

**KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ**  
**MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ**  
**ELEKTRONİK VE HABERLEŞME MÜHENDİSLİĞİ**

**UÇAK YÜKSEKLİK KONTROLÜ**

**MÜHENDİSLİK TASARIMI 2 PROJE RAPORU**

**180207004 AHMET ALTAY**

## İÇİNDEKİLER

İÇİNDEKİLER .....	1
1. TANITIM .....	2
2. SİSTEM .....	3
2.1 Sistemin Modellenmesi .....	3
2.1.1 Sistem Denklemleri .....	3
2.1.2 Transfer Fonksiyonu .....	4
2.1.3 Tasarım Gereksinimleri .....	5
2.2 Sistemin Analizi .....	5
2.2.1 Açık Çevrim Cevabı .....	5
2.2.2 Kapalı Çevrim Cevabı .....	6
3. KONTROLÖR .....	7
3.1 PID Kontrolör Tasarımı .....	7
4. SIMULINK .....	11
4.1 Modelleme .....	11
4.1.1 Açık ve Kapalı Çevrim Cevabı .....	11
4.2 Kontrolör .....	13
5. SONUÇ .....	16
KAYNAKÇA .....	17

## 1. TANITIM

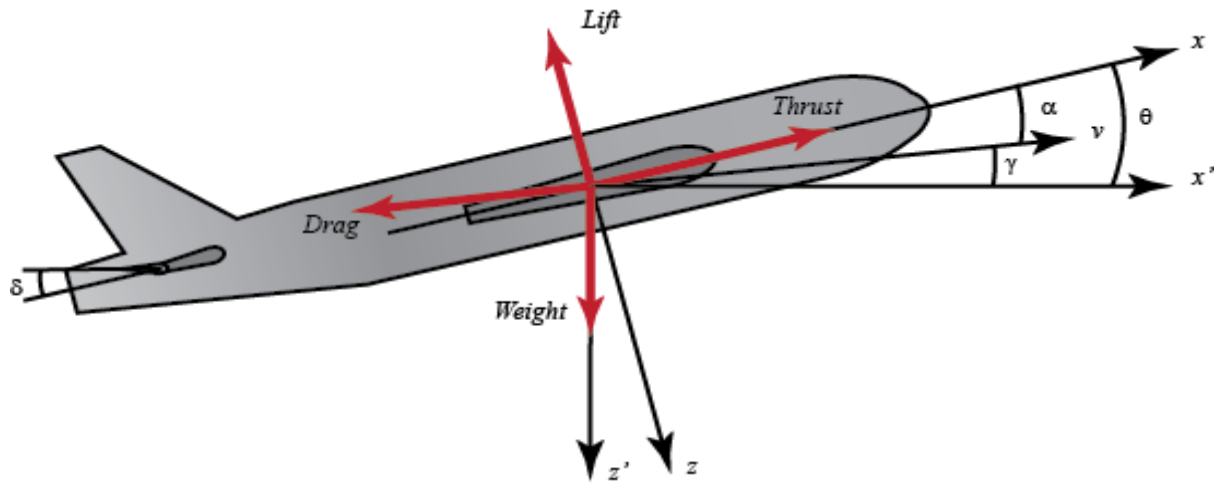
Kontrol teorisinde, bir durum gözlemcisi, giriş ve çıkış sisteminin gerçek zamanlı olarak ölçülmesinden başlayarak, gerçek sistemin sunulan iç durumunun bir tahminini sağlayan bir sistemdir. Durum tahmini hakkında bilgi, kontrol sistemi ile ilgili problemleri çözmek için gereklidir. Çoğu pratik durumda, fiziksel durum doğrudan gözlemle belirlenemez. Aksine, iç durumdan dolaylı etki, çıkış sistemi aracılığıyla gözlemlenebilir. Mevcut uçak, uçaktaki bazı alt sistemleri görüntülemek ve kontrol etmek için otomatik bir kontrol sistemi ile tasarlanmıştır. Otomatik kontrol sisteminin geliştirilmesi, uçak hareket kontrolünde önemli bir role sahiptir. Uçağın hareketini kontrol etmek için 6 doğrusal olmayan denklem vardır. Pitch, uçağın burnundan yukarı veya aşağı inmek için yapılan uçak hareketlerinden biridir. Pitch, uçağın kuyruğundaki kaldırıcı ile kontrol edilebilir. Bu projenin amacı, uçağı her zaman konum ayar noktasında tutmak için x ekseninin eğimini veya eğimini kontrol eden bir kontrol sistemi tasarlamaktır.

## 2. SİSTEM

### 2.1 Sistemin Modellenmesi

Bir uçağın hareketini yöneten denklemler, 6 doğrusal olmayan birleştirilmiş diferansiyel denklemden oluşan çok karmaşık bir settir. Ancak belirli varsayımlar altında, bunlar ayrıştırılabilir ve boyuna ve yanal denklemlere doğrusallaştırılabilirler. Uçak eğimi, boylamasal dinamikler tarafından yönetilir. Bu örnekte, bir uçağın eğimini kontrol eden bir otomatik pilot tasarlayacağız.

Uçağa etki eden temel koordinat eksenleri ve kuvvetler aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 1: Pitch Açısı Durumunda Uçağın Uçuşu

#### 2.1.1 Sistem Denklemleri

Uçağın sabit irtifa ve sabit hız ile seyirde olduğu varsayılmıştır. Böylece itme, sürüklenme, ağırlık ve kaldırma kuvvetleri x ve y eksenlerinde birbirini dengelemiştir. Ayrıca pitch açısındaki bir değişikliğin hiçbir koşulda uçağın hızını değiştirmeyeceği varsayılmıştır. Bu varsayımlara göre uçağın boyuna hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\dot{\alpha} = \mu\Omega\sigma \left[ -(C_L + C_D)\alpha + \frac{1}{(\mu - C_L)}q - (C_w \sin \gamma)\theta + C_L \right] \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{\mu\Omega}{2I_{yy}} \left[ [C_M - \eta(C_L + C_D)]\alpha + [C_m + \sigma C_M(1 - \mu C_L)]q + (\eta C_w \sin \gamma)\delta \right]$$

$$\dot{\theta} = \Omega q \quad (2)$$

Bu sistem için giriş, kaldırma sapma açısı  $\delta$  ve çıkış ise uçağın pitch açısı  $\theta$  olmuştur.

