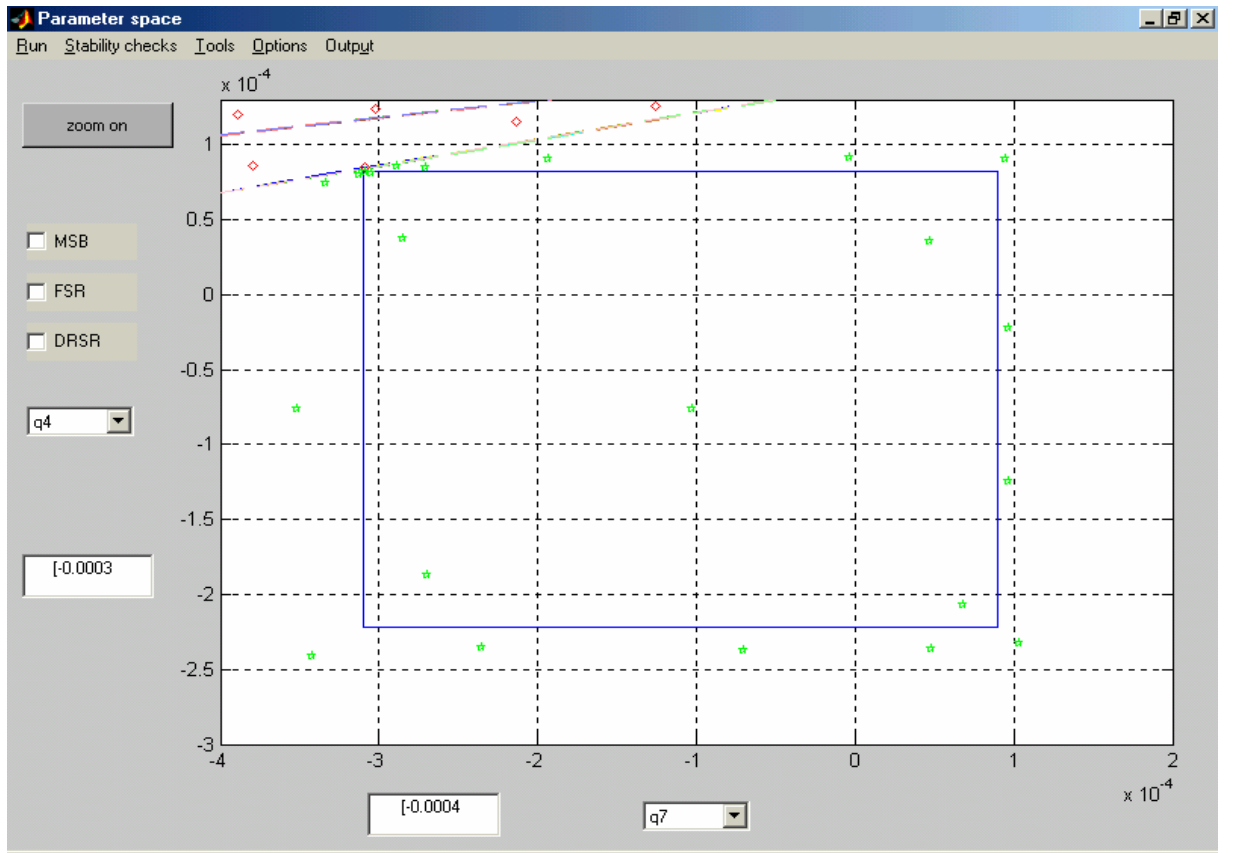
Şekil B.21 (q_3, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



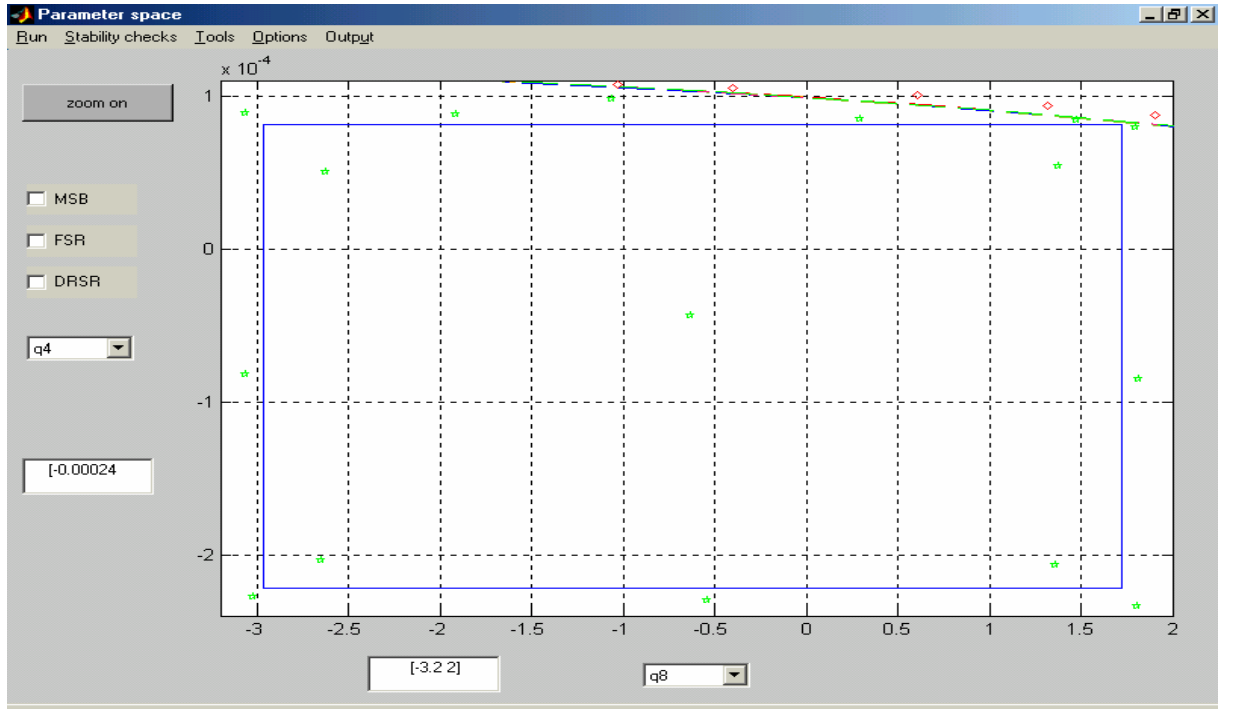
Şekil B.22 (q_4, q_5) düzlemleri için kararlılık analizi



