



**YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ FAKÜLTESİ**

HELİKOPTER ELEKTRONİK EYLEYİCİ KONTROLÜ VE MODELLENMESİ

Aslınur Bayram, 19067010

Ayşenur Karga, 19067050

İsmail Altay Ataman, 18067011

MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALINDA HAZIRLANAN

MEKATRONİK SİSTEM TASARIM RAPORU

Proje Danışmanı: Dr. Mehmet İŞCAN

İSTANBUL, 2024

İçindekiler Tablosu

Revizasyon Tarihçesi	3
Simge Listesi	4
Kısaltma Listesi	5
Şekil ve Tablo Listesi	6
Özet	7
1. GİRİŞ	8
1.1 Sistemin Tanımı	8
1.2 Motivasyon ve Amaç	8
1.3 Kapsam	8
2. Literatür Taraması	8
3. Gereksinimler	8
4. Sistem ve Alt-Sistem Tasarımları	9
4.1 Mekanik Alt-Sistem Tasarımı	9
4.2 Elektronik Alt-Sistem Tasarımı	10
4.2.1 (?) DC Motor	10
4.2.2 (?) STM	10
4.2.3 (?) Enkoder	10
4.2.4 (?) Motor Sürücü Devresi	10
4.3 Kontrol ve Yazılım Alt-Sistem Tasarımı	13
4.3.1 Sistem Denklemleri	14
4.3.2 Durum Uzay Gösterimi	16
4.3.3 Referans Sinyalinin Eldesi	17
4.3.3 Kontrolcü Tasarımında Feedback Lineerizasyonu	18
4.3.4 PID Kontrolcü Tasarımı	21
4.3.5 Sürekli Sistem Modeli	23
4.3.6 Ayırık Kontrolcü Tasarımı	26
4.3.6 Ayırık Sistem Modeli	28
4.3.6 Sürekli ve Ayırık Benzetimlerin Karşılaştırılması	31
4.3.7 Gömülü Yazılım	32
5. Bütçe	33
7. Proje Planlaması ve Sonuç	34

Revizasyon Tarihçesi

Tarih	Rev. No	Tanımı	Yazar(lar)
05/01/2024	1.0	Başlangıç Dokümanı	Aslınur Bayram Ayşenur Karğa İsmail Altay Ataman

Simge Listesi

Kısaltma Listesi

Şekil ve Tablo Listesi

Özet

Bu proje, helikopterlerin atak açısını otonom olarak sabitleyen elektronik bir eyleyici sisteminin kontrolcüsünü ve modelini geliştirmeyi hedeflemektedir. Pilot hataları ve olumsuz hava koşullarının helikopter kazalarında önemli bir rol oynadığı göz önünde bulundurularak, bu sistem, pilot yorgunluğunu azaltmayı ve uçuş sırasında atak açısının stabilitesini sağlamayı amaçlar. Bu hedefler doğrultusunda, proje kapsamında aktüatörün matematiksel modellenmesi yapılacak, ardından bu modele dayalı olarak elektronik ve mekanik alt sistemlerin entegre edildiği bir prototip geliştirilecektir.

Geliştirilecek olan bu özgün kontrol sistemi, ayrıık kontrol yöntemleri kullanılarak bir mikrokontrolcüye entegre edilecek, böylece atak açısının sürekli olarak istenen değerde tutulmasını sağlayacak algoritmalar etkili bir şekilde uygulanacaktır. Projede, ayrıca gerçekleştirilecek prototip testleri ve kalibrasyon çalışmalarıyla, geliştirilen sistemin saha uygulanabilirliği doğrulanacak ve elde edilen sonuçlar somut bir şekilde gözlemlenecektir. Test sonuçları, proje danışmanı ve sanayi danışmanları ile paylaşarak, alınan geri bildirimler ışığında sistemin iyileştirilmesi sağlanacak, bu da hem projenin kalitesini artıracak hem de havacılık sektörüne sağlanacak katkıyı en üst düzeye çıkaracaktır.

Bu proje, havacılık endüstrisine öncü bir katkı sunarak, geleceğin helikopter uçuşlarını daha güvenli, etkili ve sürdürülebilir hale getirmeyi amaçlamaktadır.

1. GİRİŞ

1.1 Sistemin Tanımı

Eklenecek

1.2 Motivasyon ve Amaç

Eklenecek

1.3 Kapsam

Eklenecek

2. Literatür Taraması

Eklenecek

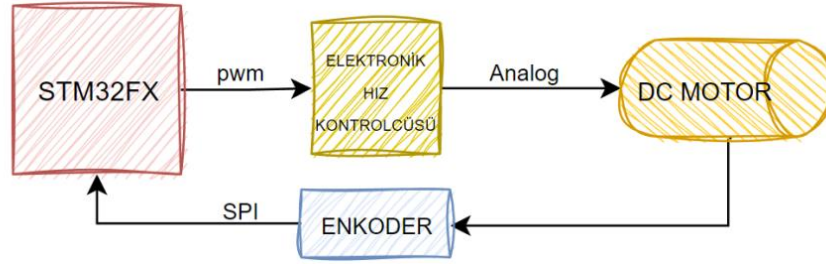
3. Gereksinimler

Eklenecek

Eklenecek

4.2 Elektronik Alt-Sistem Tasarımı

Elektronik alt sisteminde DC motor, mikroişlemci, enkoder ve elektronik hız kontrolcüsü mevcuttur. Aşağıda elektronik alt sistem diyagramı verilmiştir.