### 2.1.2 Transfer Fonksiyonu

(1) ve (2) numaralı denklemleri basitleştirmek için Boeing'in ticari uçaklarından birinin verilerinden bazı sayısal değerler girilmiştir.

$$\dot{\alpha} = -0.313\alpha + 56.7q + 0.232\delta \quad (3)$$

$$\dot{q} = -0.0139\alpha - 0.426q + 0.0203\delta \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = 56.7q \quad (5)$$

Yukarıdaki sistemin transfer fonksiyonunu bulmak için (3), (4) ve (5) denklemlerinin Laplace dönüşümü alınması gerekmektedir. Laplace dönüşümü alınan denklemler aşağıdaki gibidir elde edilmiştir.

$$sA(s) - \alpha(0) = -0.313A(s) + 56.7Q(s) + 0.232\Delta(s)$$

$$sQ(s) - q(0) = -0.0139A(s) - 0.426Q(s) + 0.0203\Delta(s)$$

$$s\theta(s) - \theta(0) = 56.7Q(s)$$

Başlangıç koşulları 0 olarak kabul edildiğinden elde edilen denklemler aşağıdaki gibi olmuştur.

$$sA(s) = -0.313A(s) + 56.7Q(s) + 0.232\Delta(s) \quad (6)$$

$$sQ(s) = -0.0139A(s) - 0.426Q(s) + 0.0203\Delta(s) \quad (7)$$

$$s\theta(s) = 56.7Q(s) \quad (8)$$

(8) denklemi, (6) ve (7) denklemlerine yerleştirilirse yeni denklemlerimiz aşağıdaki şekilde elde edilmiştir.

$$sA(s) = -0.313A(s) + s\theta(s) + 0.232\Delta(s) \quad (9)$$

$$0.0176s^2\theta(s) = -0.0139A(s) - 0.00751s\theta(s) + 0.0203\Delta(s) \quad (10)$$

(10) denkleminde A(s)'i yalnız bırakıp (9) denklemine yazarsak yeni denklemimiz aşağıdaki şekilde olmuştur.

$$(-1.268s^3 - 0.936s^2 - 1.169s)\theta(s) = (-1.46s - 0.215)0.232\Delta(s) \quad (11)$$

Yukarıdaki denklem düzenlenip kesin düzgün ve tekil(monic) şekle getirilen transfer fonksiyonumuz aşağıdaki gibi elde edilmiştir.

$$\frac{\theta(s)}{\Delta(s)} = \frac{1.151s + 0.1774}{s^3 + 0.739s^2 + 0.921s}$$

### 2.1.3 Tasarım Gereksinimleri

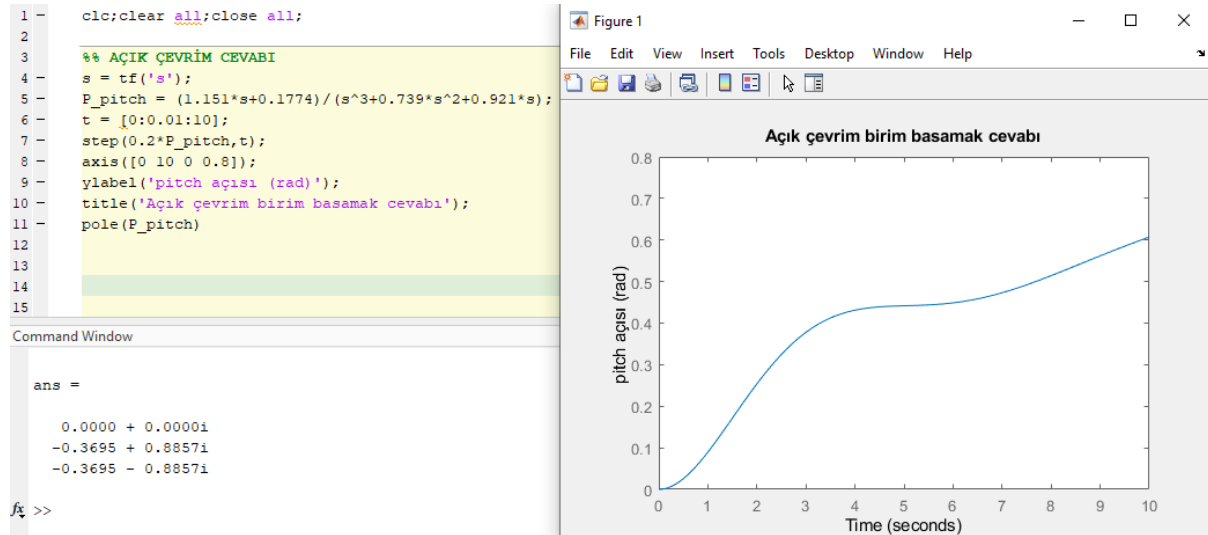
Bu adımda aşağıdaki adımları gerçekleştirmek için kontrolör tasarlanması amaçlanmıştır.

- %10'dan daha az aşma
- Yükselme süresi 2 saniyeden az
- Yerleşme süresi 10 saniyeden az
- Kararlı durum hatası %2'den daha az

## 2.2 Sistemin Analizi

### 2.2.1 Açık Çevrim Cevabı

MATLAB programında m dosyası oluşturulup transfer fonksiyonumuz tanımlanmıştır. Zaman aralığı 0-10 saniye olarak belirlenmiştir ve 0.01 saniye olarak artış ile ilerlemesi istenilmiştir. 0.2 radyan bir kaldırma açısı girişini temsil edecek şekilde transfer fonksiyonu ölçeklendirilip birim basamak fonksiyonuna vereceği cevap ile açık çevrim cevabına ait grafik elde edilmiştir.



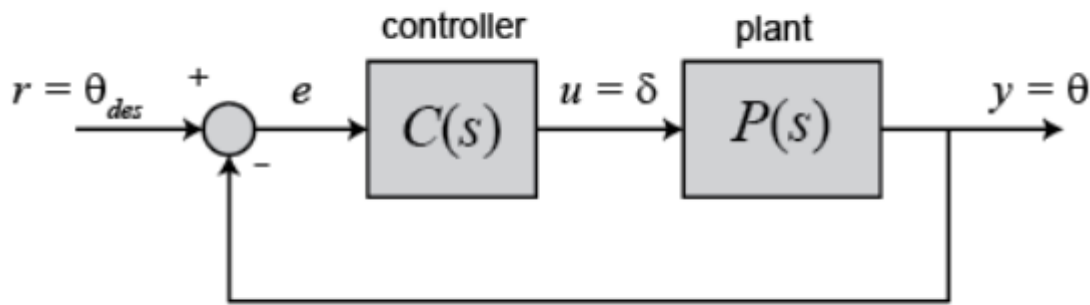
Şekil 2: Açık Çevrim Cevabı

Yukarıdaki grafikte de görüleceği üzere açık çevrim cevabı tasarım kriterlerini karşılamamıştır. Sistemin kararlılığına bakmak için *pole()* fonksiyonunu kullanarak transfer fonksiyonunun kutupları incelenmiştir. Görüldüğü üzere 2 kutup s-düzleminde açık sol yarı

düzlemde gözlemlenmiştir. 1 kutup da imajinel ekseninde tek katlı olarak gözlemlenmiştir. Açık çevrim cevabına bakıldığında sistemin sonlu bir değere oturmadığı, bunun aksine sonsuza doğru gittiği gözlemlenmiştir. Sistem şu anki haliyle kararsızdır. Bizim amacımız sistemi bu kararsız durumdan kontrolör tasarlayarak kurtarmak.

