

TEKNİK NOT/TECHNICAL NOTE

F16 UÇAĞININ BOYLAMSAL HAREKETİNİN PARAMETRE UZAY YAKLAŞIMI İLE DAYANIKLI KONTROLÜ

Ahmet DOĞANCI¹, M. Turan SÖYLEMEZ²

ÖZ

Bu çalışmada, parametre uzayı 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 uçuş zarfında lineer olmayan uçuş denklemleri sürekli dönüş hareketi için 135 ayrı uçuş koşulunda lineer hale getirilmiştir. 12000 feet yükseklik, 600 feet/saniye hız ve 1 derece/saniye dönüş hızı değerleri için elde edilen lineer denklem nominal denklem kabul edilmiştir. Diğer uçuş şartlarının oluşturduğu durumların nominal değerden sapmaları nominal sistem matrisine giren yapısal belirsizlikler olarak kabul edilerek, belirsizlik kutuları hesaplanmıştır. PARADISE toolbox'ı kullanılarak belirsizlik parametrelerinin minimum ve maksimum değerleri arasındaki değişime rağmen, uçağın boylamsal hareketini dayanıklı kararlı kılan kazanç katsayıları kararlılık analizi ile bulunmuştur. Açık çevrim sistem çıkışları ile kapalı çevrim sistem çıkışları karşılaştırılmış ve bulunan kazanç katsayılarının sistem cevabını istenilen şekilde düzelttiği, sistem cevabındaki bu iyileşmenin belirsizlik parametrelerinin değişimine rağmen korunduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Parametre uzay yaklaşımı, Kısa periyot modu, Füğoid mod, Dayanıklı kontrol, Γ kararlılık, Belirsizlik kutusu, Parametrik belirsizlik

ROBUST CONTROL OF LONGITUDINAL MOTION OF F16 AIRPLANE BY PARAMETER SPACE APPROACH

ABSTRACT

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 non-linear flight equation of F16 airplane is linearized at 135 different flight conditions at the steady state turning motion in the speed-altitude flight envelope. The linear 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 longitudinal motion in 135 different flight conditions as taking the nominal flight conditions as reference. PARADISE toolbox is used to obtain feedback gain coefficients and the calculated coefficients are checked for all uncertainty parameter stability planes. 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.

Keywords: Parameter space approach, Short period mode, Phugoid mode, Robust control, Γ stability, Uncertainty box, Parametric uncertainty

¹ Deniz Harp Okulu Deniz Bilimleri ve Mühendisliği Enstitüsü

² İstanbul Teknik Üniversitesi Elektrik Elektronik Fakültesi Elektrik Mühendisliği Bölümü Ayazağa kampüsü 34469 Maslak/İstanbul **Tel:** 0212 285 35 70 **Fax:** 0212 2856 7 00 **E-posta:** soylemez@elk.itu.edu.tr

1. GİRİŞ

Uçak dinamiği doğrusal olmayan ve zamanla değişen bir yapıdadır. Uçuş kontrolünde geleneksel yaklaşım, belli uçuş koşullarında uçak dinamiğinin doğrulaştırılması esasını temel alır. Bu yöntem ile uçuş zarfında değişik koşullara ait çok sayıda doğrusal, zamanla değişmeyen model elde edilir. Kontrol sistemleri tasarımında kullanılan sistem modelleri gerçek sistemlere ne kadar yakın olurlarsa olsunlar, sadece o sistemin yaklaşıklıkla modellenmiş halleridir. Modellemeden meydana gelen hatayı azaltmak amacı ile geri besleme kullanılmaktadır. Uçuş kontrolünde kullanılan en yaygın yöntem, geri besleme kazançlarını kullanarak elde edilen sinyallerin eyleyicilere uygulanmasıdır.

Ancak bu yaklaşımda bütün uçuş zarfı için kullanılacak, 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 extrapolasyon 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. Bu nedenle manevra kabiliyetleri yüksek ve hızlı uçaklar için mümkün olduğunca geniş uçuş zarfında uçağı Γ kararlı yapan kontrolör kazançlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Parametre uzay yaklaşımı sisteme ait yapısal belirsizlikleri kullanarak ihtiyaç duyulan bu kazançların hesaplanmasını sağlayan bir yöntemdir. Eğer sisteme ait belirsizlikler tam olarak belirlenmişse ve sistem modeli bu belirsizlikler yardımı ile elde edilmişse parametre uzay yaklaşımından iyi sonuçlar beklenebilir.

2. PARAMETRE UZAYI YAKLAŞIMI

Parametre uzayı 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 (Ackermann vd, 2002 ve Anonim-1).

$$Q = \{q \mid q \in [q_i^-, q_i^+], i = 1, 2, 3, \dots, l\} \quad (2.1)$$

Burada Q belirsizlik vektörünü ifade etmektedir. Parametre durum uzayı yöntemi Frazer ve Duncan tarafından ifade edilen sınır geçiş teoremi temel alınarak oluşturulmuştur (Frazer ve Duncan, 1929). 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 eksenini geçmeden, eksenin sol tarafından sağ tarafına geçemezler. Öz değerlerin imajiner eksenini geçmeleri 2 şekilde gerçekleşir.