Şekil ? – Sistem Diyagramı

4.2.1 (?) DC Motor

Modeli belli olmadığı için yazılmadı

4.2.2 (?) STM

Modeli belli olmadığı için yazılmadı

4.2.3 (?) Enkoder

Modeli belli olmadığı için yazılmadı

4.2.4 (?) Motor Sürücü Devresi

Modeli belli olmadığı için yazılmadı

H-Köprüsü (Full-Bridge) sürücüleri, özellikle fırçalı DC motorları çalıştırmak için oldukça popülerdir. Bu tür sürücüler, endüstriyel ve robotik uygulamalarda yaygın olarak tercih edilir. H-Köprüsü sürücülerinin ana avantajları arasında yüksek verimlilik, motorun dönüş yönünü değiştirme yeteneği ve motoru frenleme özelliği bulunur. Projede dört adet IR3205 güç MOSFET'i ile iki adet IR2104 MOSFET sürücüsü kullanılarak full bridge H-Köprüsü DC motor sürücüsü tasarlanmıştır.

4.2.4.1 Şematik Tasarımı

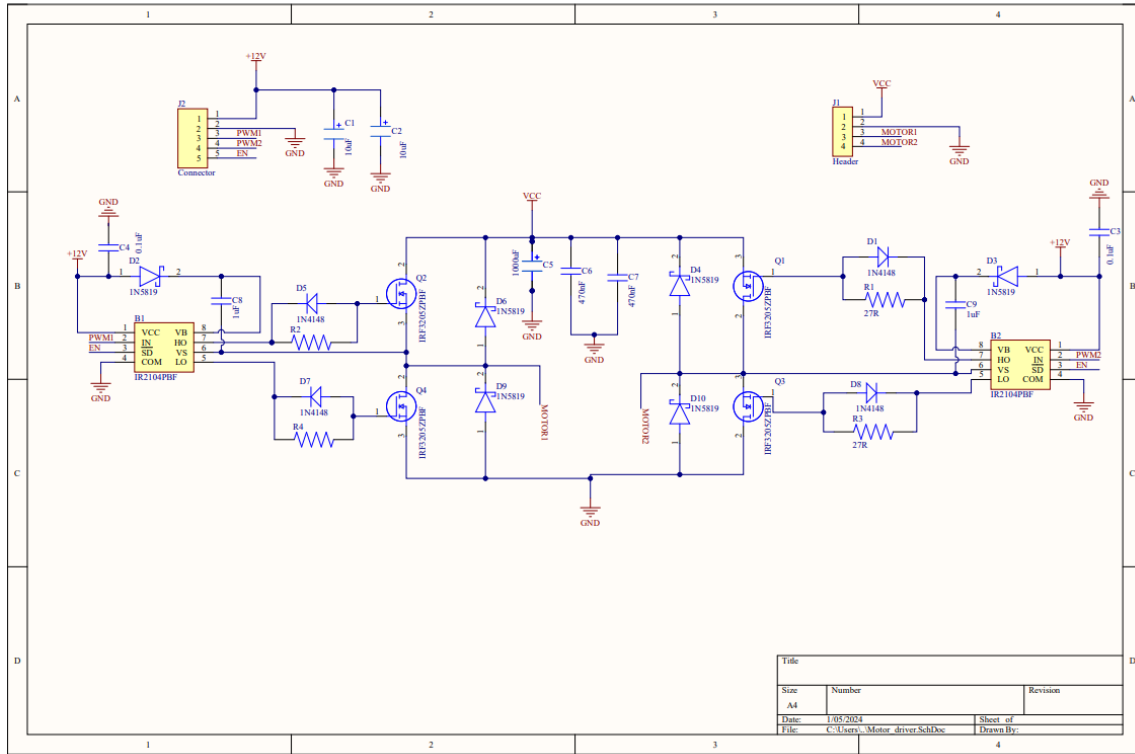
Anahtarlama da kullanılmak üzere dört adet IR3205 MOSFET'in seçimi yapıldı. Bu MOSFET, çok düşük R_{DSon} direnci ve yüksek akım taşıma kapasitesi gibi özelliklere sahiptir. TO-220 paketi, yaklaşık olarak 50 watt güç dağılım seviyelerine kadar olan tüm ticari-endüstriyel uygulamalar için evrensel olarak tercih edilir. TO-220'nin düşük termal direnci ve düşük paket maliyeti sayesinde endüstride geniş bir kabul görür.

MOSFET'leri sürmek için iki adet IR2104 seçildi. Mantıksal giriş, standart CMOS veya LSTTL çıkışlarıyla uyumludur ve 3.3V mantık seviyesine kadar iner.

IR2104'ün önemli bir özelliği, bu entegrelerin hem 3.3V hem de 5V mantık seviyeleri ile uyumlu olmasıdır. Gürültüyü azaltmak için C1, C3, C4, C5, C6, C7 ve C9 kullanılmıştır. R1 ve D2, R2 ve D3, R3 ve D8, R4 ve D9, MOSFET'lerin açık/kapalı zamanlarında indüktörler ve kapasitörler tarafından getirilebilecek rezonans ve parazitleri bastırmak için kullanılmıştır. MOSFET, gate pinine bir kapasite ekler, bu nedenle 1N4148 diyotu kapının kapasitesini deşarj eder.

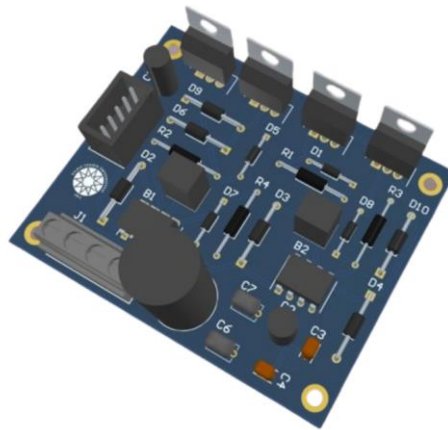
D4, D5, D6 ve D7, DC motorun ters akım darbelerini bastırmak için kullanılır. Dahili ters schottky diyotları MOSFET'lere gömülü olsa da, bu harici schottky diyotların dahili diyotlar üzerindeki stresi azaltır. C2, C8, D1 ve D10, veri sayfasına ve uygulama gereksinimlerine göre seçilmiştir.

