

T.C.
GEBZE YÜKSEK TEKNOLOJİ ENSTİTÜSÜ
MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ
ENSTİTÜSÜ

DÖRT PERVANELİ UÇUŞ ARACI DENEY
DÜZENEGİ DONANIM VE KONTROL
ALGORİTMALARININ TASARIMI

SEDAT KURTOĞLU
YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ

GEBZE

2009

T.C.
GEBZE YÜKSEK TEKNOLOJİ ENSTİTÜSÜ
MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ
ENSTİTÜSÜ

DÖRT PERVANELİ UÇUŞ ARACI DENEY
DÜZENEĞİ DONANIM VE KONTROL
ALGORİTMALARININ TASARIMI

SEDAT KURTOĞLU
YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ

DANIŞMANI
YARD.DOÇ.DR. ŞEREF NACİ ENGİN

GEBZE

2009



YÜKSEK LİSANS TEZİ JÜRİ ONAY SAYFASI

G.Y.T.E. Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
 tarih ve sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından
 tarihinde tez savunma sınavı yapılan
'ın tez çalışması Anabilim Dalında
 YÜKSEK LİSANS tezi olarak kabul edilmiştir.

JÜRİ

Yrd.Doc.Dr. Şeref Naci Engin

(TEZ DANIŞMANI) :

Yrd.Doc.Dr. Vasfi Emre Ömürlü :

Yrd.Doc.Dr. Abdulkadir Balıkcı :

ONAY

G.Y.T.E. Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
/...../20... tarih ve/..... sayılı kararı.

İMZA/MÜHÜR

ÖZET

**TEZİN BAŞLIĞI : DÖRT PERVANELİ UÇUŞ ARACI
DENEY DÜZENEĞİ DONANIM VE KONTROL
ALGORİTMALARININ TASARIMI**

YAZAR ADI : Sedat KURTOĞLU

Bu çalışmada dört pervaneli uçuş aracı deney düzeneğinin donanım altyapısının gerçekleştirilmesi ve bu sistemin PC de yine bu çalışma ile tasarlanmış kontrol yazılımı ile kontrol edilebilmesi ve gömülü yazılım ile ayrık PD kullanarak sistemin kontrolü ve sonuçların Matlab Simulink modeli ile karşılaştırılması amaçlanmıştır. Donanım esas olarak dört tane fırçasız motor, bir adet iki eksenli eğim sensörü, bir adet dönel kodlayıcı, bir adet doğrusal kodlayıcı, bir adet Texas DSC mikro denetleyici deney kartı, bir adet USB seri çevirici, bir adet 12 V 40 Amp güç kaynağından oluşturulmuştur. İşlemci Code Composer arayüzü ve C compiler kullanılarak programlanmış, PC kontrol yazılımı ise Microsoft Visual Studio arabirimi ve Microsoft firmasının Ansi C++ ile uyumlu dili C++/CLI kullanılarak tasarlanmıştır.

SUMMARY

**HEADER OF THESIS :DESIGN OF A TEST BENCH FOR
A QUADROTOR FLIGHT MACHINE HARDWARE AND
IMPLEMENTATION OF ITS CONTROL ALGORITHMS**

NAME OF THE AUTHOR :Sedat KURTOĞLU

This thesis reviews the design of a test bench for a Quadrotor flight machine hardware and implementation of its control algorithms. In the thesis PD control algorithm is used to control the Quadrotor flight machine and designed a PC software, which can take the results of PD control and real time visualize internal changes of the system. The system hardware is built using four brushless motor, and one inclinometer, one rotary encoder, one linear encoder, one a DSC test board of Texas Instrument, which contains a single F28335 DSC chip and one USB serial converter, one 12V 40 amp power source. For embedded software, DSP Code Composer IDE and its C compiler is used. For PC software Microsoft Visual Studio ide and Microsoft's latest ansi C++ compliant C++/CLI language is used.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma sırasında ilk olarak Yüksek Lisans tezim boyunca sürekli olarak yanımda olduğu ve desteğini eksik etmediği için tez danışmanım Yrd. Doç. Dr. Şeref Naci Engin'e; tez yapımında verdiği teknik bilgiler ve yardımları için Yrd. Doç. Dr. Vasfi Emre Ömürlü hocama; yine tez boyunca yardımını eksik etmeyen ve sonuna kadar sabırla benimle çalışan Makine Müh. Ahmet Kırılı'ya ve hiçbir zaman bana olan güven ve desteğini eksik etmeyen eşime teşekkürü bir borç bilirim.