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

Parametre uzay yaklaşımında; yukarıda verilen sınırlar öz değerlerin tüm parametre değişimlerine karşın geçmemeleri gereken sınırlar olarak kabul edilir. Karakteristik denklem aracılığı ile bu sınırlar parametreye 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 özetlenebilir: Γ kararlılık sınırı Hurwitz kararlılığı için (2.2)'de olduğu gibi kabul edilsin, bu durumda karakteristik denklem gerçek ve sanal bölümlerine (2.3) ve (2.4) 'deki gibi ayrılır.

$$\Gamma = \{jw \mid w \in (-\infty; \infty)\} \quad (2.2)$$

$$Re p(jw, q_1, q_2) = a_0(q_1, q_2) + a_2(q_1, q_2)w^2 + \dots + a_n(q_1, q_2)w^n = 0 \quad (2.3)$$

$$Im p(jw, q_1, q_2) = w(a_1(q_1, q_2) + a_3(q_1, q_2)w^2 + \dots + a_{n-1}(q_1, q_2)w^{n-2}) = 0 \quad (2.4)$$

$w = w_0$ sabit frekans değeri için (2.3) ve (2.4) eşitlikleri çözümlenerek q_1 ve q_2 bulunur. Bulunan sonuçlar, karakteristik denklemin kararlılık sınırında bulunan noktalarını tanımlar. w frekansının taranarak denklemin tüm istenilen w değerleri için çözülmesi, belirsiz parametre uzayında kararlılık sınırlarını oluşturan kritik noktaların bulunmasını ve kararlılık düzlemlerinin oluşmasını sağlar. Hurwitz kararlılığı dışında genel olarak tanımlanmış bir Γ bölgesinde kararlılığı belirlemek için benzer işlemler yapılabilir. Γ kararlılık bölgeleri parametre düzlemini sonlu sayıda bölgeye ayırır. Bu bölgelerin tek tek kontrol edilmesi ile sistemi Γ kararlı kılan parametre kümesi bulunmuş olur.

3. UÇAĞA AİT UÇUŞ DENKLEMLERİNİN ELDE EDİLMESİ

F16 uçağının uçuş hareketi temel olarak iki ana hareketin bileşiminden oluşur. Bu hareketler boylamsal hareket ve yatay-doğrusal hareket olarak isimlendirilir. Bu iki hareket arasındaki bağ çok zayıftır ve birbirleri ile ilişkileri koparırsa; boylamsal harekete ait durum uzay değişkenleri (3.1) ve kontrol giriş değişkenleri (3.2) olarak bulunur (Lewis ve Stevens, 1992). Bu değişkenlerden v_T uçak hızını, α hücum açısını, θ

yunuslama açısını, q yunuslama açısal hızını, δ_h motor itki kuvvetini ve δ_e irtifa dümen sapmasını ifade eder.

$$x^T = [v_T \ \alpha \ \theta \ q] \quad (3.1)$$

$$u^T = [\delta_h \ \delta_e] \quad (3.2)$$

F16 uçağının lineer olmayan uçuş denklemlerini lineer hale getirmek için makalede kullanılan F16Sim isimli program Anonim-2 referansından alınmıştır. F16 uçağının lineer olmayan uçuş denklemleri F16Sim programı kullanılarak [5000-20000] feet yükseklik, [400-800] feet/saniye hız ve [1-5] derece/saniye dönüş hızı değerleri için 135 farklı uçuş koşulunda lineer hale getirilerek A sistem matrisinin değişimi incelenmiştir. Tasarım için 12000 feet yükseklik, 600 feet/saniye hız ve 1 derece/saniye dönüş hızındaki uçağın denklemleri nominal denklemler olarak alınmıştır. Bu uçuş şartlarındaki uçağın nominal durum uzayı denklemleri (3.3) ve (3.4) de verildiği gibi elde edilmiştir. A sistem matrisi elemanlarının uçuş zarfı boyunca nominal değerden sapması Tablo 1’ de verildiği gibi bulunmuştur.

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ -32.17 & -0.01161 & 7.263 & -0.5494 \\ 0 & -0.0001787 & -0.8457 & 0.9339 \\ 0 & -0.0001919 & -2.472 & -1.15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0.001569 & 0.1685 \\ -1.04 \times 10^{-7} & -0.001785 \\ 0 & -0.1809 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$y = \begin{bmatrix} 57.32 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 57.32 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57.32 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ v \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Tablo 1 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

Diğer uçuş şartlarının A matrisi üzerinde meydana getirdiği değişim, nominal denkleme belirsizlik parametreleri yardımı ile yansıtılmıştır. Lineerleştirmenin yapıldığı tüm uçuş şartları için geçerli A sistem matrisi (3.5)’te olduğu gibi elde edilir. C ve D matrisleri tüm uçuş şartları için sabittir ve değişmemektedir. Belirsizlik parametrelerinin sayısının az tutulması amacı ile B matrisinin uçuş zarfı boyunca değişmediği kabul edilmiştir. Böylece F16’nın [5000-20000] feet yükseklik, [400-800] feet/saniye hız ve [1-5] derece/saniye dönüş hızı değerlerini ihtiva eden bir model elde edilmiştir. Bu model kaynakçada (Doğancı, 2003) olarak verilen tez çalışması için elde edilmiştir. Bu model için başka yöntemlerle geri besleme kazanç katsayısı hesaplanmamıştır.