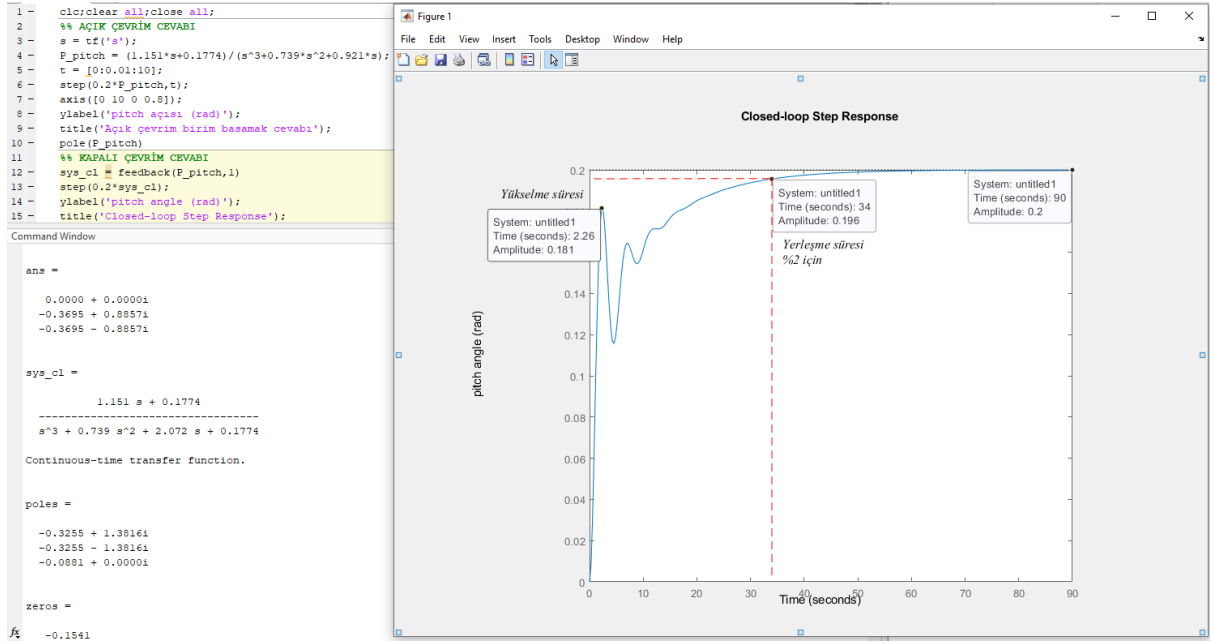
### 2.2.2 Kapalı Çevrim Cevabı

Sistemi stabilize etmek ve sonunda belirli tasarım gereksinimlerimizi karşılamak için bir geri besleme denetleyicisi ekleyeceğiz. Aşağıdaki şekil, kullanacağımız kontrol mimarisini göstermektedir.



Şekil 3: Kontrolör Sistemi Blok Diyagramı

Kontrolör kısmı daha sonra tasarlanacağı için bu kapalı çevrim cevabı için  $C(s) = 0$  olarak alınmıştır. Geri beslemeli bağlantıyı MATLAB’de tanımlamak için *feedback()* fonksiyonu kullanılmıştır. Parametre olarak transfer fonksiyonumuz olan  $P_{pitch}$  ve diğer parametre olarak geri besleme bağlantısında olan sistem olarak 1 seçilmiştir. Adım açısı referansı 0.2 radyan (11 derece) bir adım seçilip modellemek için ölçeklendirilmiştir. Ortaya çıkan çevrim cevabının karakteri, sistemin karamsar özelliklerine benzer şekilde, sistemin transfer fonksiyonunun kutuplarının ve sıfırlarının konumu ile gösterilir. Oluşturulan sistemin kapalı çevrim cevabı aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 4: Kapalı Çevrim Cevabı

Kararlı durum hatası sıfıra sürülür ve yükselme zamanı ve yerleşme zamanı (%2 için) gereksinimleri karşılanmamasına rağmen (yükselme süresi 2 saniyeden, yerleşme süresi 10 saniyeden az olmalı) cevapta herhangi bir aşma yoktur. Belli bir süreden sonra genlik sabitlenmiştir.

### 3. KONTROLÖR

Tasarım gereksinimleri bu bölüme kadar karşılanamamıştır. Bu gereksinimleri karşılamak için bir kontrolör tasarımı gerekmektedir. Bu kontrolör tasarımı PID kullanılarak karşılanmıştır.

#### 3.1 PID Kontrolör Tasarımı

Şekil 3'teki blok diyagramından yola çıkarak sistemin kontrol girişine eşit olan bir PID kontrolörün çıkışı, geri besleme hatası zaman domaininde aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de}{dt} \quad (12)$$

İlk olarak, Şekil 1'de gösterilen şemayı kullanarak bir kapalı çevrim sistemde PID kontrolörünün nasıl çalıştığına bir göz atalım. ( $e$ ) değişkeni, izleme hatasını, istenen çıktı ( $r$ ) ile gerçek çıktı ( $y$ ) arasındaki farkı temsil eder. Bu hata sinyali ( $e$ ) PID kontrolörüne beslenir ve kontrolör bu hata sinyalinin zamana göre hem türevini hem de integralini hesaplar. Sisteme giden kontrol sinyali ( $u$ ), orantılı kazanç ( $K_p$ ), çarpı hatanın büyüklüğü, artı integral kazancı ( $K_i$ ), çarpı hatanın integrali, artı türev kazancı ( $K_d$ ), çarpı hatanın türevine eşittir.

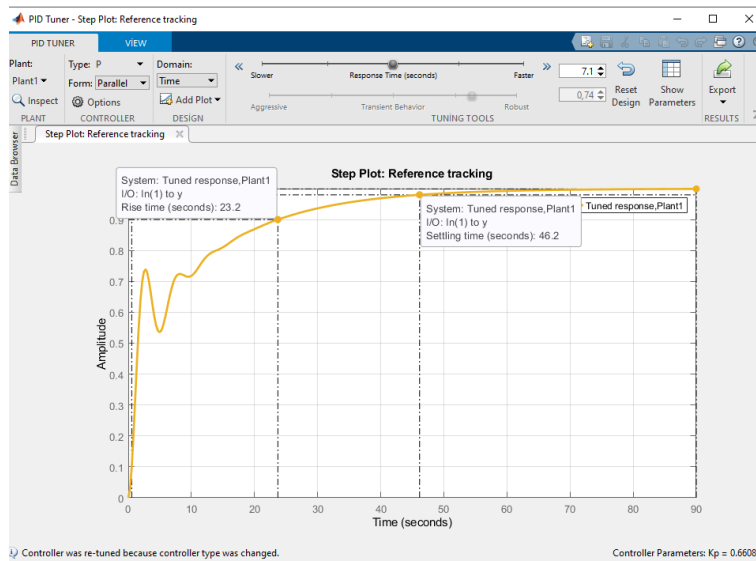


Bu kontrol sinyali ( $u$ ) tesise beslenir ve yeni çıkış ( $y$ ) elde edilir. Yeni çıkış ( $y$ ) daha sonra geri beslenir ve yeni hata sinyalini ( $e$ ) bulmak için referansla karşılaştırılır. Kontrolör bu yeni hata sinyalini alır ve kontrol girişinin bir güncellemesini hesaplar. Bu işlem, kontrolör devredeyken devam eder.