Sedat Kurtoğlu, 2009

İÇİNDEKİLER DİZİNİ

ÖZET	iv
SUMMARY	v
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	vii
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	xiii
1 GİRİŞ	1
1.1 Helikopterlerin Tarihi	2
1.1.1 İlk Uçuş	4
2 DÖRT PERVANELİ UÇUŞ ARACI İÇİN LİTERATÜR ARAŞTIRMALARI	6
2.1 European Aeronautic Defense and Space Company	7
2.2 Pennsylvania State University:	7
2.3 Australian National University	9
2.4 University of British Columbia Vancouver, BC, Canada	9
2.5 Stanford Üniversitesi:	10
3 DÖRT PERVANELİ UÇUŞ ARACININ MATEMATİKSEL MODELİNİN ELDE EDİLMESİ	13
3.1 Giriş:	13
3.2 Sistemin Temel Hareketlerinin Tanıtımı	14
3.2.1 Sistemin Aşağı ve Yukarı Hareketi:	14
3.2.2 Sistemin Yuvarlanma (Roll) Hareketi:	15
3.2.3 Sistemin Yunuslama (Pitch) Hareketi:	15
3.2.4 Sistemin Sapma (Yaw) Hareketi:	16
3.3 Newton-Euler Modeliyle Sistem Denklemlerinin Çıkarımı:	16
3.3.1 Sistem Gövdesini Referans Alarak Denklem Takımlarının Çıkarılması:	18
3.3.2 Melez Çerçeveye Göre Denklem Takımlarının Çıkarımı	21
4 TEST DÜZENİĞİNİN TANITILMASI	24
4.1 Kullanılan Yer Düzeneği	24
4.2 Uçuş Aracı Yer Düzeneğinde Kullanılan Malzemeler	25
4.2.1 Piller	27
4.2.2 Motorlar	28
4.2.3 Motor Sürücüler	28
4.2.4 Açölçer (Inclinometer)	29
4.2.5 Dönel Kodlayıcı (Rotary Encoder)	30

4.2.6	Mikroişlemci ve Programlama	30
4.3	Analog PID ve Dijital PID	36
4.3.1	PID Kontrol Parametreleri	37
4.3.2	Endüstride En Çok Kullanılan PID Çeşitleri	37
4.3.3	Analog ve Dijital PID'nin Teorik Altyapısı	38
4.3.4	Dijital PID'nin Algoritmaya Dönüştürülmesi	40
4.4	PID Parametrelerini Ayarlama Yöntemleri	41
4.4.1	Ziegler Nichols Yöntemi	41
4.5	Gömülü Sistemin Çalışması	42
4.5.1	Sapma Açısına İlişkin PID Denetleyicinin Çalışması	43
4.5.2	Gömülü Sistemde Çalışan Yazılımın Detayları	44
5	DENEY SONUÇLARI	47
5.1	Sapma Açısı Kontrolü İçin PC Programı ve Simulink Modeli İle Elde Edilen Sonuçlar	50
6	SONUÇ	59
	KAYNAKÇA	60
	ÖZGEÇMİŞ	62
	EKLER	63

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

ξ	m	Yeri referans alan çerçeveye göre genelleştirilmiş konum vektörü
$\dot{\xi}$	m/sn	Yeri referans alan çerçeveye göre genelleştirilmiş hız vektörü
Γ^E	m	Yeri referans alana çerçeveye göre uçuş aracının doğrusal konumlarını içeren matris
$\dot{\Gamma}^E$	m s ⁻¹	Yeri referans alana çerçeveye göre uçuş aracının doğrusal hızlarını içeren matris
$\ddot{\Gamma}^E$	m s ⁻²	Yeri referans alana çerçeveye göre uçuş aracının doğrusal ivmelerini içeren matris
Θ^E	rad	Yeri referans alana çerçeveye göre uçuş aracının açısıl konumlarını içeren matris
$\dot{\Theta}^E$	rad s ⁻¹	Yeri referans alana çerçeveye göre uçuş aracının açısıl hızlarını içeren matris
$\ddot{\Theta}^E$	rad s ⁻²	Yeri referans alana çerçeveye göre uçuş aracının açısıl ivmelerini içeren matris
V^E	m s ⁻¹	Yeri referans alana çerçeveye göre uçuş aracının doğrusal hız vektörü
V^B	m s ⁻¹	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre doğrusal hız vektörü
$\dot{V}^B$	m s ⁻²	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre doğrusal ivme vektörü
p	rad s ⁻¹	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre x _B boyunca açısıl hız
$\dot{p}$	rad s ⁻²	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre x _B boyunca açısıl ivme
q	rad s ⁻¹	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre y _B boyunca açısıl hız
$\dot{q}$	rad s ⁻²	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre y _B boyunca açısıl ivme
r	rad s ⁻¹	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre z _B boyunca açısıl hız