F16 uçağının boylamsal hareketi, kısa periyot mod ve füğoid mod olmak üzere iki ayrı hareketin bileşiminden oluşur (Lewis ve Stevens, 1992). A matrisinin lineerleştirmenin yapıldığı uçuş zarfında öz değerlerinin dağılımı incelenirse bu iki ayrı mod fark edilir (Şekil 1). Orijine çok yakın dağılım gösteren öz değerler

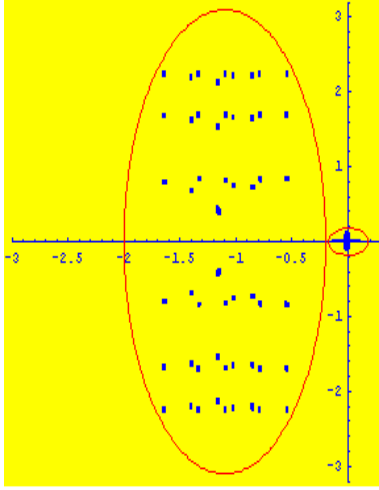
$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ -32.17 & -0.01161+q_1 & 7.263+q_2 & -0.5494+q_3 \\ 0 & -0.0001787+q_4 & -0.8457+q_5 & 0.9339+q_6 \\ 0 & -0.0001919+q_7 & -2.472+q_8 & -1.15+q_9 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

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. (Lewis ve Stevens, 1992) Füğoid modunu oluşturan hareket esnasında; uçak hızı ve yunuslama açısı (θ) değişirken hücum açısı (α) ve yunuslama açısal hızı (q) hemen hemen sabittir. Kısa periyot yaklaşımında ise, α , q ve θ değişirken hızın sabit olduğu kabul edilir. A matrisinden kısa periyot moduna ait denklemin elde edilmesi için durum değişkenleri (3.6) durumuna gelecek şekil-

de tekrar düzenlenir. (3.6) durumuna getirilen A matrisi (3.7) şeklinde parçalara ayrılır. Elde edilen yeni durum uzayı modelinde A_{11} ve B_{12} matrisleri boylamsal harekete ait kısa periyot modunu tanımlar (Lewis ve Stevens, 1992).

$$x^T = [\alpha, q, v, \theta] \quad (3.6)$$

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ B_{21} & B_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$



Şekil 1. Boylamsal hareket ait öz değer dağılımı

(3.6) ve (3.7)'de açıklanan işlemler nominal uçuş şartı için elde edilen durum uzayı A ve B matrisine uygulanırsa; (3.8) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{v} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8457 + q_5 & 0.9339 + q_6 & -0.0001787 + q_4 \\ -2.475 + q_8 & -1.15 + q_9 & 0.0001919 + q_7 \\ 7.263 + q_2 & -0.5494 + q_3 & -0.01161 + q_1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ v \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.000000104 & -0.001785 \\ 0 & -0.1809 \\ 0.001569 & -0.1685 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{ele} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

4. F16 UÇAĞININ KISA PERİYOT MODUNUN DAYANIKLI KONTROLÜ

F16 uçağının kısa periyot moduna ait durum uzayı matrisleri (3.8)'den elde edilirse (4.1) bulunur;

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8457 + q_5 & 0.9339 + q_6 \\ -2.472 + q_8 & -1.15 + q_9 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.001785 \\ -0.1809 \end{bmatrix} u_{ele} \quad (4.1)$$

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 2'de verilmiştir. Kısa periyot moduna ait öz değerlerin performans kriterlerini sağlayabilmeleri

için, belirsizlik vektörlerinin etkilerine rağmen MIL-F-8785C kriterleri sönüm oranı şartları ile frekans şartlarını sağlamalıdır (Lewis ve Stevens, 1992). MIL-F-8785C teknik dökümanında 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 çalışmada yapılan tasarımın amacı F16 uçağının boylamsal hareket kararlılığını yükseltmek (SAS) olduğundan; ani manevralar, 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 dökümanında uçuş kalite seviyeleri de 3 ana sınıfa ayrılmıştır. Tasarım uçuş koşullarının Seviye 1 (Level 1) özelliklerini sağlayacak şekilde yapılmıştır. (MIL-F-8785C, 1980)

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

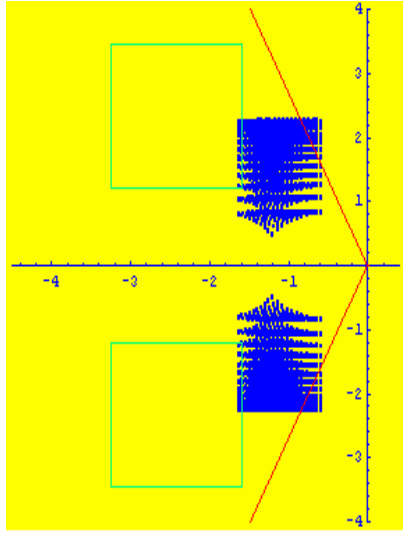
- Sönüm oranı; $0.35 < \zeta < 1$
- Doğal frekans; $2 < \omega < 4.75$ radyan/saniye

F16 savaş uçağının kısa periyot moduna ait sönüm oranı $[0.253 - 0.929]$ değerleri arasında değişmektedir. Tasarım için istenilen sönüm oranı sınırı Şekil 2'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 bu sebeple (ii) koşulu da sağlanmamaktadır. 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 $\sigma \pm j\omega$ olduğu kabul edilsin. Bu durumda;

- $\sigma_{\min}^2 + \omega_{\min}^2 \geq 2^2$
- $\sigma_{\max}^2 + \omega_{\max}^2 \leq 4.75^2$

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

Tasarım için $\sigma_{\min} = -1.6$, $\sigma_{\max} = -3.25$ değerleri alınmıştır. Bu değerlere karşılık gelen ω değerleri; $|\omega_{\min}| = 1.2$ ve $|\omega_{\max}| = 3.46$ olarak hesaplanır (Bir,1999). 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 2'de tasarımın (ii) kriterinin sağlanabilmesi için öz değerlerin içinde bulunmaları gerekli dağılım bölgesi yeşil renk ile gösterilmiştir.