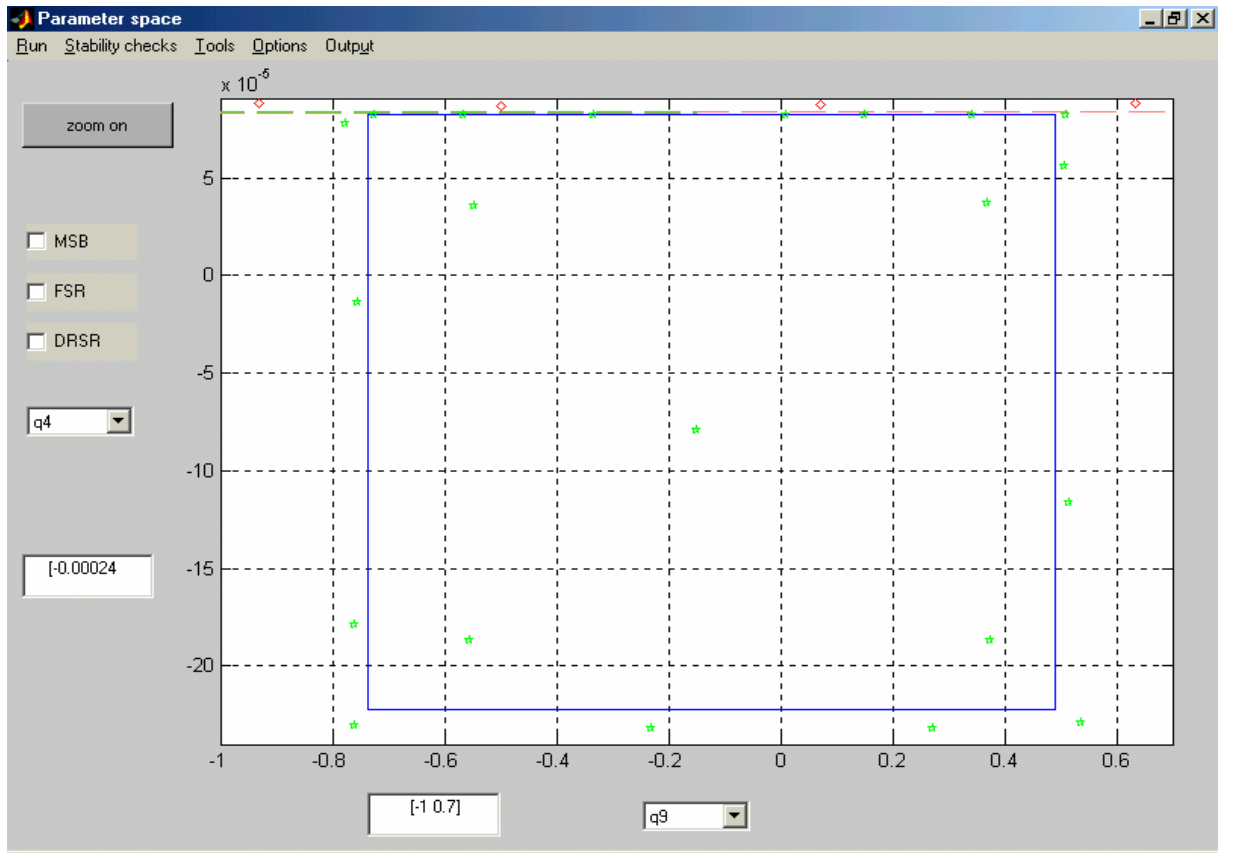
Şekil B.23 (q_4, q_6) düzlemleri için kararlılık analizi