$\dot{r}$	rad s^{-2}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre z_B boyunca açısal ivme
u	m s^{-1}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre x_B boyunca doğrusal hız
$\dot{u}$	m s^{-2}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre x_B boyunca doğrusal ivme
v	m s^{-1}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre y_B boyunca doğrusal hız
$\dot{v}$	m s^{-1}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre y_B boyunca doğrusal ivme
w	m s^{-1}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre y_B boyunca doğrusal hız
$\dot{w}$	m s^{-1}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre y_B boyunca doğrusal ivme
ω^B	rad s^{-1}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre uçuş aracının açısal hız vektörü
$\dot{\omega}^B$	rad s^{-2}	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre uçuş aracının açısal ivme vektörü
X	m	Yeri referans alan çerçeveye göre doğrusal konum
$\dot{X}$	m s^{-1}	Yeri referans alan çerçeveye göre doğrusal hız
Y	m	Yeri referans alan çerçeveye göre doğrusal konum
$\dot{Y}$	m s^{-1}	Yeri referans alan çerçeveye göre doğrusal hız
Z	m	Yeri referans alan çerçeveye göre doğrusal konum
$\dot{Z}$	m s^{-1}	Yeri referans alan çerçeveye göre doğrusal hız
$C_B(v)$		Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre Corrollis merkezci etkilenme matrisi
$C_H(\zeta)$		Melez çerçeveye göre Corrollis merkezci matrisi

$E_H(\zeta)$		Melez çerçeveye göre hareket matrisi
E_B		Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre hareket matrisi
j_θ		Yeri referans alan çerçeve ile sistem gövdesini referans alan çerçeve arasında dönüşüm matrisi
φ	rad	Yuvarlanma (Roll) açısı
$\dot{\varphi}$	rad	Yuvarlanma (Roll) açısal hızı
$\ddot{\varphi}$	rad	Yuvarlanma (Roll) açısal ivmesi
θ	rad	Yunuslama (Pitch) açısı
$\dot{\theta}$	rad	Yunuslama (Pitch) açısal hızı
$\ddot{\theta}$	rad	Yunuslama (Pitch) açısal ivmesi
ψ	rad	Sapma (Yaw) açısı
M_B		Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre eylemsizlik matrisi
M_H		Melez çerçeveye göre eylemsizlik matrisi
$G_B(\xi)$		Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre yerçekim vektörü
$O_B(v)$		Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre Jiroskobik etkilenme vektörü
$O_H(v)$		Melez çerçeveye göre Jiroskobik etkilenme vektörü
I		Sistemin sahip olduğu eylemsizlik vektörü
$E_B \Omega^2$	N	Pervanelerin oluşturduğu kuvvet vektörü
C		Uçuş aracı deney düzeneğinin merkezinde meydana gelen dönmeyi engelleyici sürtünme kuvveti katsayısı
D		Pervaneler için sürüklenme kuvveti (drag force) hesaplamada kullanılan katsayı
B		Pervanelerin kendine dik olarak oluşturduğu kuvvetleri hesaplamada kullanılan katsayı
l	m	Uçuş aracının kanat boyu
Ω_1	rad s ⁻¹	Ön pervane açısal hızı
Ω_2	rad s ⁻¹	Sağ pervane açısal hızı