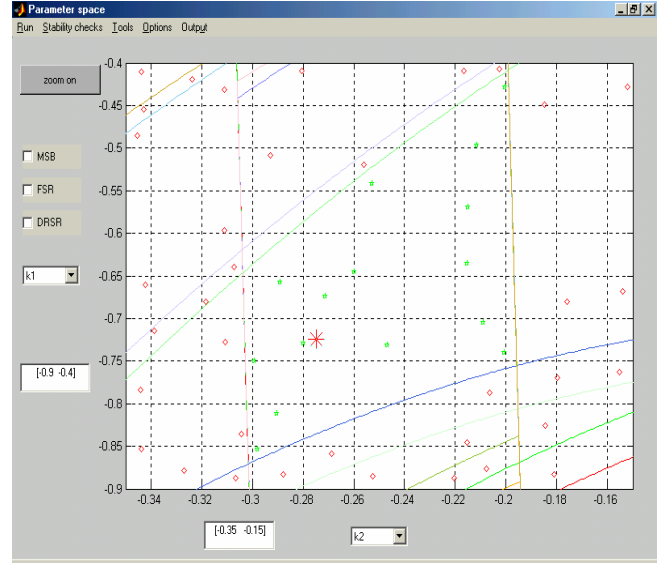


Şekil 2. Kontrolsüz öz değer dağılımı

İstenilen kriterleri sağlayacak ve kısa periyot modunu dayanıklı kararlı kılacak kontrolör katsayılarının hesaplanmasında MATLAB tabanlı PARADISE 2.0 toolbox'ı kullanılmıştır. PARADISE programına ilk olarak 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. (Doğancı, 2003)

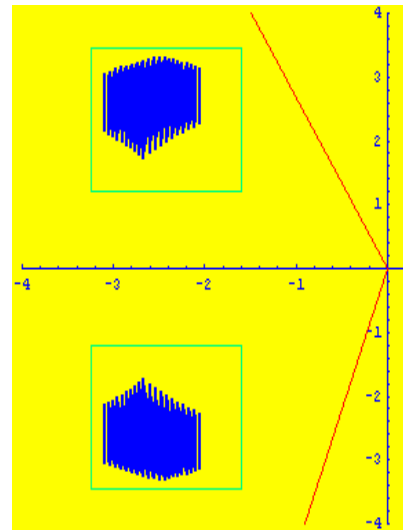
İstenilen dinamiklerin sağlanabilmesi ve Γ kararlılık için sistemin öz değerlerinin tüm parametre değişimleri boyunca içinde bulunması gereken bölgenin reel bileşen sınırları $[-3.25, -1.6]$, sanal bileşenleri $[1.2, 3.46]$ ve sönüm oranı değeri 0.35 olarak Gamma Editör yardımı ile PARADISE programına girilmiştir (Doğancı, 2003). 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 2'de yeşil ve kırmızı çizgiler ile gösterilen Γ kararlılık sınırlarını kapalı çevrim karakteristik denklemi aracılığı ile parametre uzayına yansıtır. Bu işlem sonucu elde edilen kontrolör parametre uzayı Şekil 3'de olduğu gibi elde edilir. Oluşan düzlemlerin Γ kararlılığı sağlayıp sağlamadığı tek tek kontrol edilir. Şekil 3'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. İstenilen Γ kararlılığını sağlayan bölgenin bulunmasından sonra, bu düzlem içerisinde (k_1, k_2) değerlerine karşılık gelen bir nokta seçilmiştir. Şekil 3'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.



Şekil 3. Kısa periyot modu kontrolör parametre uzayı

Bulunan (k_1, k_2) değerleri belirsizlik kutularının köşeleri referans alınarak bulunmuştur. (k_1, k_2) kontrolör kazanç katsayılarının olası tüm durumları dayanıklı Γ kararlı kıldığı doğrulanabilmesi için kararlılık analizinin yapılması gereklidir. Kararlılık analizinde; belirsizlik parametrelerinin oluşturduğu düzlemlerin kararlılık sınırları bulunarak, tüm çalışma alanının Γ kararlı düzlemlerde 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 kontrol edilerek (k_1, k_2) değerlerinin sistemi tüm çalışma koşullarında Γ kararlı kıldığı görülmüştür (Doğancı, 2003). Sistemin kapalı çevrim öz değer dağılımı Şekil 4'de gösterildiği şekilde elde edilmiştir.