Aşağıdaki şematikte motor sürücü devresi verilmiştir.



4.2.4.2 PCB Tasarımı

Aşağıda devrenin PCB tasarımını gösteren şekil verilmiştir. Testlerin kolaylığı ve mosfetlerin ısınmasını önlemek amaçlı kullanılacak soğutma bloğu montajından dolayı komponentler through-hole (açık delik) seçilmiştir. PCB ilerleyen versiyonlarında değişiklikler yapılacaktır.



4.3 Kontrol ve Yazılım Alt-Sistem Tasarımı

Helikopterlerin sürüşünde aracın kontrolünün ve pilotun iş yükünün büyük bir kısmı kalkış ve iniş evrelerinde bulunmaktadır. Bu iki evre dışındaki evre olan seyir evresinde pilotun helikopterin rotasında büyük değişiklikler yapmasına gerek yoktur ve helikopter çoğu zaman belirli bir atak açısında seyreder.

Tasarlanmakta olan sistem ile uçuşun en uzun evresi olmasına rağmen pilottan en az girdi gerektiren bu evrede pilotun konforunun sağlanması ve iş yükünün azaltılması için bir kontrol sistemi elde edilmesi hedeflenmektedir.

İncelenmekte olan kontrol sisteminin görevi aracın yönelimini ve atak açısını kontrol eden kontrol çubuğunu pilotun istediği açıda tutan ve gelen bozucu etkilere karşı da istenilen açıda tutmaya devam eden bir kontrol sağlamaktır. Bu sistem ile pilot aracı seyir evresinde istediği zaman kontrol çubuğunu istediği açıya getirerek aracın atak açısını ve yönelimini sabit tutabilecektir.

Sistemin kontrol çubuğunu kontrol edecek mekanik sistemi 3 eksenenden oluşmaktadır. Her eksen için 4 dişliden oluşan bir dişli sistemi kullanılacaktır.

Otomatik pilot tarafından oluşturulan açıyı kullanarak hem kanadın hem de referansın bozulmasını kontrol etmek / ortadan kaldırmak amacıyla kütle-yay-damper sistemi sürekli ve ayrıl zamanda modellenmiştir. Bu bölüme sistem denklemleri ve sürekli zaman kontrolcü tasarımı açıklanacak olup ardından MATLAB Simulink'te modelleme gösterilecektir.

4.3.1 Sistem Denklemleri

Euler'in dönme denklemlerine göre bir sistemin ürettiği tork sistemin ataletsel momenti ve açısal ivmesinin çarpımına eşittir.

$$\tau = J * \ddot{\theta}$$

Bu eşitlik her bir dişli için ayrı olarak yazılabilir:

$$\tau_{BLDC} = (J_m + J_{MDD}) * \ddot{\theta}_1 + \tau_{SD}$$

$$\tau_{SD} = \left(\frac{1}{N_1^2} * J_{SD} \right) * \ddot{\theta}_1 + \tau_{DSP}$$

$$n_{SD} * \tau_{DSP} = \left(\frac{1}{N_1^2 * N_2^2} * J_{DSP} \right) * \ddot{\theta}_1 + \left(\frac{c}{N_1 * N_2} \right) * \dot{\theta}_1 + \tau_{DD}$$

$$\tau_{DD} = \left(\frac{1}{N_1^2 * N_2^2 * N_3^2} * J_{DD} \right) * \ddot{\theta}_1 + \left(\frac{k}{N_1 * N_2 * N_3} \right) * \theta_1$$

Dişliler birbirleri ile etkileşim içerisinde oldukları için denklemlerden de görüldüğü üzere dişlilerin denklemleri birbirine bağlıdır. Bu sayede tüm denklemler tek bir denklem üzerinde birleştirilebilir. Ancak bu adımı gerçekleştirilmeden önce denklemi sadeleştirmek amacı ile belirli ifadeler yeni değişkenlerle ifade edilecektir.

$$x_6 = (J_m + J_{MDD})$$

$$x_5 = \left(\frac{1}{N_1^2} * J_{SD} \right)$$

$$x_4 = \left(\frac{1}{N_1^2 * N_2^2} * J_{DSP} \right)$$

$$x_3 = \left(\frac{c}{N_1 * N_2} \right)$$

$$x_2 = \left(\frac{1}{N_1^2 * N_2^2 * N_3^2} * J_{DD} \right)$$

$$x_1 = \left(\frac{k}{N_1 * N_2 * N_3} \right)$$

Atanan yeni değişkenlerin kullanımı ile ifadeler yeni formlarına getirilir:

$$\tau_{BLDC} = x_6 * \ddot{\theta}_1 + \tau_{SD}$$

$$\tau_{SD} = x_5 * \ddot{\theta}_1 + \tau_{DSP}$$

$$R_{SD} * \tau_{DSP} = x_4 * \ddot{\theta}_1 + x_3 * \dot{\theta}_1 + \tau_{CDD}$$

$$\tau_{DD} = x_2 * \ddot{\theta}_1 + x_1 * \theta_1$$

Daha sonra tüm ifadeler tek bir denklem olarak birleştirilir:

$$\begin{aligned} \tau_{BLDC} &= x_6 * \ddot{\theta}_1 + x_5 * \ddot{\theta}_1 + \frac{1}{R_{SD}} (x_4 * \ddot{\theta}_1 + x_3 * \dot{\theta}_1 + x_2 * \ddot{\theta}_1 + x_1 * \theta_1) \\ &= \ddot{\theta}_1 * \left(x_6 + x_5 + \frac{x_4 + x_2}{R_{SD}} \right) + \dot{\theta}_1 * \left(\frac{x_3}{R_{SD}} \right) + \theta_1 * \left(\frac{x_1}{R_{SD}} \right) \end{aligned}$$