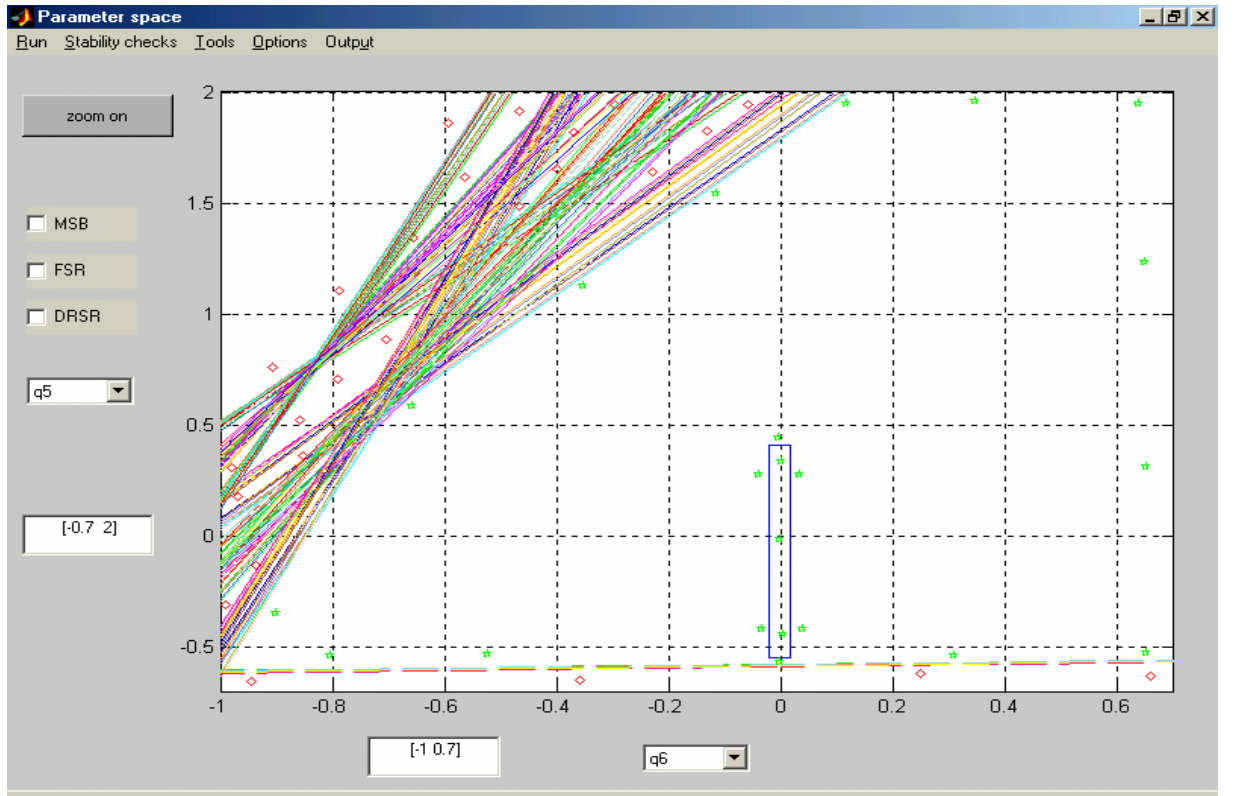
Şekil B.24a (q_4, q_7) düzlemleri için kararlılık analizi



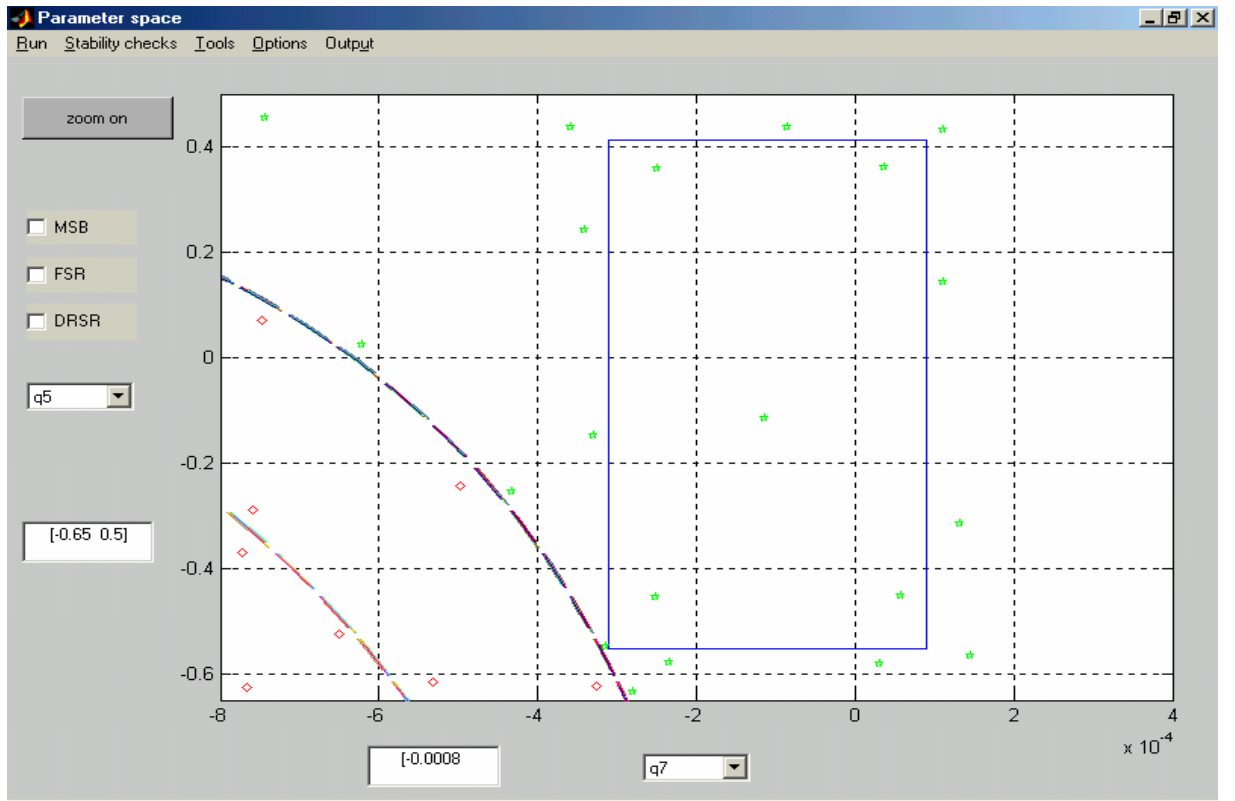
Şekil B.25 (q_4, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