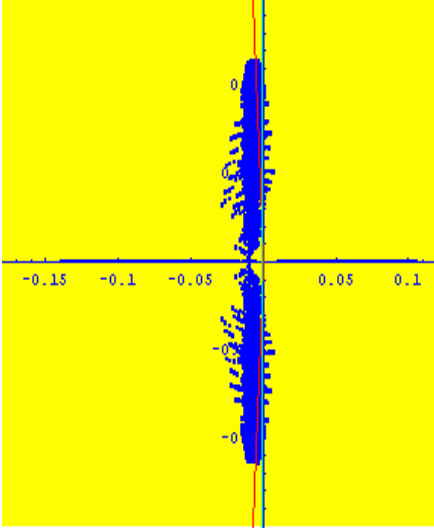


Şekil 4. Kontrolörlü sistem öz değer dağılımı

5. F16 UÇAĞININ FÜGOİD MODUNUN DAYANIKLI KONTROLÜ

Fügoid modu için dayanıklı kontrolör tasarımı (3.8)'de verilen boylamsal harekete ait durum uzayı modeli kullanılır. Fügoid moda ait belirsizlik parametreleri $q_1, q_2, q_3, q_4, q_5, q_6, q_7, q_8$ ve q_9 'dur. Bu belirsizlik parametrelerinin köşe noktaları için (minimum ve maksimum) fügoid modun öz değer dağılımı Şekil 5'de verilmiştir. Belirsizlik parametrelerinin bazı değerleri için öz değerlerin kararsız olduğu görülür. Sistemin fügoid moduna ait durum değişkenleri yunuslama açısı ve uçak hızıdır. Tasarımda; bölüm 4'de bulunan geri besleme katsayılarının, sistemin kısa periyot modunun öz değerlerini istenilen bölgeye attığı kabul edilir. Bu şartlar altında geri besleme kazanç katsayısı (5.1)'de olduğu gibi alınmıştır.

$$K = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.724 & -0.275 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

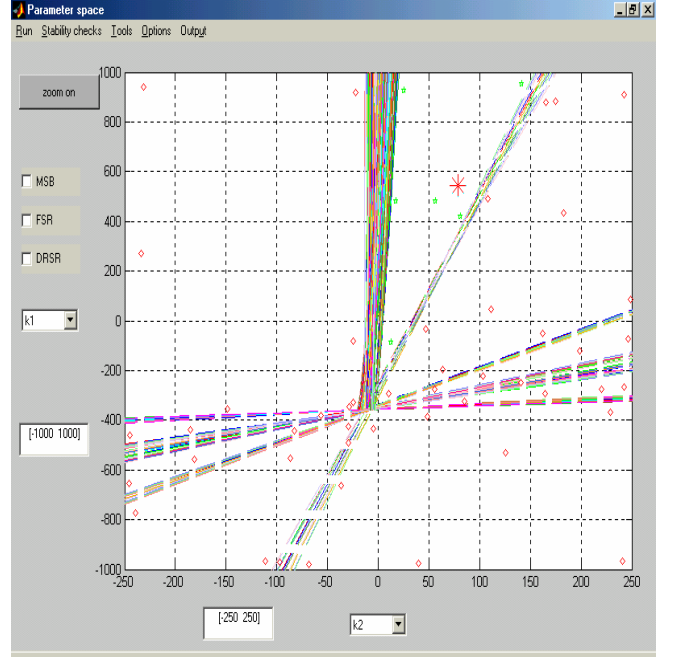


Şekil 5. Fügoid moduna ait kontrolörsüz öz değer dağılımı

Fügoid moduna ait sönüm oranının; MIL-F-8785C kriterlerine göre $\zeta \geq 0.04$ şartını sağlaması gereklidir (Lewis ve Stevens, 1992, MIL-F-8785C, 1980). Fügoid mod sönüm oranının belirsizlik parametrelerinin etkisi ile [0.000017, 1] değerleri arasında değiştiği ve istenilen kriteri sağlamadığı görülür.

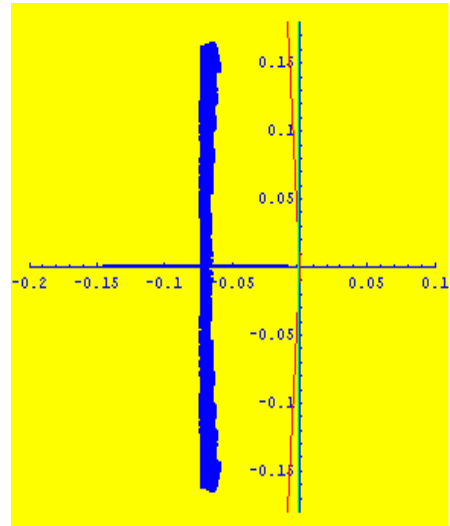
Tasarım için PARADISE programına girilen veriler F16 uçağının boylamsal hareketi dinamikleri, moda ait belirsizlik vektörlerini, parametre olarak kontrolör katsayılarını, giriş olarak -1 derecelik irtifa dümeni açısı komutu ile 2000 pound'luk motor itki komutu girişini ve çıkış birimini kapsar. (Doğancı, 2003)

PARADISE programına, fügoid modun sağlaması gereken Γ kararlılık şartı olarak sönüm oranı alt sınırı 0.05 ve reel bileşen sınırı -0.001 olarak girilmiştir. Şekil 5'de sönüm oranı alt sınırı kırmızı renk ile, reel bileşen sınırı yeşil renk ile gösterilmiştir. Tasarım sonucu elde edilen kontrolör parametre uzayı Şekil 6'da olduğu gibi elde edilir.