Daha sonrasında tekrardan denklemin sadeleştirilmesi için yeni değişkenler ile işlem yapılır:

$$y_1 = \left(x_6 + x_5 + \frac{x_4 + x_2}{R_{SD}} \right)$$

$$y_2 = \left(\frac{x_3}{R_{SD}} \right)$$

$$y_3 = \left(\frac{x_1}{R_{SD}} \right)$$

Yapılan değişiklikler sonrası sadeleştirilmiş denklem elde edilir:

$$\tau_{BLDC} = \ddot{\theta}_1 * y_1 + \dot{\theta}_1 * y_2 + \theta_1 * y_3$$

Son değişiklikler ile denklem artık durum-uzay formuna kolayca geçirilebilir hale gelmiştir.

4.3.2 Durum Uzay Gösterimi

$$\tau_{BLDC} = \ddot{\theta}_1 * y_1 + \dot{\theta}_1 * y_2 + \theta_1 * y_3$$

Bir önceki aşama ile elde edilen denklem üzerinden durum değişkenleri seçilir:

$$\begin{aligned} z_1 &= \theta & \dot{z}_1 &= z_2 \\ z_2 &= \dot{\theta}_1 & \dot{z}_2 &= \ddot{\theta}_1 \end{aligned}$$

Durum uzay gösteriminin elde edilebilmesi için z_2 değişkeninin durum değişkenleri ile ifade edilebilir olması gerekmektedir.

$$\tau_{BLDC} = \ddot{\theta} * y_1 + \dot{\theta} * y_2 + \theta * y_3$$

$$\ddot{\theta}_1 = \tau_{BLDC} * \frac{1}{y_1} - \dot{\theta}_1 * \left(\frac{y_2}{y_1}\right) - \theta_1 * \left(\frac{y_3}{y_1}\right)$$

$$\dot{z}_2 = \ddot{\theta}_1 = \tau_{BLDC} * \frac{1}{y_1} - z_2 * \left(\frac{y_2}{y_1}\right) - z_1 * \left(\frac{y_3}{y_1}\right)$$

z_2 Değişkeninin durum değişkenleri ile ifade edilmesinden sonra durum-uzay gösterimi elde edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \end{bmatrix} = A * \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} + B * U$$

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{y_3}{y_1} & -\frac{y_2}{y_1} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{y_1} \end{bmatrix} * \tau_{BLDC}$$

4.3.3 Referans Sinyalinin Eldesi

Sisteme kontrol yapılabilmesi için hata sinyaline ve hata sinyalinin çıkarılabilmesi için de referans sinyaline ihtiyaç vardır. Bu referans sinyali sistemin çıktı elemanının yani çıkış şaftının açısal pozisyonu olmaktadır.

Şu ana kadar denklemlerde ve hesaplamalarda kullanılan θ_1 ifadesi fırçasız DC motorun açısal pozisyonunu göstermekteydi. Çıkış şaftının açısal pozisyonu ise θ_5 ile gösterilecektir.

Referans sinyalinin bulunması:

$$\theta_1 = N_1 * N_2 * N_3 * \theta_5$$

$$\theta_{1,ref} = N_1 * N_2 * N_3 * \theta_{5,ref}$$

Basitleştirmek için işlem yapılır:

$$N_T = N_1 * N_2 * N_3$$

Son denklem elde edilir:

$$\theta_{1,ref} = N_T * \theta_{4,ref}$$

4.3.3 Kontrolcü Tasarımında Feedback Lineerizasyonu

Sistemin elde edilen son denklemi ile feedback lineerizasyonu yapılacaktır.

$$\ddot{\theta} = \tau_{BLDC} * \frac{1}{y_1} + \dot{\theta} * \left(-\frac{y_2}{y_1}\right) + \theta * \left(-\frac{y_3}{y_1}\right)$$

Hata değeri tanımlanır:

$$e = \theta_{1ref} - \theta_1$$

$$\dot{e} = \dot{\theta}_{1ref} - \dot{\theta}_1$$

$$\ddot{e} = \ddot{\theta}_{1ref} - \ddot{\theta}_1$$

Denklemler birleştirilince:

$$\ddot{e} = \ddot{\theta}_{1ref} - \ddot{\theta}_1 = \ddot{\theta}_{1ref} - \tau_{BLDC} * \frac{1}{y_1} + \dot{\theta}_1 * \left(\frac{y_2}{y_1}\right) + \theta_1 * \left(\frac{y_3}{y_1}\right)$$

Elde edilen denklemi daha da basitleştirmek için işlem yapılır:

$$z_1 = \frac{1}{y_1}$$

$$z_2 = \frac{y_2}{y_1}$$

$$z_3 = \frac{y_3}{y_1}$$

Basitleştirme sonrası elde edilen denklem aşağıdaki gibidir:

$$\ddot{e} = \ddot{\theta}_{1ref} - \tau_{BLDC} * z_1 + \dot{\theta}_1 * z_2 + \theta_1 * z_3$$