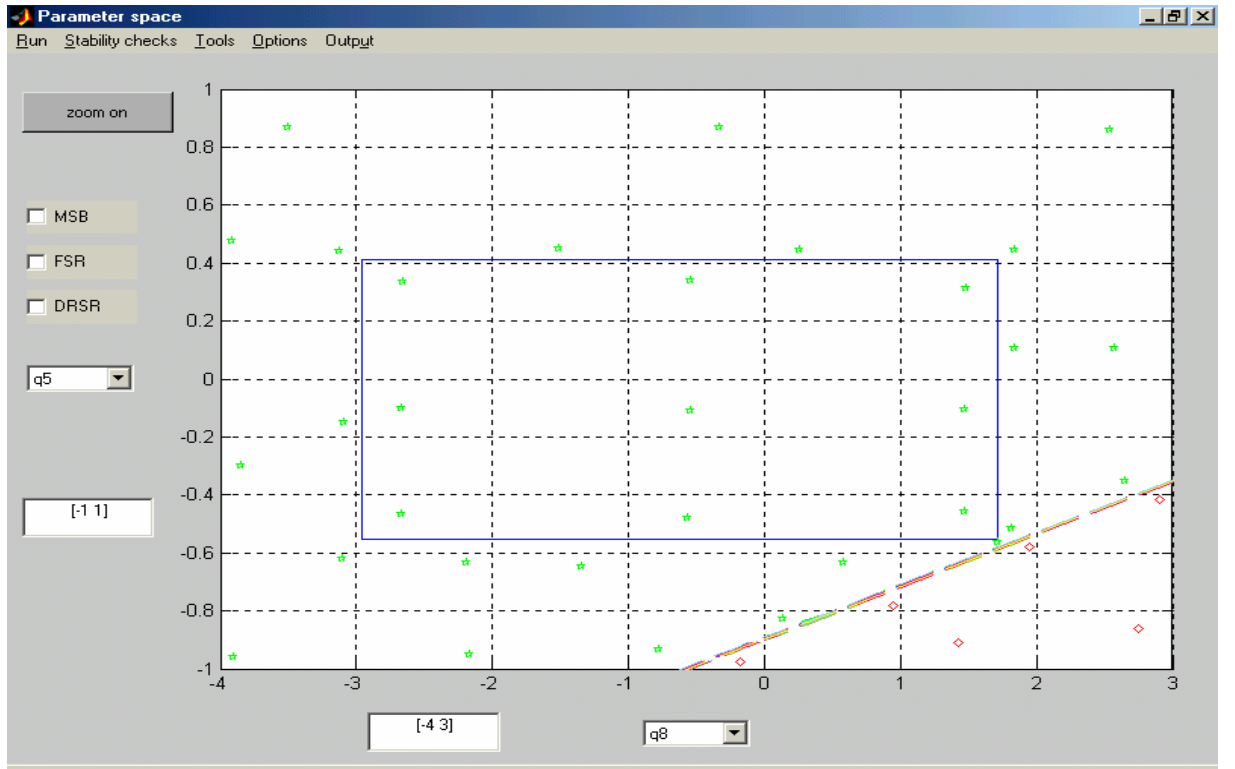
Şekil B.26 (q_4, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



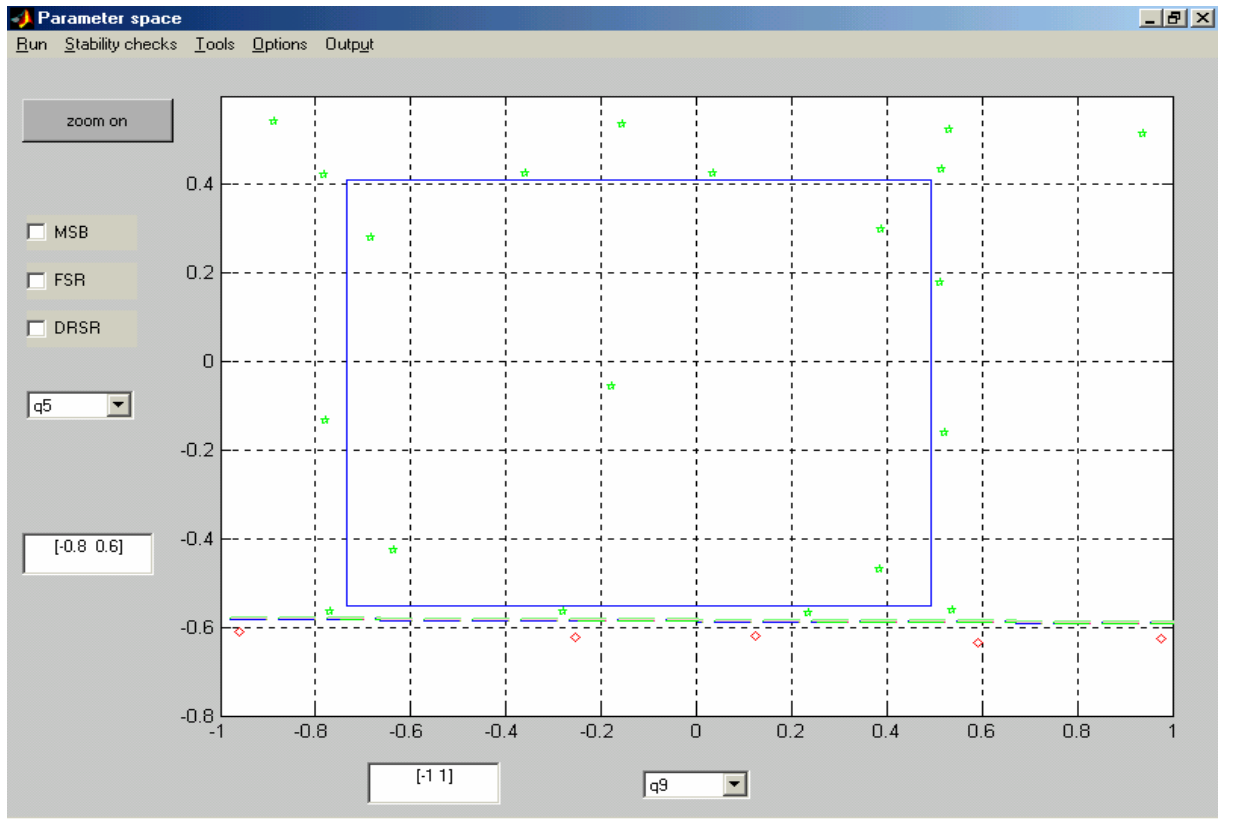
Şekil B.27 (q_5, q_6) düzlemleri için kararlılık analizi