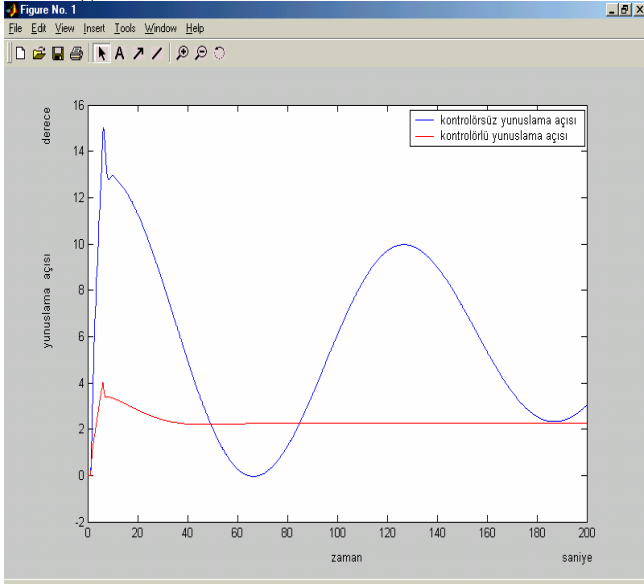


Şekil 6. Fügoid moda ait kontrolör parametre uzayı

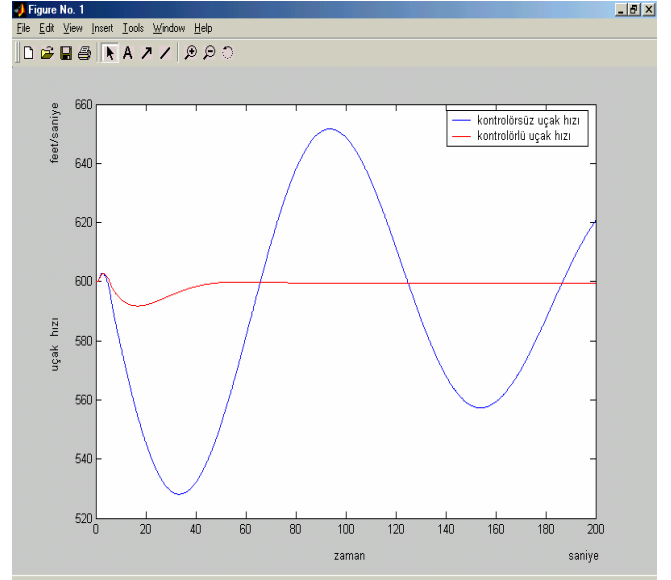
Fügoid mod için kazanç katsayıları olarak (k_1, k_2) kararlılık düzleminde kırmızı yıldız ile gösterilen $k_1 = 544.05$, $k_2 = 78.9$ noktaları alınmıştır. Bu noktalar sadece belirsizlik katsayılarının minimum ve maksimum noktaları için hesaplanmıştır. Bu nedenle katsayıların tüm belirsizlik parametrelerinin değişimlerine rağmen sistemi dayanıklı kararlı kılıp kılmadıkları, belirsizlik parametrelerinin oluşturdukları kararlılık düzlemlerine tek tek kararlılık analizi yapılarak (toplam 36 adet) kontrol edilmiş ve (k_1, k_2) değerlerinin sistemi tüm çalışma koşullarında Γ kararlı kıldığı görülmüştür (Doğancı, 2003). Sistemin kapalı çevrim öz değer dağılımı Şekil 7'de olduğu gibi elde edilmiştir. Kontrolörlü sistem ve kontrolörsüz sistem yunuslama açısı çıkışı Şekil 8'de, uçak hızı çıkışı Şekil 9'da, hücum açısı çıkışı Şekil 10'da, yunuslama açısı hızı çıkışı Şekil 11'de ve irtifa dümeni sapma hareketi Şekil 12'de verilmiştir. Mavi renk ile gösterilen kontrolörsüz sistem çıkışı, kırmızı renk ile gösterilen kontrolörlü sistem kapalı çevrim sistem çıkışıdır.



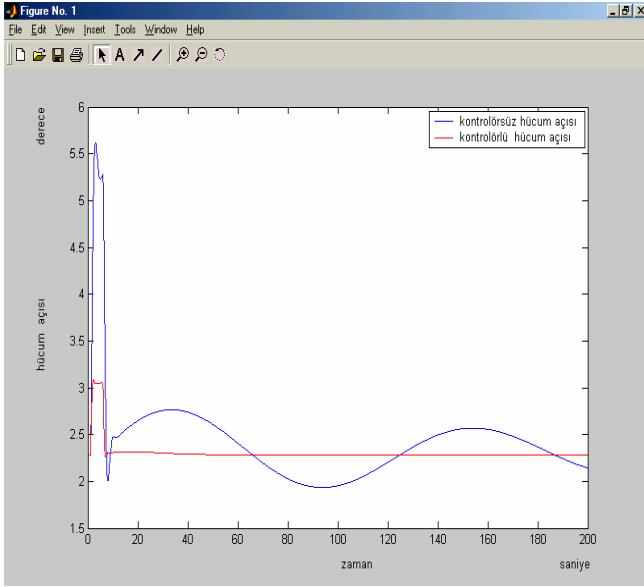
Şekil 7. Fügoid moduna ait kontrolörlü sistem öz değer dağılımı



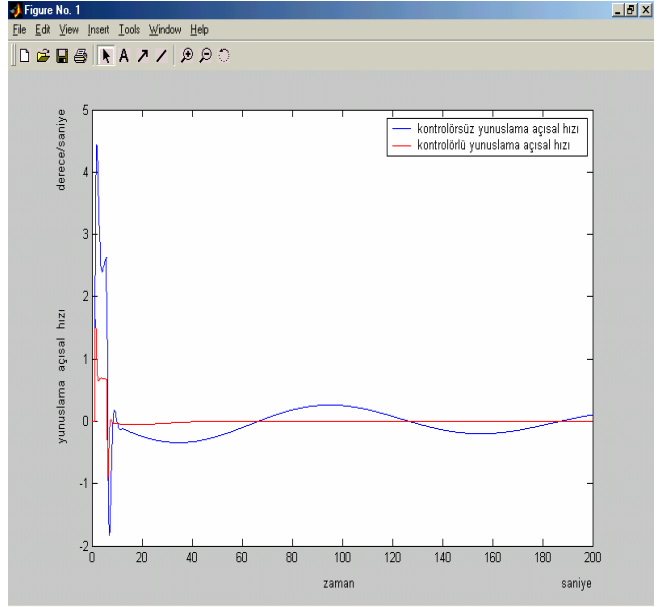
Şekil 8. Boylamsal hareket yönüşleme açısı sistem çıkışı