Ω_3	rad s^{-1}	Sol pervane açısal hızı
Ω_4	rad s^{-1}	Arka pervane açısal hızı
Ω	rad s^{-1}	Pervanelerin açısal hız vektörü
$\dot{\Omega}$	rad s^{-2}	Pervanelerin açısal ivme vektörü
R_θ		Dönme matrisi (Yuvarlanma, Yunuslama, Sapma)
$\dot{R}_\theta$		Dönme matrisi türevi
U_1	N	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre dikey kaldırma kuvveti
U_2	$N\ m$	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre yuvarlanma torku
U_3	$N\ m$	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre yunuslama torku
U_4	$N\ m$	Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre sapma torku
s_x		$\sin(x)$
c_x		$\cos(x)$
t_x		$\tan(x)$
j_θ		Sistem gövdesini referans alan çerçeveden yeri referans alan çerçeveye transfer matrisi
R_θ		Sistem gövdesini referans alan çerçeveden yeri referans alan çerçeveye dönel transfer matrisi
T_θ		Sistem gövdesini referans alan çerçeveden yeri referans alan çerçeveye doğrusal transfer matrisi
v		Yeri referans alan çerçeveye göre genelleştirilmiş hız vektörü

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
1.1 Bambudan yapılmış olan döner kanatlı oyuncak	2
1.2 Leonardo da Vinci'nin tasarımı	2
1.3 Launoy'un tasarımı	2
1.4 Enrico Forlanini'nin tasarımı	3
1.5 Gyroplane No:1 [25]	4
1.6 Paul Corn'un tasarımı [25]	4
2.1 Mesicopter [26]	6
2.2 Quadtrocopter	7
2.3 Pennsylvania Üniversitesi'nin dört dönert kanat uçuş aracı test düzeneği	8
2.4 RCToys firmasının geliştirmiş olduğu Dragan Flayer	8
2.5 X-4 Flyer	9
2.6 British Columbia Üniversitesi'nin geliştirdiği uçuş aracı	10
2.7 Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen STARMAC II	12
3.1 Dört pervaneli uçuş aracının havadaki hareketi [7]	13
3.2 Dört pervaneli uçuş aracının aşağı ve yukarı hareketi [6]	14
3.3 Dört pervaneli uçuş aracının yuvarlanma hareketi [6]	15
3.4 Dört pervaneli uçuş aracının yunuslama hareketi [6]	15
3.5 Dört pervaneli uçuş aracının sapma hareketi [6]	16
3.6 Sistem gövdesini referans alan (yeşil) ve yeri referans alan (kırmızı) çerçeveye göre konumlar [6]	17
4.1 Uçuş aracı test düzeneği	24
4.2 Donanımda kullanılan devre elemanları ve bağlantı diyagramı	26
4.3 Uçuş aracında kullanılan pillerden biri	27
4.4 Uçuş aracı test düzeneğinde pervaneleri çeviren motorlardan biri	28
4.5 Uçuş aracı test düzeneğinde kullanılan fırçasız motor kontrol edici devre	29
4.6 Test düzeneğinde kullanılan açı ölçer	29
4.7 Sistemde kullanılan işlemci ve deney kartı	30
4.8 Sistemin ilk testlerinin yapıldığı Piccolo Kontrol Stick test kartı	31
4.9 Donanımla gerçek zamanlı haberleşebilen PC programı arabirimi	31
4.10 Tez aşamasında yapılmış olan Ziegler Nichols hesap makinesi	32

4.11 Gerçek analog dijital çeviricide çıkış ile giriş arasındaki ilişkiyi gösteren grafik [27].	35
4.12 Analog PID blok diyagramı [18]	38
4.13 Dijital PID blok diyagramı [18]	39
4.14 Ziegler-Nichols PID kontrolör ayarlama referans tablosu [19] [20]	42
5.1 Yazılımın özet algoritması	48
5.2 Yazılımın ana kısır döngüsü	48
5.3 Simulink modeli	49
5.4 Ziegler- Nichols deneysel hesap sonuçları	50
5.5 $K_p=135$ iken sistemin verdiği yanıt	51
5.6 $K_p=150$ iken sistemin verdiği yanıt	51
5.7 $K_p=250$ iken sistemin verdiği yanıt	52
5.8 $K_p=400$ iken sistemin verdiği yanıt	52
5.9 $K_p=500$ iken sistemin verdiği yanıt	53
5.10 $K_p=600$ iken sistemin verdiği yanıt	53
5.11 $K_p=700$ iken sistemin verdiği yanıt	54
5.12 $K_p=420$ $K_i=362$ $K_d=121$ iken sistemin verdiği yanıt	54
5.13 $K_p=300$ $K_i=0$ $K_d=121$ iken sistemin verdiği yanıt	55
5.14 $K_p=300$ $K_i=0$ $K_d=121$ iken sistemin verdiği yanıt	55
5.15 $K_p=450$ $K_i=0$ $K_d=121$ iken sistemin verdiği yanıt	56
5.16 $K_p=500$ $K_i=0$ $K_d=200$ iken sistemin verdiği yanıt	56
5.17 $K_p=100$ $K_i=0$ $K_d=200$ iken sistemin verdiği yanıt	57
5.18 $K_p=750$ $K_i=0$ $K_d=300$ iken sistemin verdiği yanıt	57
5.19 $K_p=1000$ $K_i=0$ $K_d=400$ iken sistemin verdiği yanıt	58