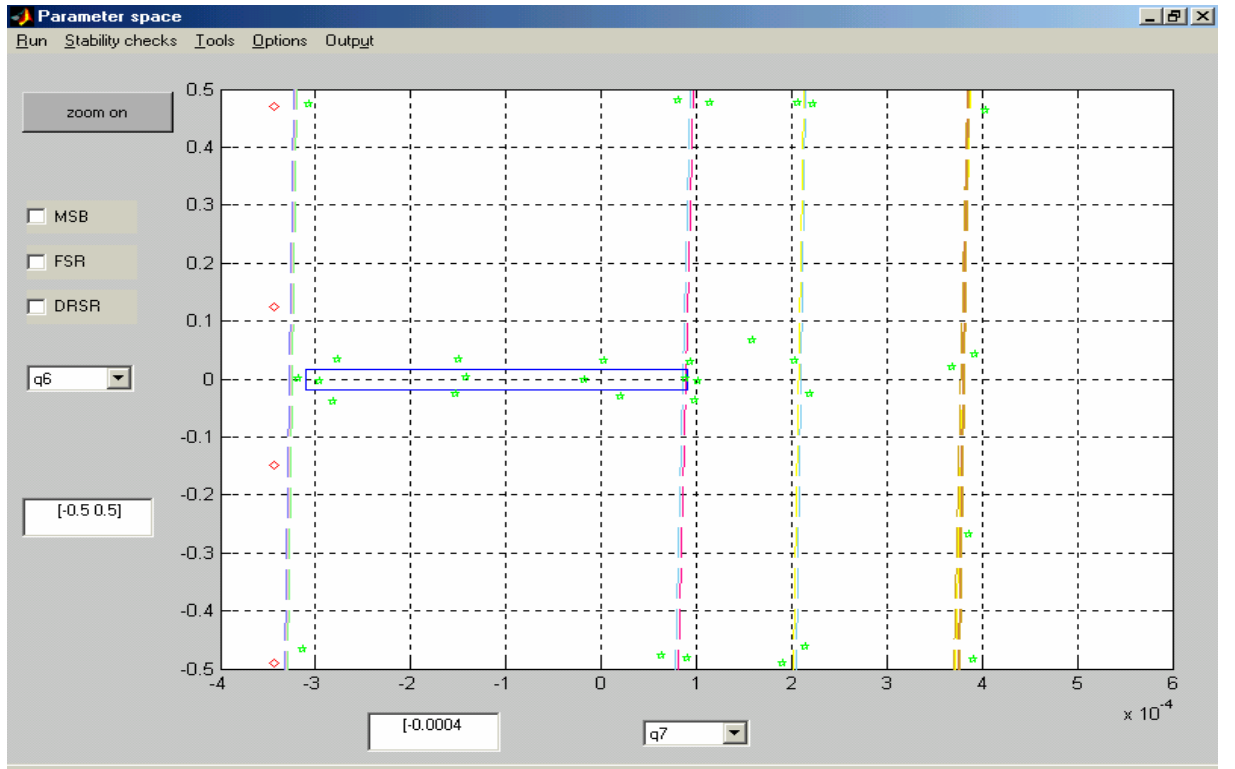
Şekil B.28 (q_5, q_7) düzlemleri için kararlılık analizi



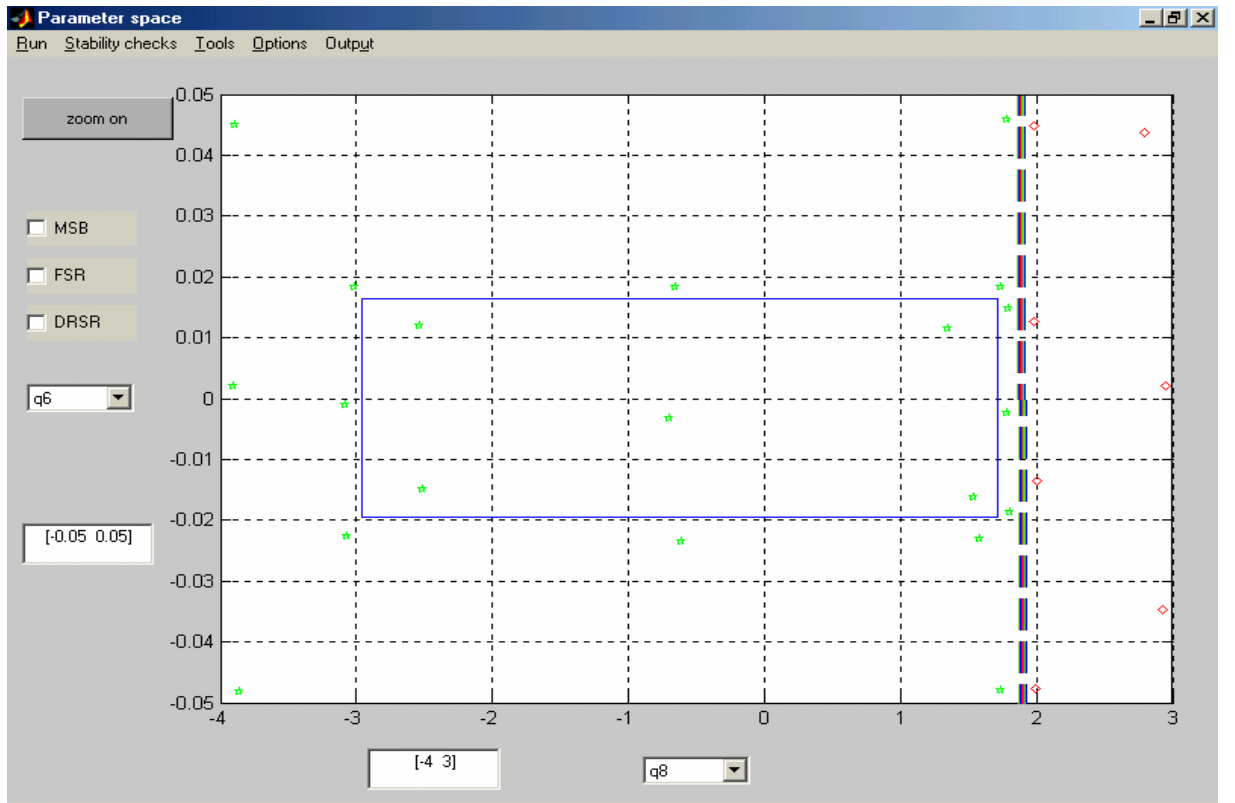
Şekil B.29 (q_5, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