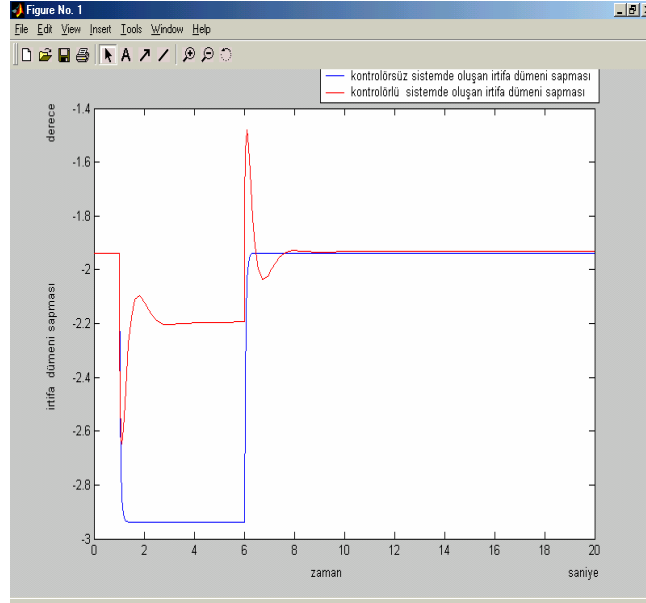
Şekil 9. Boylamsal hareket uçak hızı çıkışı