Bir PID kontrolörün transfer fonksiyonu Denklem (1)'in Laplace dönüşümü alınarak bulunur.

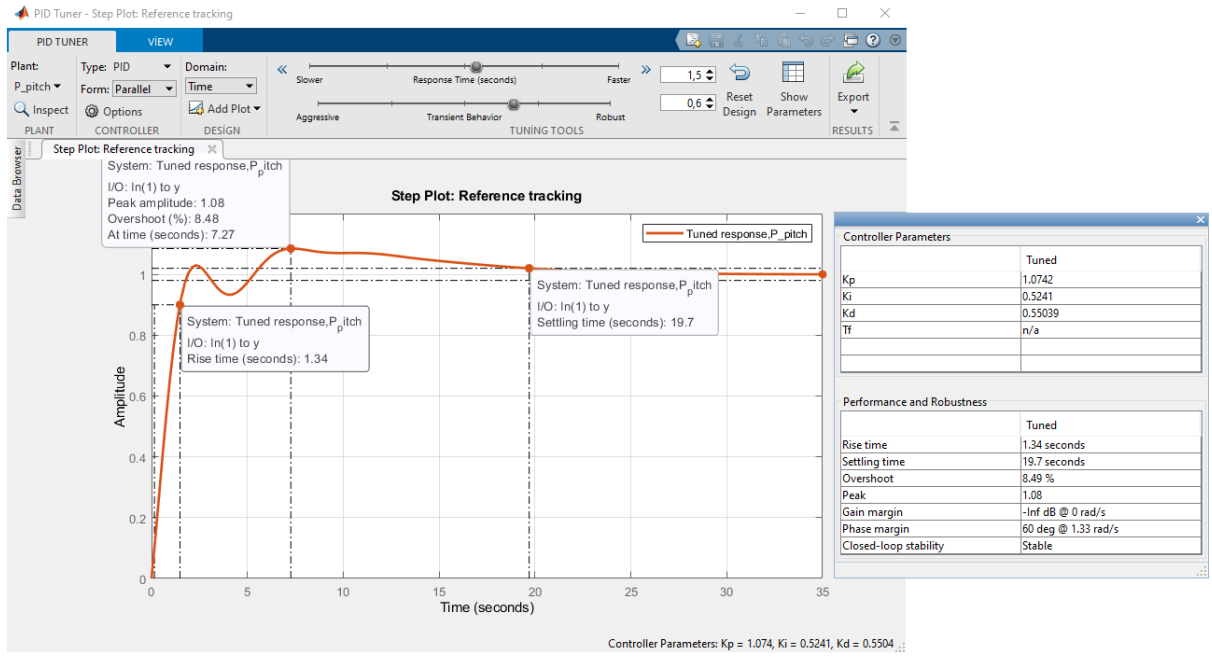
$$K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s} \quad (13)$$

PID kontrolörünü tasarlamak için MATLAB APPS içindeki PID Tuner kullanılarak içindeki otomatik ayar özelliklerinden yararlanılmıştır. Açıldığında boş ekran gözükür. Plant kısmından transfer fonksiyonumuzun içe aktarılması gerekmektedir. İçe aktarma işleminden sonra karşımıza aşağıdaki gibi bir ekran gelmektedir. Karşımıza fonksiyonumuzun şu anki kapalı çevrim cevabı çıkmıştır.



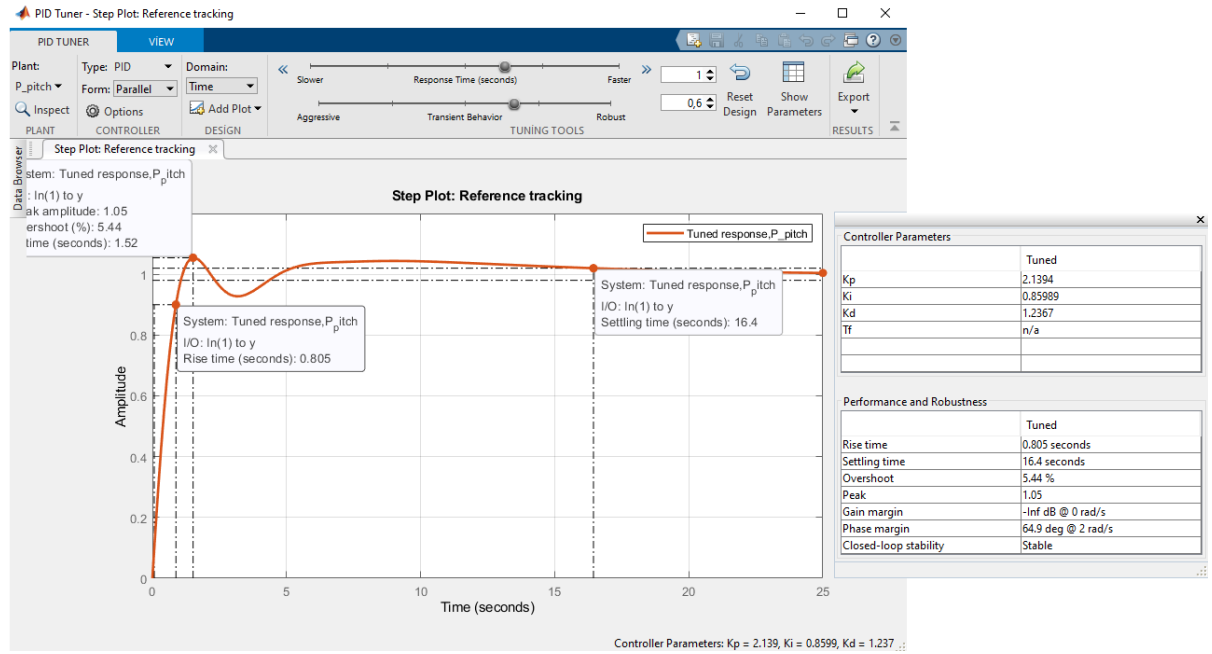
Şekil 5: PID Tuner Kapalı Çevrim Cevabı

PID kontrolör tasarlanacağından dolayı PID Tuner sekmesinden Type olarak PID seçilmiştir. Kontrolör tasarlamak için Response Time ve Transient Behavior kısımları ile çeşitli ayarlar yapılması gerekmektedir. Öncelikle kullanılan kaynakta [2] önerilen değerlere yakın değerler girildiğinde aşağıdaki gibi bir çıktı elde edilmektedir ( $K_d = 0.55039$ ,  $K_p = 1.0742$ ,  $K_i = 0.5241$ ).