1 GİRİŞ

Helikopterler dik olarak yükselebilen ve dik olarak inebilen döner kanatlı hava araçlarıdır. Helikopterler dikey olarak kalkabilmenin yanı sıra havada sabit tutunabilirler. Helikopterler ve diğer uçakların uçuş prensipleri temelde aynıdır. Uçak havada kalabilmek için gövdeye sabit kanat kullanıldığından sürekli hareket ettirilir, ama helikopterlerde kanatlar sürekli döndüğünden helikopterin hareket etmesine gerek kalmamaktadır.

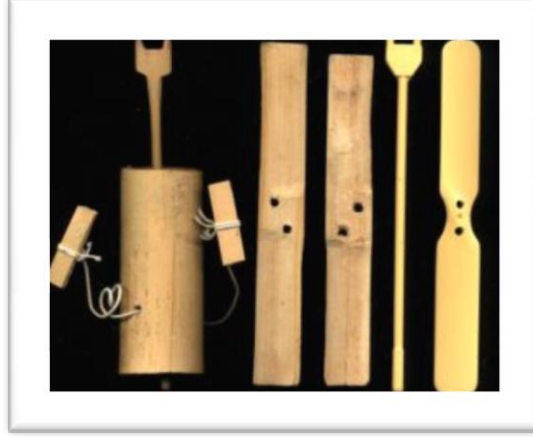
Pervanelerde iki ya da daha fazla kanat bulunur. Bu kanatların profili uçak kanadının profili ile aynı yapıya sahiptir. Motorlar pervaneleri döndürürken üst yüzeyde alçak basınç, alt yüzeyde ise yüksek basınç oluşur. Oluşan basınç farkı helikopteri yukarı doğru harekete geçirmektedir. Pervanelerin dönüş hızı ile yerçekimine ters yönde vermiş olduğu kaldırma kuvveti doğru orantılıdır. Kaldırma kuvveti helikopterin ağırlığına eşit olduğunda helikopter havada asılı kalmaktadır. Kaldırma kuvveti helikopterin ağırlığından az ise helikopter dikey olarak alçalabilmektedir.

Pervanelerin yere göre eğimleri değiştirilerek helikopter sağa, sola, öne ve arkaya doğru hareket ettirilebilmektedir. Böylece helikopter hava içinde hareket ettirilebilmektedir.

Sürekli dönen pervane gövde üzerinde yarattığı moment nedeniyle geriye doğru bir kuvvet meydana getirir. Dolayısıyla helikopter konumunu uzayda sabitlemek için bu kuvvet arkada bulunan döner pervane ile yok edilmektedir.

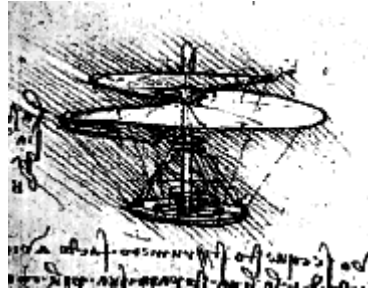
1.1 Helikopterlerin Tarihi

Uçmak insanların en eski rüyalarından biri olduğundan, tarihçe çok eskiye dayanmaktadır. Örneğin milattan önce 400'lü yıllarda Çinli çocuklar bambudan yapılan döner oyuncaklarla oynamışlardır (Şekil 1,1).

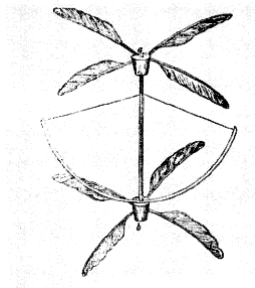


Şekil 1.1 Bambudan yapılmış olan döner kanatlı oyuncak

Leonardo da Vinci'nin "Aerial Screw" adında bir makine tasarladığı bilinmektedir (Şekil 1,2). Kaynaklarda uçabilen modellerin varlığı yazılıdır, ama Leonardo da Vinci rotor dönünce, rotorun bütün aracı döndürmesine çare bulamamıştır.