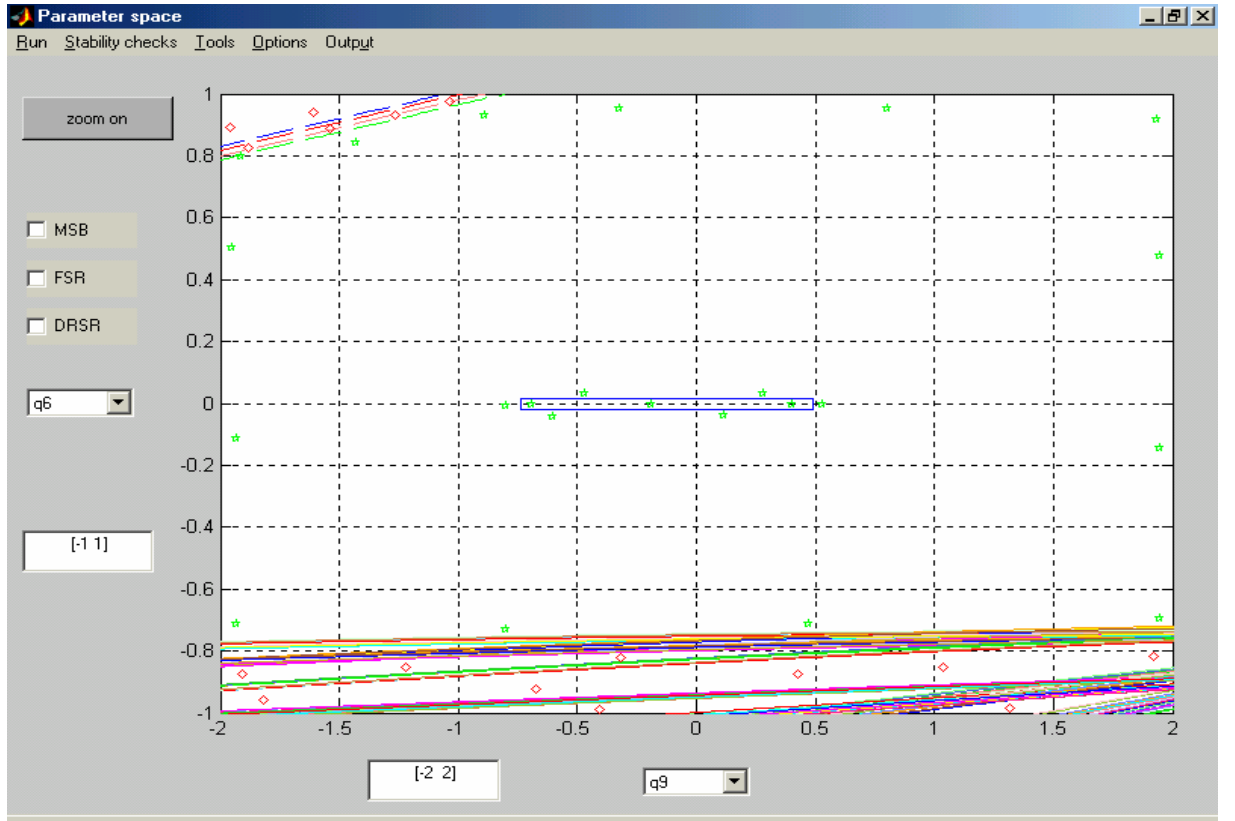
Şekil B.30 (q_5, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