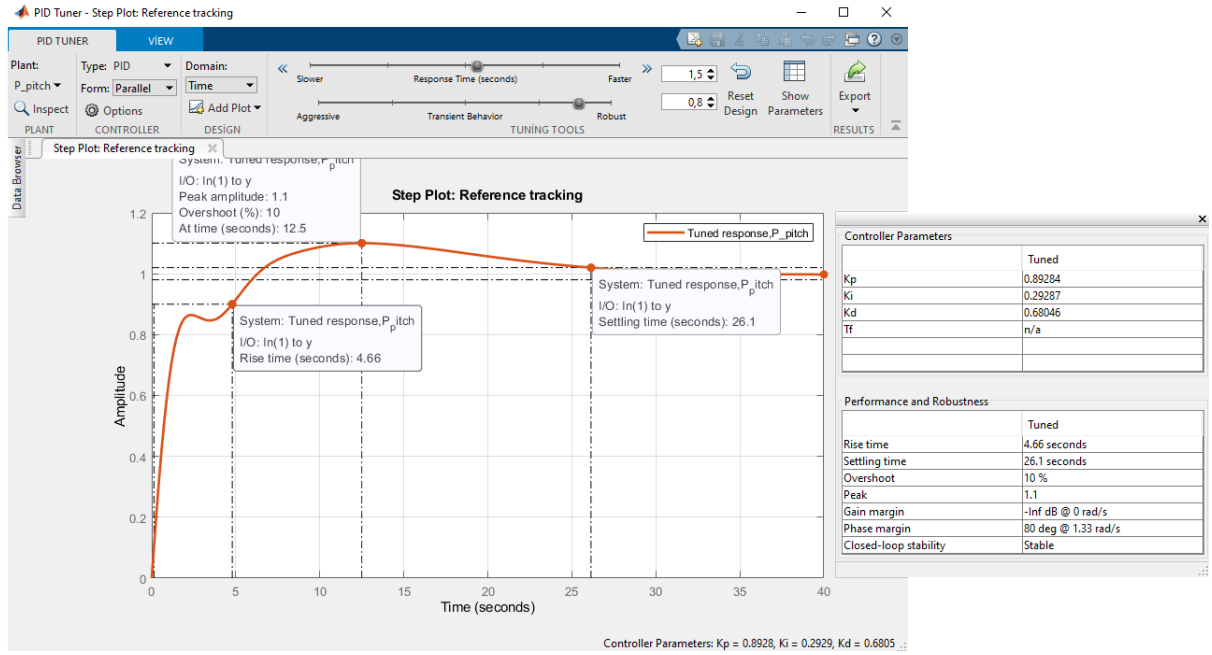


Şekil 6: PID Kontrolörü Referans Değerleri Cevabı

Response Time kısmını azaltmak yanıtın daha hızlı hale gelmesine, Transient Behavior kısmını arttırmanın ise salınımı azaltmaya yardımcı olduğu gözlemlenmiştir. Çıktıları Şekil 7 ve Şekil 8’de gösterilmiştir.

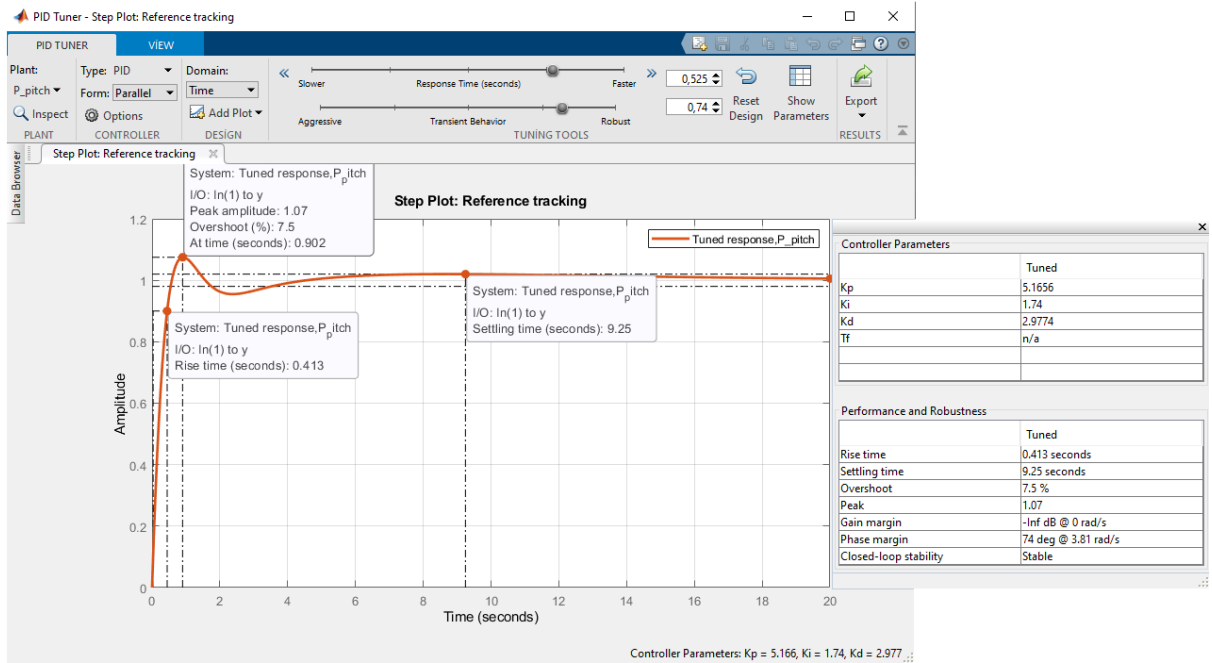


Şekil 7: Response Time Değerinin Azaltılması Sonucu Çevrim Cevabı



Şekil 8: Transient Behavior Arttırma Sonucu Çevrim Cevabı

Bu işlemlerden sonra  $K_d = 2.98$ ,  $K_p = 5.1852$ ,  $K_i = 1.74$  değerlerinin tasarım gereksinimlerindeki koşulları karşıladığı gözlemlenmiştir. Verilen değerler ile alınan çıktı Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 9: Tasarım Gereksinimleri Karşıl原因 Kontrolör Cevabı

Sonuç olarak tasarım gereksinimleri belirtilen şekilde karşılanmıştır.

- Aşma = %7.5 < %10
- Yükselme zamanı = 0.413 saniye < 2 saniye
- Yerleşme zamanı = 9.25 saniye < 10 saniye
- Kararlı durum hatası = %0 < %2

#### 4. SIMULINK

Bu bölümde, örnekte daha önce tasarlanan durum geri bildirim kontrolörü ile doğrusallaştırılmış uçak modelini simüle edilmiştir. Doğrusallaştırılmış durum-uzay modelini özel olarak kullanılmıştır.

##### 4.1 Modelleme

(3), (4) ve (5) modelleme denklemlerini matris formunda durum uzay modeli için aşağıdaki gibi yazılmıştır.