Elde edilen denklemi sadeleştirmek için aşağıdaki işlemler yapılır:

$$\ddot{e} = \ddot{\theta}_{1ref} - (\tau_{BLDC} * z_1) + (\dot{\theta}_1 * z_2) + (\theta_1 * z_3) + (\dot{\theta}_{1ref} * z_2) - (\dot{\theta}_{1ref} * z_2) + (\theta_{1ref} * z_3) - (\theta_{1ref} * z_3)$$

$$= \ddot{e} = \ddot{\theta}_{1ref} - (\tau_{BLDC} * z_1) + (\dot{\theta}_{1ref} * z_2) + (\theta_{1ref} * z_3) + z_3 (\theta_1 - \theta_{1ref}) + z_2 (\dot{\theta}_1 - \dot{\theta}_{1ref})$$

$$= \ddot{e} = \ddot{\theta}_{1ref} - (\tau_{BLDC} * z_1) + (\dot{\theta}_{1ref} * z_2) + (\theta_{1ref} * z_3) - z_3 * e - z_2 * \dot{e}$$

Son olarak lineer forma ulaşmak için τ_{BLDC} girdi olacak şekilde son düzenleme yapılır:

$$\ddot{e} + z_2 * \dot{e} + z_3 * e = \ddot{\theta}_{1ref} + (\dot{\theta}_{1ref} * z_2) + (\theta_{1ref} * z_3) - (\tau_{BLDC} * z_1)$$

Son bir basitleştirme için işlem yapılır:

$$\zeta = \ddot{\theta}_{1ref} + (\dot{\theta}_{1ref} * z_2) + (\theta_{1ref} * z_3)$$

$$\ddot{e} + z_2 * \dot{e} + z_3 * e = \zeta - (\tau_{BLDC} * z_1)$$

$$\tau_{BLDC} = \frac{1}{z_1} * (\zeta + u)$$

Final lineer formu çıkarılır:

$$u = \ddot{e} + z_2 * \dot{e} + z_3 * e$$

4.3.4 PID Kontrolcü Tasarımı

Sistemin transfer fonksiyonu aşağıdaki denklemlerden elde edilir:

$$\ddot{\theta}_1 + \left(\frac{Y_2}{Y_1}\right) * \dot{\theta}_1 + \theta_1 * \left(\frac{Y_3}{Y_1}\right) = \left(\frac{\tau_{BLDC}}{Y_1}\right)$$

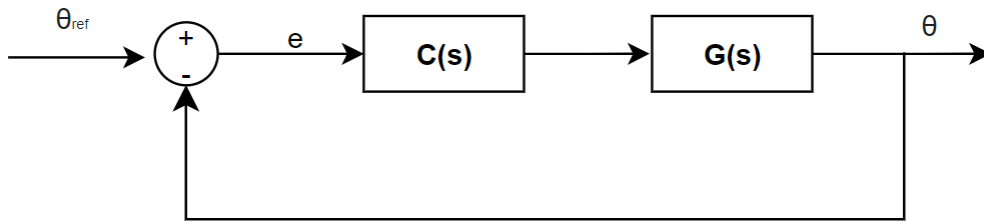
$$\theta_1(s) s^2 + \theta_1(s) s \left(\frac{Y_2}{Y_1}\right) + \left(\frac{Y_3}{Y_1}\right) \theta_1(s) = \frac{1}{Y_1} \tau_{BLDC}(s)$$

$$\theta_1(s) \left[s^2 + s \left(\frac{Y_2}{Y_1}\right) + \left(\frac{Y_3}{Y_1}\right) \right] = \frac{1}{Y_1} \tau_{BLDC}(s)$$

Sistemin transfer fonksiyonun final denklemi aşağıdaki gibidir:

$$\left(\frac{\theta_1}{\tau_{BLDC}}\right)(s) = \left(\frac{1/Y_1}{s^2 + s \left(\frac{Y_2}{Y_1}\right) + \left(\frac{Y_3}{Y_1}\right)}\right)$$

Aşağıdaki blok diyagramında kapalı çevrim gösterimi verilmiştir:



?: Kapalı çevrim blok diyagramı.

$$\theta(s) = e(s) * C(s) * G(s)$$

$$e(s) = \theta_{1ref}(s) - \theta_1(s)$$

$$\theta_1(s) = [\theta_{1ref}(s) - \theta_1(s)] * C(s) * G(s)$$

$$\left(\frac{\theta_1(s)}{\theta_{1ref}(s)} \right) = \left(\frac{C(s) * G(s)}{1 + C(s) * G(s)} \right)$$

$$C(s) = K_p + K_d * s + \frac{K_I}{s}$$

$$G(s) = \left(\frac{1/Y_1}{s^2 + s \left(\frac{Y_2}{Y_1} \right) + \left(\frac{Y_3}{Y_1} \right)} \right)$$

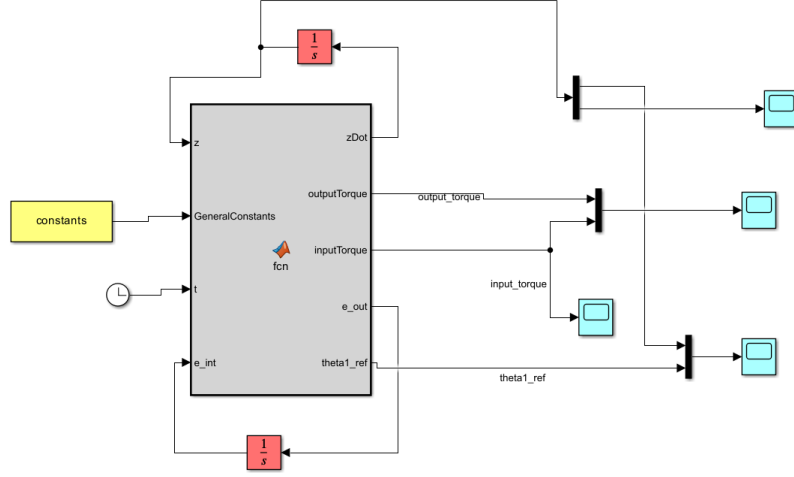
$$\frac{\theta_1(s)}{\theta_{1ref}(s)} = \frac{\left(K_p + K_d * s + \frac{K_I}{s} \right) * \left(\frac{1/Y_1}{s^2 + s \left(\frac{Y_2}{Y_1} \right) + \left(\frac{Y_3}{Y_1} \right)} \right)}{1 + \left(K_p + K_d * s + \frac{K_I}{s} \right) * \left(\frac{1/Y_1}{s^2 + s \left(\frac{Y_2}{Y_1} \right) + \left(\frac{Y_3}{Y_1} \right)} \right)}$$