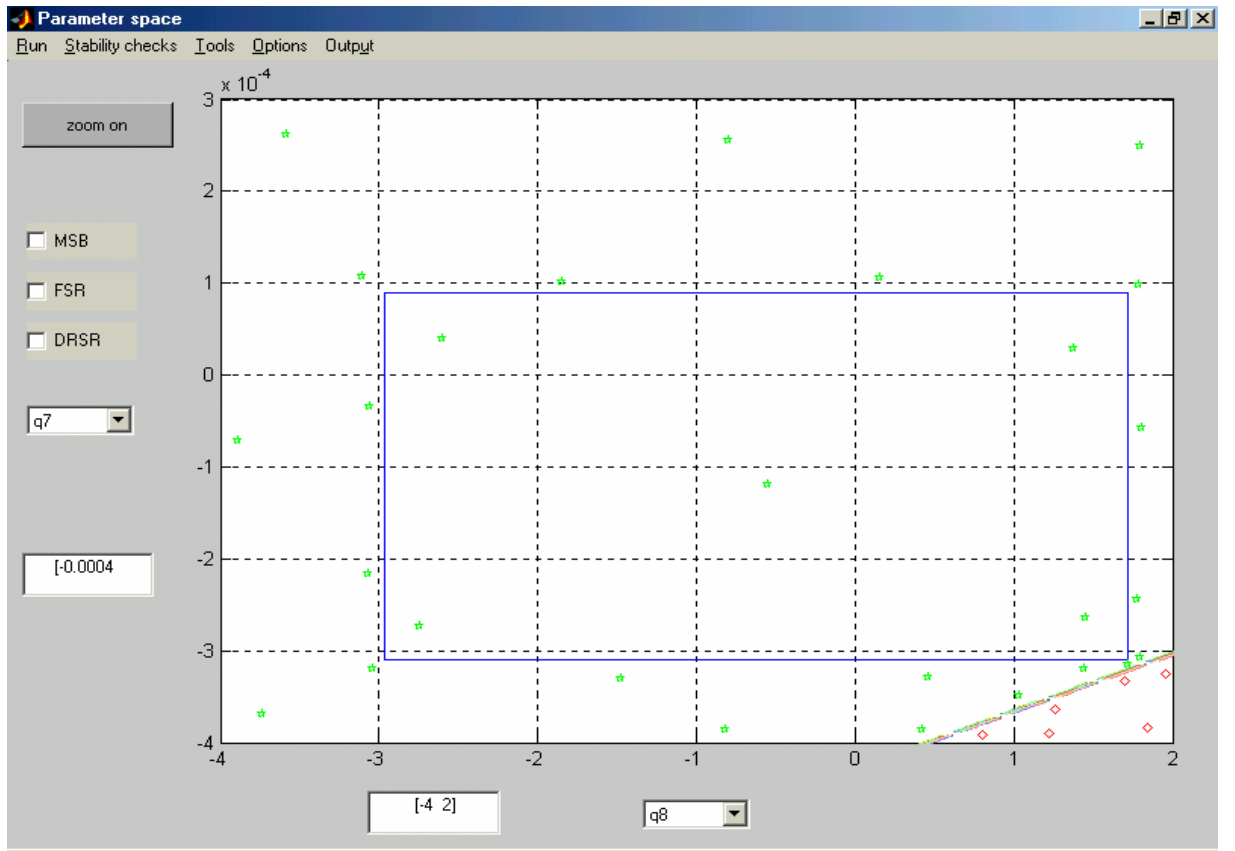
Şekil B.31 (q_6, q_7) düzlemleri için kararlılık analizi



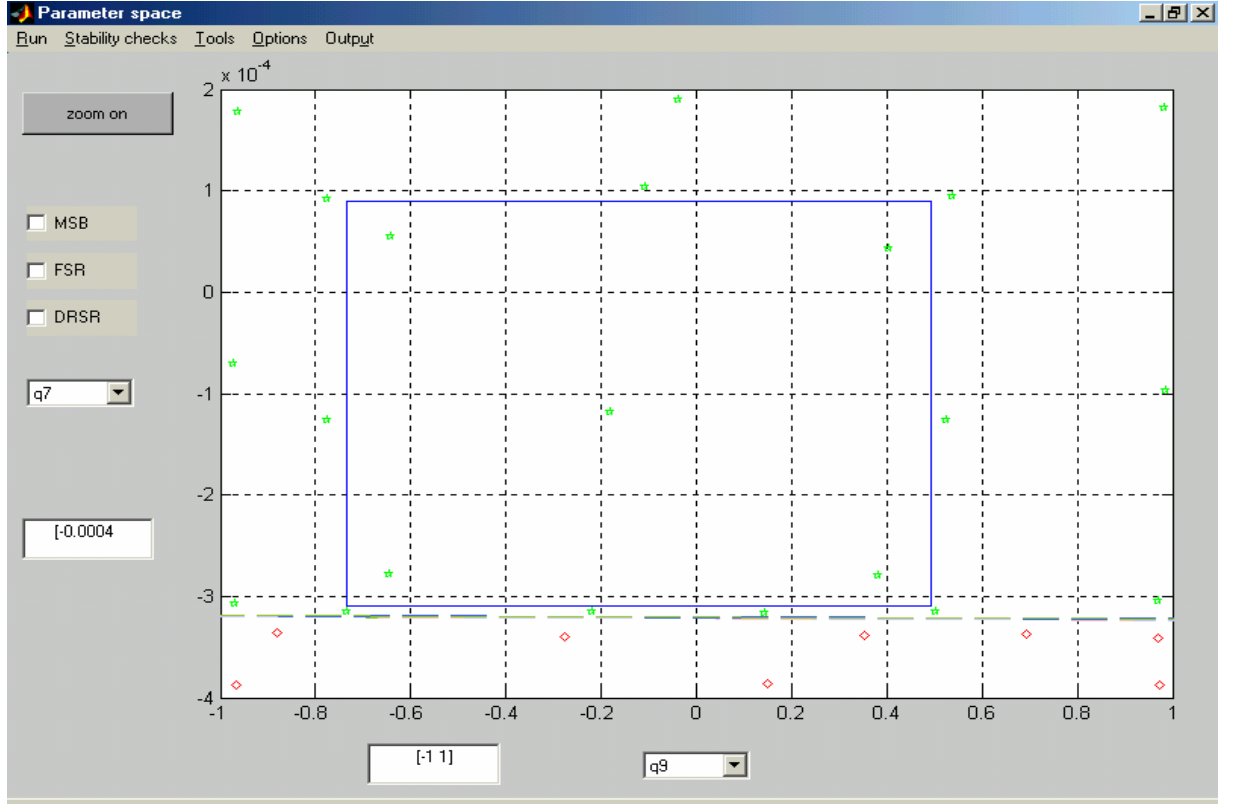
Şekil B.32 (q_6, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