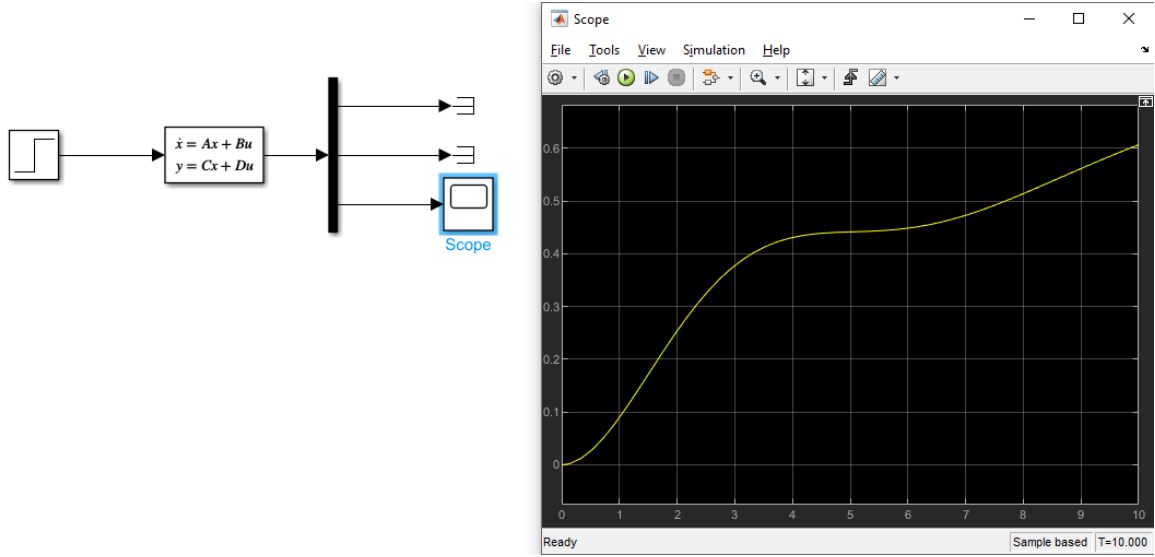
$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.313 & 56.7 & 0 \\ -0.0139 & -0.426 & 0 \\ 0 & 56.7 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.232 \\ 0.0203 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta] \quad (14)$$

Çıktımız pitch açısı olduğundan çıktı denklemi aşağıdaki gibi olmuştur.

$$y = [0 \ 0 \ 1] \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

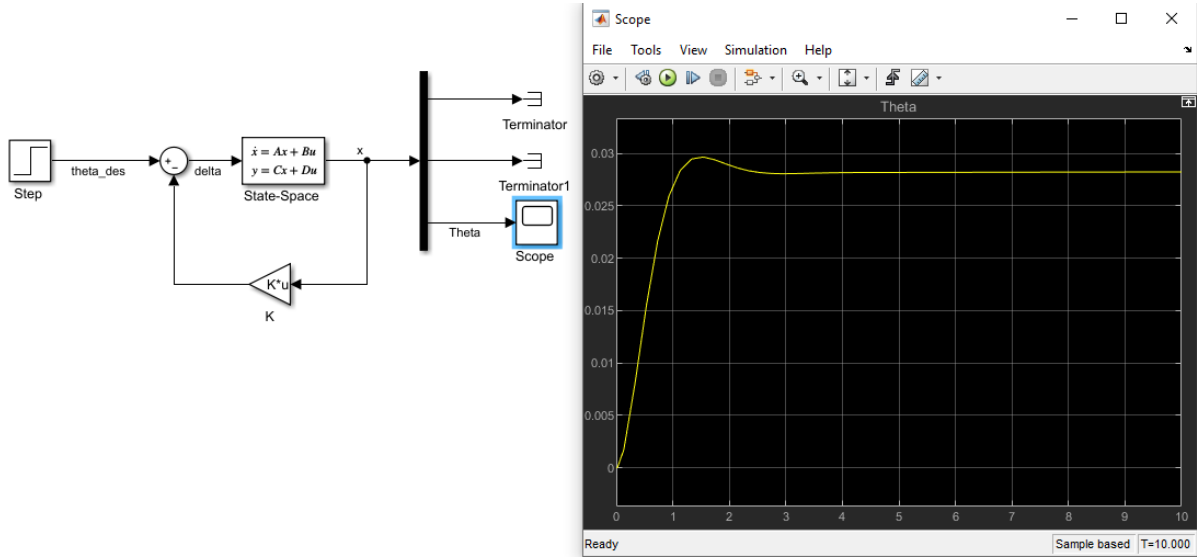
##### 4.1.1 Açık ve Kapalı Çevrim Cevabı

Önceki başlıkta oluşturduğumuz denklemler genel lineer durum uzay formuyla eşleştikten sonra SIMULINK’de *Step*, *Demux*, *Scope* ve *Terminator* blokları kullanarak sistem açık çevrim cevabı için simüle edilmiştir. Elde edilen çıktılar Şekil 10’da gösterilmiştir.



Şekil 10: SIMULINK Açık Çevrim Cevabı

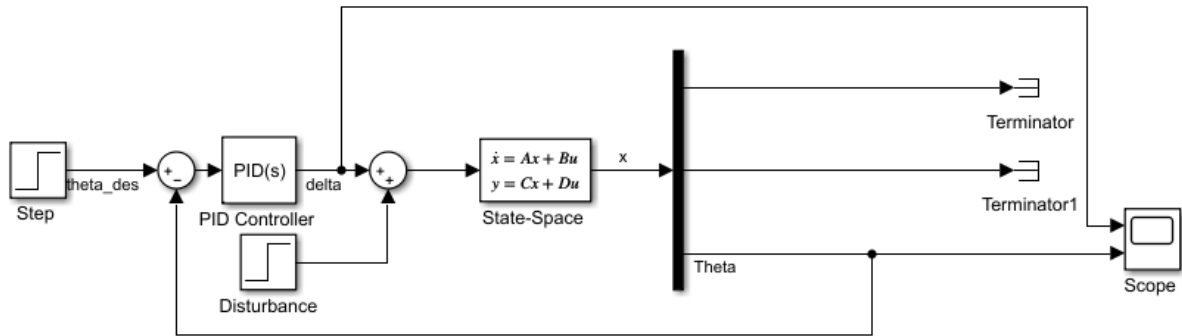
Açık çevrimde cevabında kararsız bir yanıt gördükten sonra kapalı çevrimle yanıtı kararlı hale getirmemiz gerekmektedir. Bunun için durum geri bildiriminde kullanılan K kazancını bu sisteme dahil etmemiz gerekmektedir.  $K = [-0.6435 \ 169.6950 \ 7.0711]$  örnek alınmıştır. Açık çevrimde kullanılan blok diyagramına *Gain* ve *Sum* blokları eklenerek bir kapalı çevrim oluşturulmuştur. *Scope* görüntüsü Şekil 11’ de gösterilmiştir.