Şekil 10. Boylamsal hareket hücum açısı sistem çıkışı



Şekil 11. Boylamsal hareket yönüşleme açısı hızı sistem çıkışı

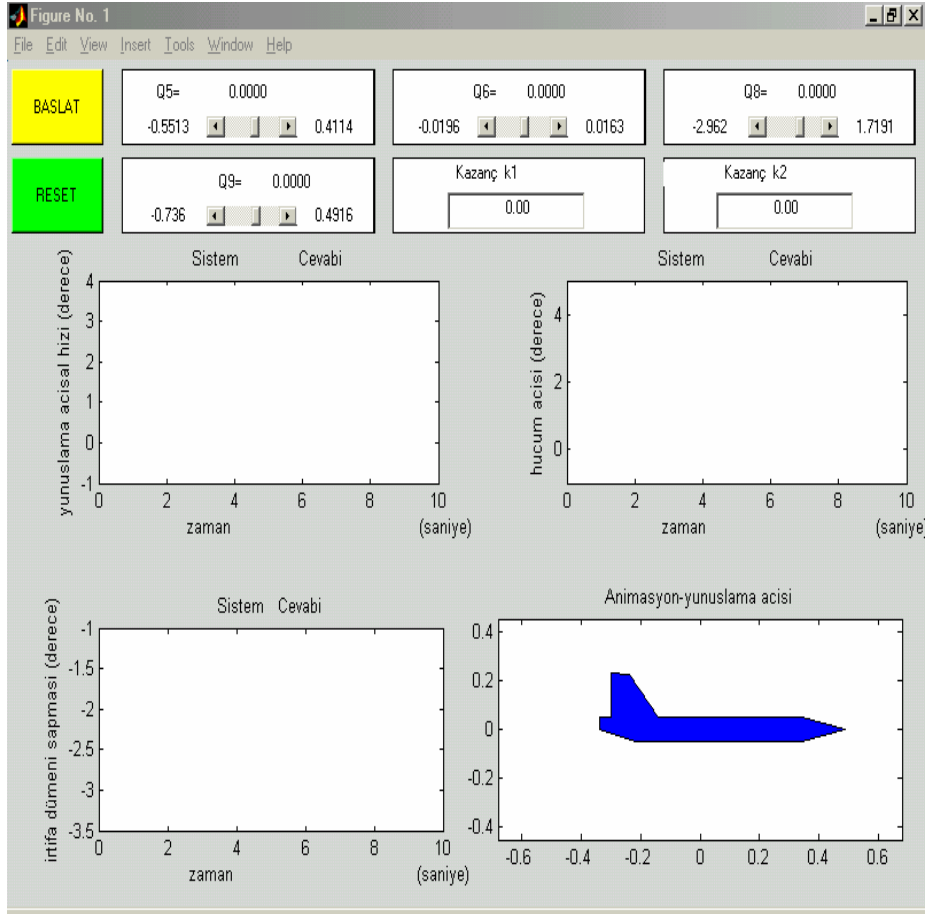


Şekil 12. Boylamsal hareket esnasında oluşan irtifa dümeni sapması

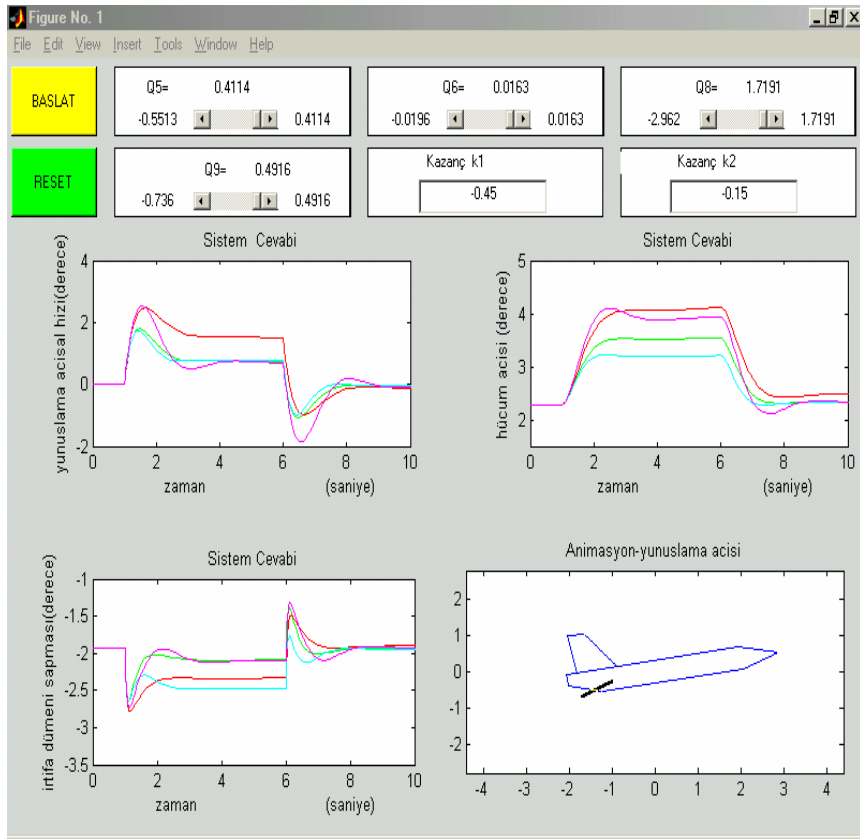
6. MATLAB SİMULASYONU

Belirsizlik parametrelerinin sistem çıkışına etkisini göstermek amacı ile MATLAB’de (Dabney ve Harman, 1988) basit bir toolbox programı hazırlanmıştır. Hazırlanan programda kullanıcı ara birimi yardımı ile sisteme ait belirsizlikler ve kontrolör katsayıları programa girilerek sistem çıkışları çizdirilmektedir. Bu çalışmada sistem olarak F16 uçağının boylamsal hareketine ait kısa periyot modu alınmıştır (Şekil 13). 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. Böylece tasarım için kabul edilen uçuş zarfının herhangi bir noktasındaki uçuş koşulları simüle edilmiş olur. 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 hücum açısı, yunuslama açısı hızı ve irtifa dümeni sapmasına ait çıkış değerleri grafik olarak çizdirilir. Bu işlem belirsizlik parametreleri-

nin ve kazanç katsayılarının farklı değerleri için yapılarak; çıkış değerleri farklı renklere çizdirilebilir (Şekil 14). Böylece belirsizlik parametrelerinin ve kazanç katsayılarının kapalı çevrim sistem çıkışlarına etkisi kolayca görülebilir. Hangi belirsizlik parametresinin veya kazanç katsayısının sistemin hangi çıkışını nasıl etkilediğinin görülebilmesi tasarım için faydalı olacaktır. Ayrıca toolbox’da uçağın yunuslama açısı ile orantılı olarak değişen bir de animasyon bulunmaktadır. Bu animasyonda kullanılan uçağa ait çizim ve hareket işlemi Anonim 3 referansından faydalanılarak gerçekleştirilmiştir.



Şekil 13. Hazırlanan toolbox'ın kullanıcı arabirimi



Şekil 14. Kapalı çevrim sistem çıkışlarının belirsizlik parametrelerinin ve kontrolör katsayılarının farklı değerleri için çizdirilmesi

7. SONUÇ

Bu çalışmada, 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, lineer olmayan uçuş denklemleri F16Sim programı kullanılarak uçağın dönüş hareketi için 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 yükseklik, 600 feet/saniye hız 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 parametrelerinin etkilerine karşın sistemin dayanıklılığını arttırdığı görülmüştür.

KAYNAKÇA

- Ackermann, J. (2002). *Robust Control: The Parameter Space Approach*. Springer, London.
- Anonim 1: <http://www.robotic.dlr.de/control/paradise>.
- Anonim 2: http://www.aem.umn.edu/people/faculty/balas/darpa_sec/SEC.Software.html
- Anonim 3: <http://www.wolfman.eos.uoguelph.ca/~jzelek/matlab/ctms/gui/pitch/pitchgui.htm>
- Dabney, B. J. and Harman, L. T. (1988). *Mastering Simulink 2*. Prentice HallNewJersey.
- Doğancı, A. (2003). F16 Uçağının Boylamsal Hareketinin Dayanıklı Kontrolü. *Yüksek Lisan Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- Frazer, R. A. and Duncan, W. J. (1929). On the criteria for the stability of small motions. *Proceedings of Royal Society* 124, 642-654
- Kuo, C. B. Çeviren; Bir, A.1999. *Otomatik Kontrol Sistemleri*. Literatür, İstanbul
- Lewis, L. F. and Stevens L. B. (1992). *Aircraft Control and Simulation*. John Wiley&Sons, Newyork.
- Siene, W. Bunte, T. and Ackermann Jürgen. *Robust Control Goes PARADISE*. German Aerospace Research Center, www.robotic.de/control/publications/1996/sie96.pdf
- MIL-F-8785C. 1980. *Flying Qualities of Piloted Airplanes, Military Specification*