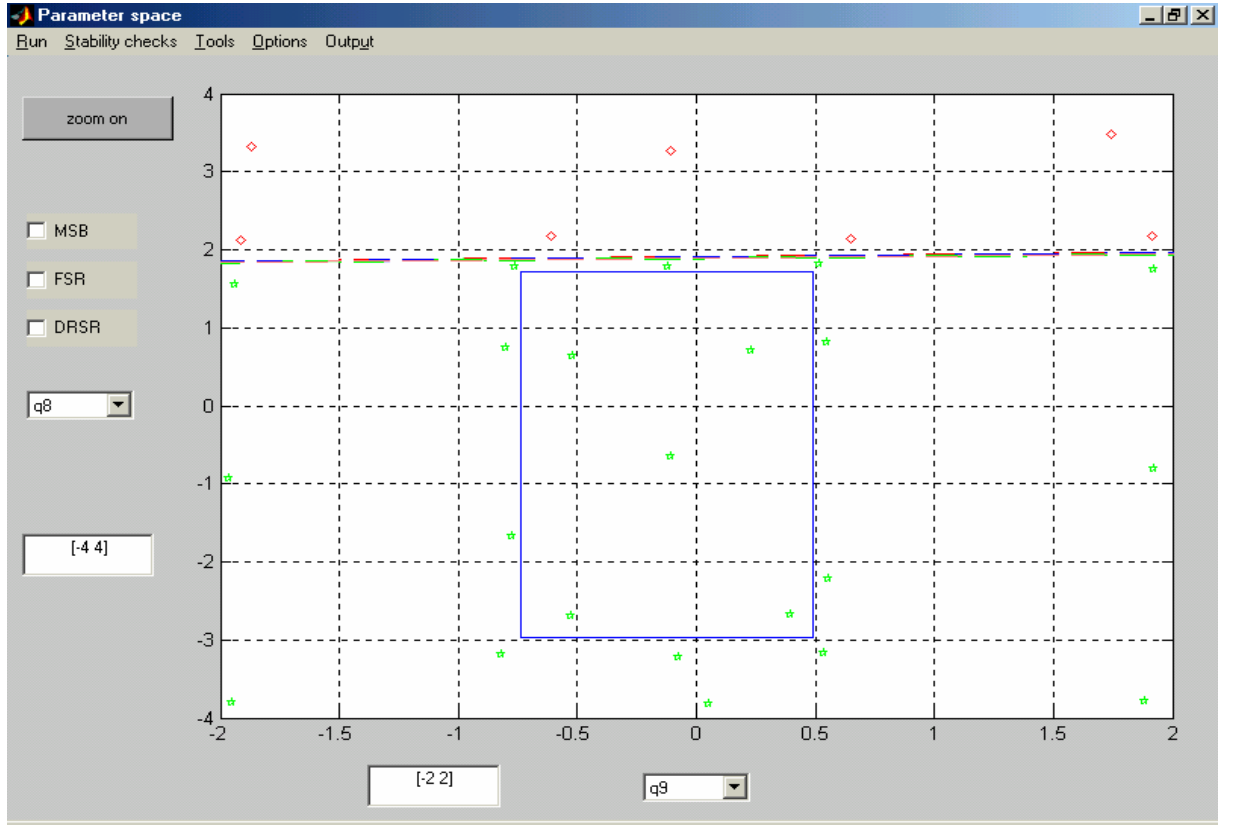
Şekil B.33 (q_6, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



Şekil B.34 (q_7, q_8) düzlemleri için kararlılık analizi



Şekil B.35 (q_7, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi



Şekil B.36 (q_8, q_9) düzlemleri için kararlılık analizi

ÖZGEÇMİŞ

Ahmet Doğancı 20 Şubat 1975 tarihinde Çorum ilinde doğmuştur. İlk okul ve orta okul eğitimini Ankara ilinde tamamlamıştır. Lise eğitimini 1989 - 1993 tarihleri arasında Deniz Lisesi Komutanlığı, lisan eğitimini 1993 - 1997 tarihleri arasında Deniz Harp Okulu Kontrol Sistemleri Mühendisliği bölümünde tamamlayarak, 30 Ağustos 1997 tarihinde deniz subayı olarak mezun olmuştur. 30 Ağustos 1997 - 15 Kasım 2000 tarihleri arasında Deniz Kuvvetleri Komutanlığı ve Sahil Güvenlik Komutanlığı bağlı su üstü gemilerinde branş subaylığı, bölüm amirliği ve II. Komutanlık görevlerini yapmıştır. 15 Kasım 2000 tarihinde Boğaziçi Üniversitesi tarafından verilen Bilgi Sistemleri Subay Kursuna katılarak, 30 Ağustos 2001 tarihinde kursu başarı ile tamamlamıştır. 30 Ağustos 2001 – 20 Ekim 2001 tarihleri arasında Genelkurmay Başkanlığı MEBS Daire Başkanlığı'nda OBİ güvenlik subayı olarak görev yapmıştır. 2001 - 2002 güz yarıyılında İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsünde yüksek lisans eğitimine başlamış olup halen Deniz Harp Okulu'nda görev yapmaktadır.