Gerekli düzenlemeler yapılırsa elde edilen transfer fonksiyonunun son hali aşağıdaki denklemdeki gibidir:

$$\frac{\theta_1(s)}{\theta_{1ref}(s)} = \frac{\left(1/Y_1 \right) * [K_d * s^2 + K_p * s + K_I]}{s^3 + \left(\frac{Y_2 + K_d}{Y_1} \right) * s^2 + \left(\frac{Y_3 + K_p}{Y_1} \right) * s + \left(\frac{K_I}{Y_1} \right)}$$

4.3.5 Sürekli Sistem Modeli

Aşağıda sistemin MATLAB modeli verilmiştir. Benzetiminde sistem denklemleri Simulink'e gömülmüştür. Sistemin kararlılığını izlemek için modelden çıkış mili açısal konumu, açısal hızı ve tork çıktıları elde edilmiştir.



Modelde bulunan fonksiyon bloğunun içindeki kod aşağıda verilmiştir:

```

1. function [zDot,outputTorque, inputTorque,e_out,theta1_ref]=
    fcn(z,GeneralConstants,t,e_int)
2.
3. theta1 = z(1,1)
4. theta1Dot = z(2,1);
5.
6. Y1 = GeneralConstants(1,1);
7. Y2 = GeneralConstants(2,1);
8. Y3 = GeneralConstants(3,1);
9. kT = GeneralConstants(4,1);
10. cM = GeneralConstants(5,1);
11. N1 = GeneralConstants(6,1);
12. N2 = GeneralConstants(7,1);
13. N3 = GeneralConstants(8,1);
14. eWG = GeneralConstants(9,1);
15. Kp=GeneralConstants(10,1);
16. Kd=GeneralConstants(11,1);
17. Ki=GeneralConstants(12,1);
18.
19.
20. A = [      0,      1;
21.      -Y3/Y1,  -Y2/Y1];
22.
23. B = [      0;
24.      1/Y1];
25.
26.
27. f=0.5;
28.
29. theta5_ref = 10;
30. theta5_ref_dot=0;
31. theta1_ref=N1*N2*N3*theta5_ref
32. theta1_ref_dot=N1*N2*N3*theta5_ref_dot;
33.
34. e=theta1_ref-theta1
35. e_dot= theta1_ref_dot-theta1Dot;
36.
37. C_s =Kp*e+Kd*e_dot+Ki*e_int
38. % C_s = min(max(C_s,-70),70);
39.
40. zDot = A*z + B*C_s
41. outputTorque = (N1*N2*N3)*C_s;
42. inputTorque = C_s;
43. e_out=e;
44.
45.
46. end

```


Aşağıda çıkış mili açısal konumu, açısal hızı ve tork çıktıları gösterilmiştir.