Şekil 11: SIMULINK Kapalı Çevrim Cevabı

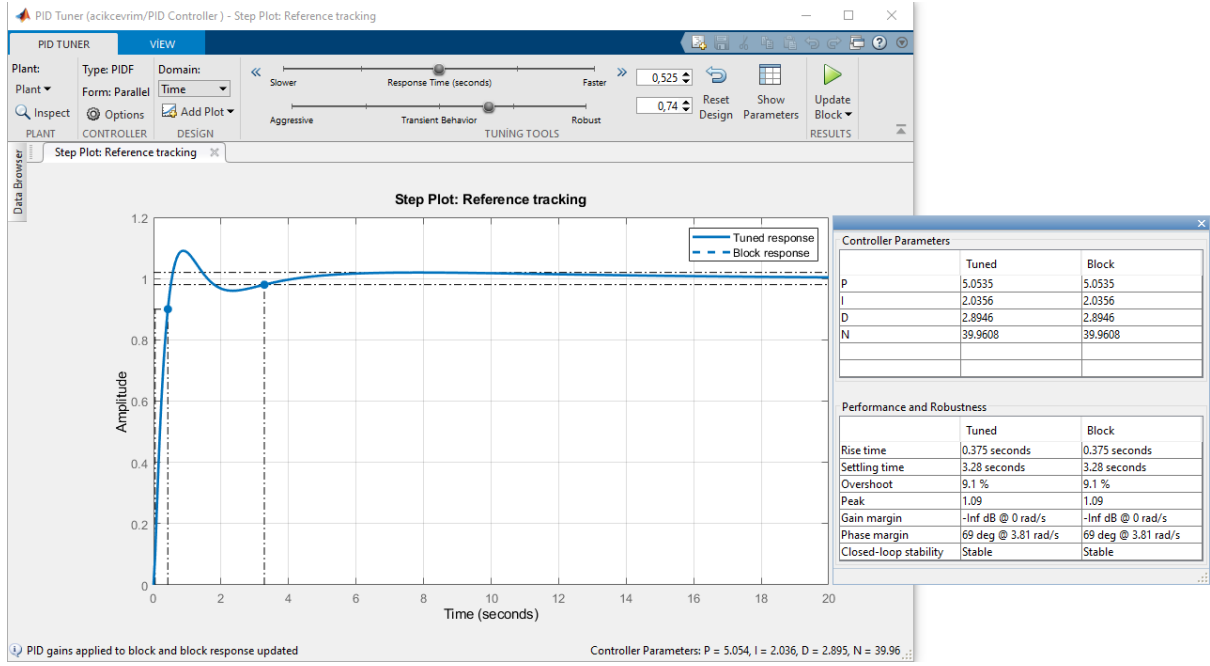
## 4.2 Kontrolör

Bu diyagramda tasarım gereksinimlerini karşılamak için PID kontrolör metodu tercih edilmiştir. Bunun için de modele *PID Controller* bloğu eklenmiştir. *Gain* bloğu ise kaldırılmıştır. Ayrıca sisteme tekrar bir *Step* bloğu eklenerek bozulma sağlanmıştır. Bunun sebebi modeldeki hata veya bozulmaların kompensatör tarafından düzeltilip düzeltilmediğini kontrol etmektir. Eklenen bloklar sonrası diyagram Şekil 12'deki gibi gözükmektedir.

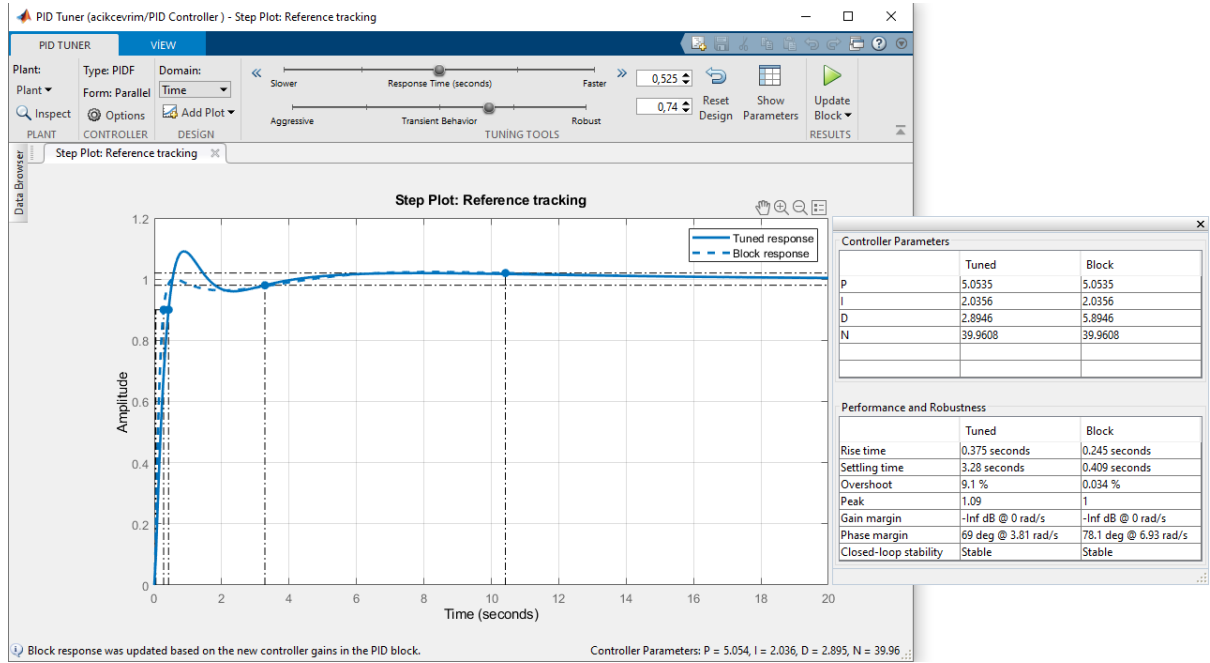


Şekil 12: SIMULINK PID Kontrolör Blok Diyagramı

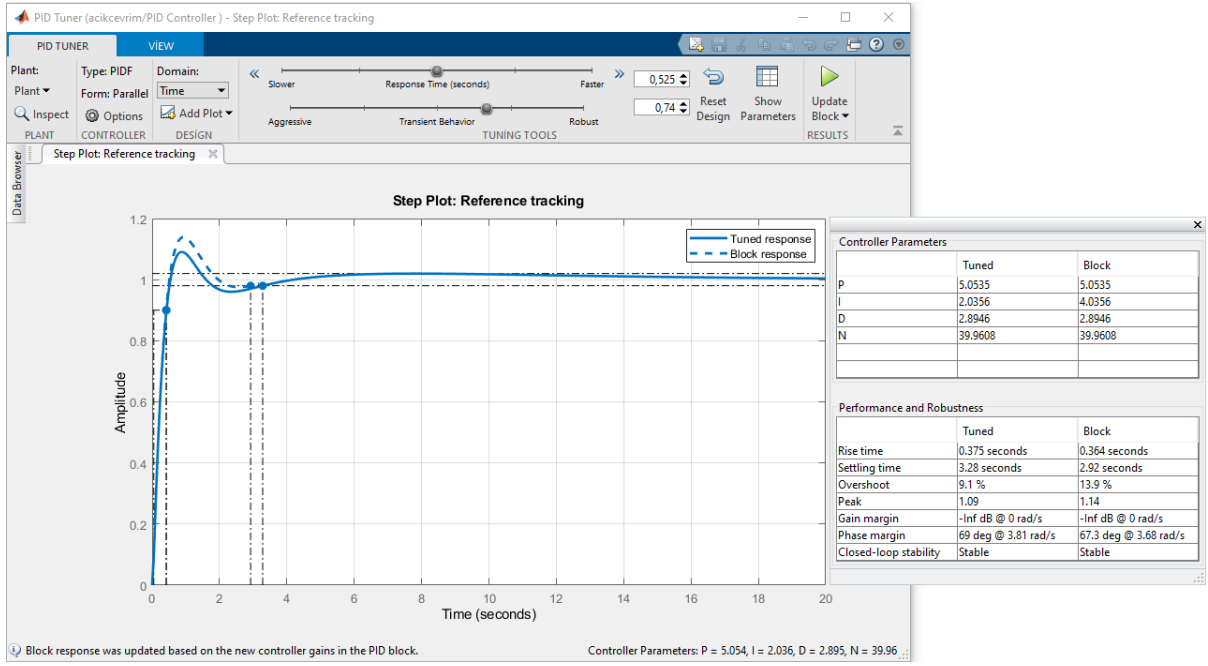
PID kontrolöre önce referans değerlerimiz girilmiş olup sonrasında blok üzerinden P, I ve D değerleri değiştirilerek oluşan yeni grafikler aşağıda bulunan şekillerdeki gibi gözlemlenmiştir. Karşılaştırma olarak PID Tuned tarafında oluşturulmuş ve aynı zamanda tasarım gereksinimlerini karşılayacak şekilde oluşturulmuş olan kontrolörün de değerleri olan  $K_d = 2.8945$ ,  $K_p = 5.0535$ ,  $K_i = 2.0356$  değerlerinden elde edilen cevap kullanılmıştır.



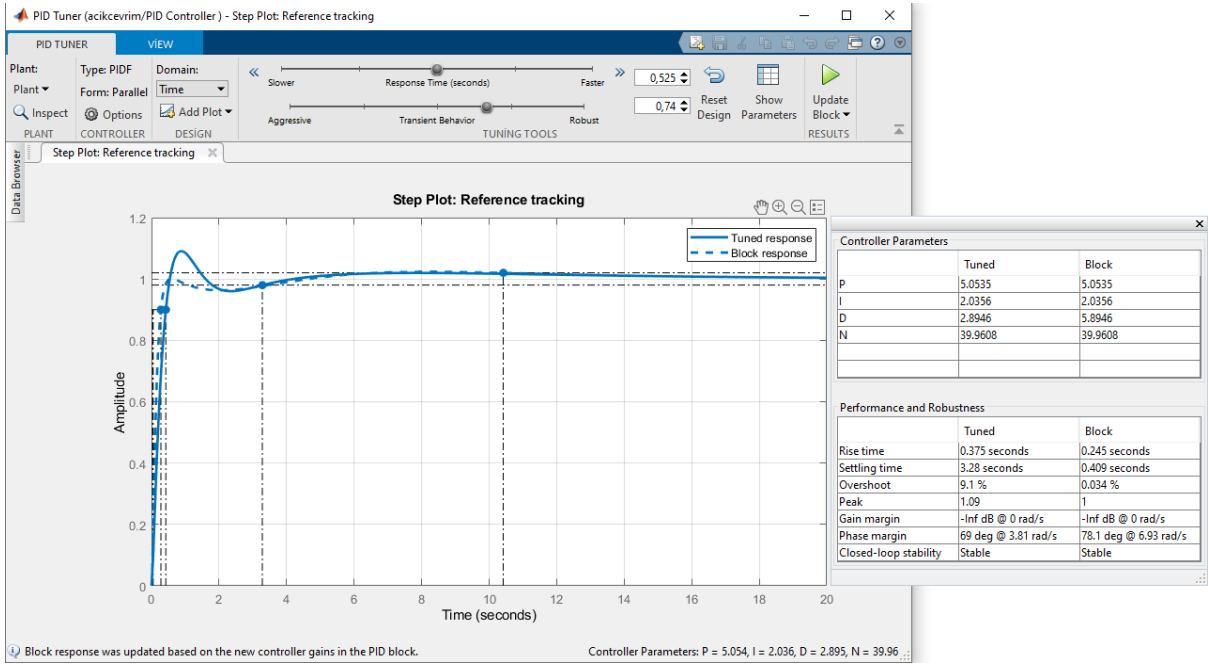
Şekil 13:  $K_d = 2.8945$ ,  $K_p = 5.0535$ ,  $K_i = 2.0356$



Şekil 14:  $K_d = 5.8945$ ,  $K_p = 5.0535$ ,  $K_i = 2.0356$



Şekil 15:  $K_d = 2.8945$ ,  $K_p = 5.0535$ ,  $K_i = 4.0356$



Şekil 16:  $K_d = 5.8945$ ,  $K_p = 5.0535$ ,  $K_i = 2.0356$

Gözlemlenen grafiklere göre  $K_p$ 'de gözlemlenen bir artış yükselme zamanında azalmaya, aşımında azalmaya, yerleşme süresinde ise azalmaya sebep olmuştur.

$K_i$ 'de yapılan bir artış sonucunda yükselme zamanında azalma, aşımında artma, yerleşme zamanında ise azalma gözlemlenmiştir.

$K_d$ 'de gerçekleştirilen bir artışta ise yükselme zamanında azalma, aşımında büyük ölçüde azalma ve aynı zamanda yerleşme süresinde de büyük ölçüde bir azalma gerçekleşmiştir.



## 5. SONUÇ

Yapılan çalışma boyunca uçağın parametreleri başarılı bir şekilde çıkarılıp örnek bir değere göre transfer denklemi elde edilmiştir. Bu transfer denkleminde açık çevrim cevabı bulunmuştur ve bu cevabın kararsız olduğu gözlemlendiğinden sonrasında kapalı çevrim cevabı da çıkarılmıştır. Bulunan cevapların tasarım gereksinimlerini karşılamada yetersiz kaldığı gözlemlendiğinden bir kontrolör tasarımına ihtiyaç duyulmuştur. PID kontrolörü ile bir kontrolör tasarlanmıştır. Kullanılan kaynaklardan elde edilen değerler ile PID kontrolörün parametreleri girilmiş ve bu işlem sonucunda ihtiyaç duyulan tasarım gereksinimleri karşılanmıştır. Ayrıca kontrolörün parametrelerinin değişmesinden oluşan sonuçlar da gözlemlenmiştir.

## KAYNAKÇA

- [1] Arrosida, H. ve Echsony, M.E., (2017), “Aircraft Pitch Control Design Using Observer-State Feedback Control”, KINETİK, c. 2, no. 4, s. 1, 2017.
- [2] University of Michigan, Carnegie Mellon University, University of Detroit Mercy, “Control Tutorials for MATLAB & SIMULINK”, erişim: 6 Nisan 2022, <https://ctms.engin.umich.edu/CTMS>