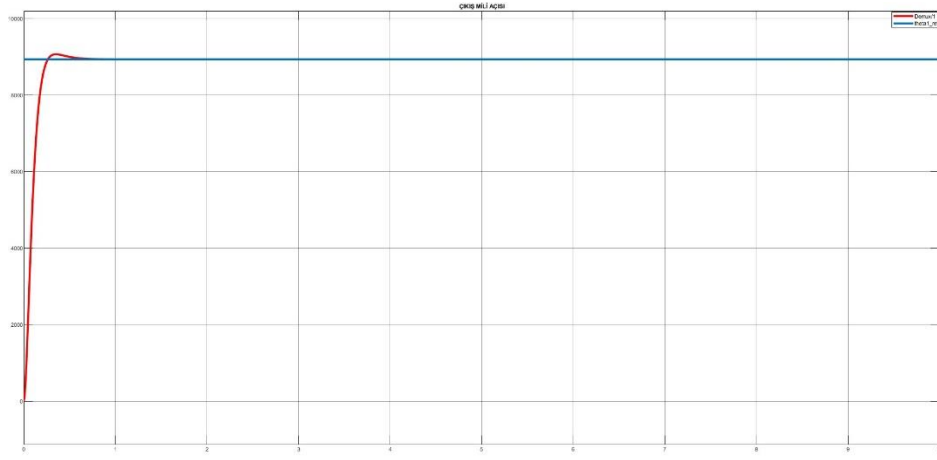


Figure 1: Çıkış Mili Açısı vs Referans Açısı

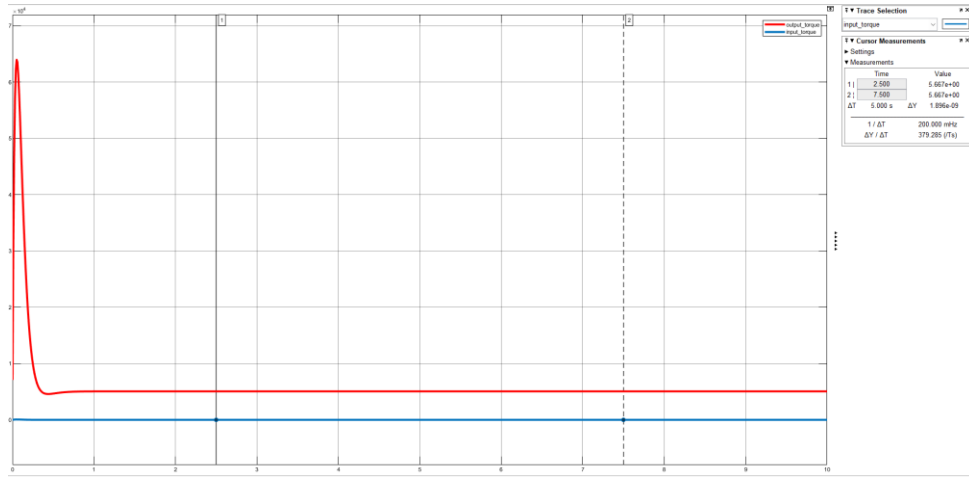


Figure 2: Giriş vs Çıkış Torku

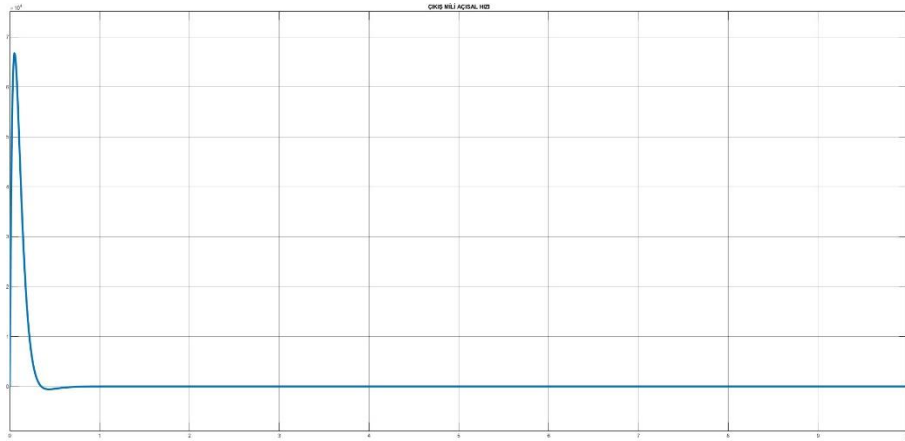


Figure 3: Çıkış Mili Açısal Hız

4.3.6 Ayrık Kontrolcü Tasarımı

Sistemin ayrık zaman denkleminin çıkarılabilmesi için sistemin genel denklemi kullanılmıştır.

$$\tau_{BLDC} = \ddot{\theta}_1 * y_1 + \dot{\theta}_1 * y_2 + \theta_1 * y_3$$

Merkezi Farklar Yöntemine göre denklem aşağıdaki ifadelere göre değiştirilebilir:

$$\ddot{\theta}_1 = [\theta_1(k+1) - 2 * \theta_1(k) + \theta_1(k-1)] * \frac{1}{(\Delta t)^2}$$

$$\dot{\theta}_1 = [\theta_1(k+1) - \theta_1(k-1)] * \frac{1}{2 * \Delta t}$$

Δt : Ayrık zamanda adım süresi

Yukarıdaki denklemlerde belirtilen k kontrolcünün hesaplama yaparken işlediği bir iterasyonu belirtmektedir. Bu durumda $\theta_1(k+1)$, $\theta_1(k)$ değerinden bir sonraki adım ve $\theta_1(k-1)$, $\theta_1(k)$ değerinden bir önceki adım olmaktadır. Böylelikle sistem denklemi sürekli durumdan ayrık duruma geçirilmiş olmaktadır.

Daha sonra elde edilen eşitlikler ile sistemin genel denklemi güncellenir:

$$\tau_{BLDC} = [\theta_1(k+1) - 2 * \theta_1(k) + \theta_1(k-1)] * \frac{1}{(\Delta t)^2} * y_1 + [\theta_1(k+1) - \theta_1(k-1)] * \frac{1}{2 * \Delta t} * y_2 + \theta_1 * y_3$$

$$\tau_{BLDC} = \theta_1(k+1) * \left(\frac{y_1}{(\Delta t)^2} + \frac{y_2}{2 * \Delta t} \right) + \theta_1(k) * \left(\frac{2 * y_1}{(\Delta t)^2} - y_3 \right) + \theta_1(k-1) * \left(\frac{y_1}{(\Delta t)^2} - \frac{y_2}{2 * \Delta t} \right)$$

Elde edilen ifadeyi basitleştirmek için aşağıdaki eşitlikler alınır:

$$f_{x,fut} = \left(\frac{y_1}{(\Delta t)^2} + \frac{y_2}{2 * dt} \right)$$

$$f_{x,now} = \left(\frac{2 * y_1}{(\Delta t)^2} - y_3 \right)$$

$$f_{x,prev} = \left(\frac{y_1}{(\Delta t)^2} - \frac{y_2}{2 * dt} \right)$$

En son yapılan basitleştirme ile ayrık zamanda modellenecek denklem ortaya çıkmıştır:

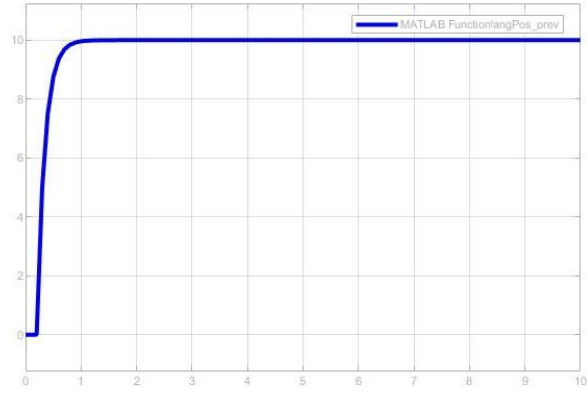
$$\tau_{BLDC} = \theta_1(k + 1) * f_{x,fut} + \theta_1(t) * f_{x,now} + \theta_1(k - 1) * f_{x,prev}$$


```

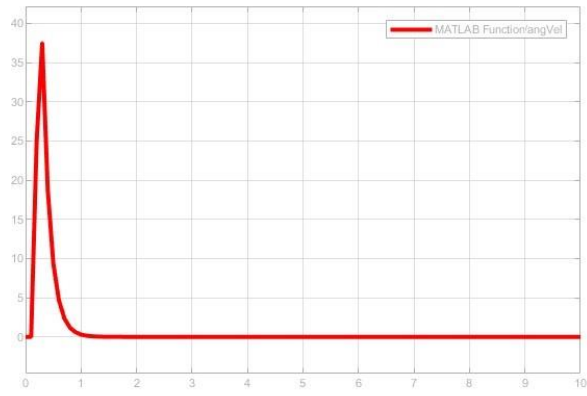
1. function [angPos, angPos_prev, angVel, Torque] = fcn(x_ref,t,dt,GeneralConstants,
    angPos_prev,angPos_prevprev)
2.
3. fx_now = GeneralConstants(1,1);
4. fx_pre = GeneralConstants(2,1);
5. fx_fut = GeneralConstants(3,1);
6. x_0 = GeneralConstants(4,1);
7. x_0_dot = GeneralConstants(5, 1);
8. Ae = GeneralConstants(6, 1);
9. N1 = GeneralConstants(7, 1);
10. N2 = GeneralConstants(8, 1);
11. N3 = GeneralConstants(9, 1);
12.
13. error = x_ref - angPos_prev;
14. C1 = x_ref - (((angPos_prev * fx_now) + (angPos_prevprev * fx_pre)) / fx_fut);
15.
16. if (t == 0)
17.     angPos = x_0;
18.     angVel = 0;
19.     Torque = 0;
20.
21. elseif (t == dt)
22.     Torque = fx_fut * (C1 - (Ae * error));
23.     angPos = x_0 + x_0_dot * dt;
24.     angVel = x_0_dot;
25.
26. else
27.     Torque = fx_fut * (C1 - (Ae * error));
28.     angPos = (angPos_prev * fx_now + angPos_prevprev * fx_pre + Torque) / fx_fut;
29.     angVel = (angPos - angPos_prevprev) / (2 * dt);
30.     Torque = Torque * 1000;
31. end

```

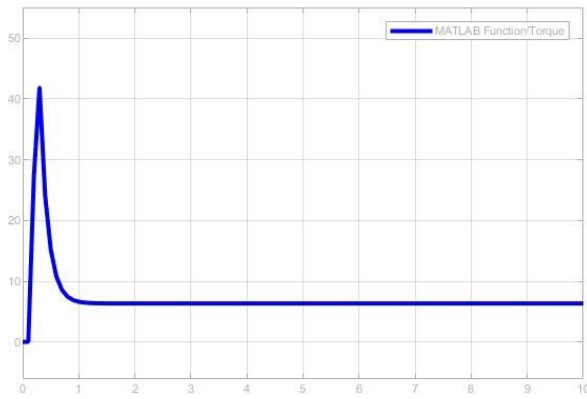
Ayrık modelin çıktıları aşağıda verilmiştir:



Açısal Konum – Zaman Grafiği



Tork – Zaman Grafiği



Açısal Hız – Zaman Grafiği

4.3.6 Sürekli ve Ayrık Benzetimlerin Karşılaştırılması

Eklenecek.

4.3.7 Gömülü Yazılım

Flash hafıza, SRAM, çalışma hızı, giriş/çıkış pin sayısı ve fiyat gibi özelliklerin karşılaştırılması sonucunda STM32F103C8T6 mikrokontrolcüsünün tasarlanmakta olan sistem için yeterli olduğuna karar verilmiştir.



Şekil 7 – STM32F103C8T6

Özellik	Değer
Çalışma Hızı	72MHz
Flaş Hafıza	64 Kilobayt
SRAM	20 Kilobayt
Fiyat	~80₺

“4.3.5 Ayırık Kontrolcü Tasarımı” başlığı altında açıklanan ayırık kontrol yazılımı STM32F103C8T6 mikrokontrolcüsüne entegre edilecektir. Geliştirme ortamı olarak STM32CubeIDE kullanılacaktır ayrıca destek olarak HAL Kütüphaneleri kullanılacaktır.

5. Bütçe

5.1 Malzeme Listesi

MALZEME	MALZEME ADI	MİKTAR	BİRİM FİYAT (TL)	TOPLAM FİYAT(TL)
DC Motor		1		
Encoder		1		
Mikrokontrolcü	STM32F103C8T6	1		
YAY		1		
Aktüatör Kutusu	PLA Üretim (3D)	1		
Mosfet Sürücü Entegresi	IR2104PBF	2	96.94	
Diyot	1N4148	4	0.37	
Schottky Diyot	1N5819	6	0.97	
Mosfet	IRF3205ZPBF	4	48.05	
27 OHM Direnç	CFM12JT27R0	4	0.11	
1000 uF Kapasitör	UHE1H102MHD6TN	1	26.85	
100 nF Kapasitör	MCMLR50V104KX7R	2	19.29	
1 uF Kapasitör	KE1A63V2T0511	2	0,89202	
10 uF Kapasitör	EEEFK1E101P	2	13,70	
470 nF Kapasitör	470nF 100V %5 Damla Tipi Polyester Kondansatör 5mm	2	4,36	

5.2 Hizmet Alımı

Mevcutta herhangi bir hizmet alımı mevcut değildir.

5.3 Dış Destek Başvurusu

Dış destek kapsamında 2209-A Üniversite Öğrencileri Araştırma Projeleri Destekleme Programı'na başvurulmuş, destek sonuçları henüz açıklanmamıştır.

7. Proje Planlaması ve Sonuç

En son yazılacak.