Şekil 1.2 Leonardo da Vinci'nin tasarımı

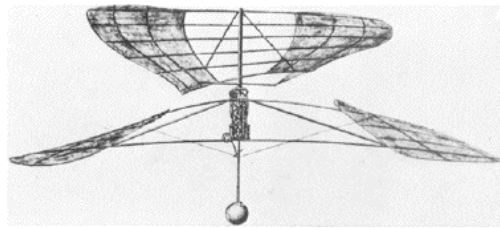


Şekil 1.3 Launoy'un tasarımı

Temmuz 1754’de, Mikhail Lomonosov, meteorolojik amaçla kullanılacak, küçük eş eksenli ve gücünü gerilmiş bir yaydan alan bir aracı Rusya Bilim Akademisi’ne sunmuştur. 1783’de Christian de Launoy ve mekanikçisi Bienvenu, pervane bıçakları olarak hindi tüyü olan ve kayan rotora sahip bir örneği 1784’de Fransız Bilim Akademisi’ne sunmuşlardır (Şekil 1,3).

1861’de Gustave de Ponton d’Amécour tarafından buhar gücü ile çalışan küçük bir model oluşturulmuş ve “helikopter” kelimesi literatüre girmiştir.

1860’dan 1880’e kadar birçok küçük helikopter modeli tasarlanmış ve yapılmıştır. Bunların arasında örneğin Alphonse Pénaud’ün burkulmuş lastik bantlardan gücünü alan, eş eksenli rotoru vardır (1870). Ayrıca Enrico Forlanini’nin insansız helikopteri gücünü buhardan alıyordu (Şekil 1,4). Bu helikopter ilk defa 13 metre yüksekliğe çıkabilmiş ve 20 saniye boyunca havada kalıp daha sonra Milan Parkı’na dikey iniş yapabilmiştir (1877).



Şekil 1.4 Enrico Forlanini’nin tasarımı

1880’lerde Thomas Edison ABD’de küçük bir helikopterle denemeler yapmıştır. Öncelikle gücü karşılamak için pamuk barutu denenmiş, fakat bu deneme patlama ile sonuçlandığından dolayı denemeler bir süreliğine iptal edilmiştir. Daha sonraki denemelerinde elektrik motoru kullanmıştır. Testlerin sonucunda büyük rotorlu küçük bir bıçak alanına ihtiyaç olduğu ortaya çıkmıştır.

Slovak bilim adamı Ján Bahýľ, içten yanmalı motoru olan bir helikopter tasarladı ve 1901 de 0,5 metre yüksekliğe ulaştı. 5 Mayıs 1905’de, helikopteri 4 metre yükseklikte 1500 metre boyunca uçturmuştur.

1.1.1 İlk Uçuş

1906'da iki Fransız kardeş Jacques ve Louis Breguet, helikopterlerin kanatları üzerine araştırmaya başladılar. Araştırmaları 1907'de Gyroplane No:1 adını verdikleri helikopterle sonuçlandı (Şekil 1,5).



Şekil 1.5 Gyroplane No:1 [25]

İlk uçuşları 14 Ağustos ile 29 Eylül 1907, tarihleri arasında gerçekleşti. Gyroplane No.1 pilotu ile birlikte 0,6 metre havalandı ve 1 dakikaya yakın havada kaldı. Her şeye rağmen Gyroplane No. 1 aşırı derecede dengesizdi ve her iki ucuna birer insan binerek dengeyi sağladığı sürece havalanabiliyordu. Bu nedenden dolayı Gyroplane No. 1 tarihe ilk insanlı uçan helikopter olarak geçti ama denge problemlerinden dolayı özgür bir uçuş sağlayamamıştır. Aynı yıl, Fransız Kardeşleri takiben Paul Corn 6 metre uzunluğundaki rotorları olan ve 24 BG(18kW) gücünde olan bir helikopter tasarladı. 13 Kasım 1907'de, helikopter keşifçisini 0,3 metre kaldırdı ve 20 saniye boyunca havada tuttu.



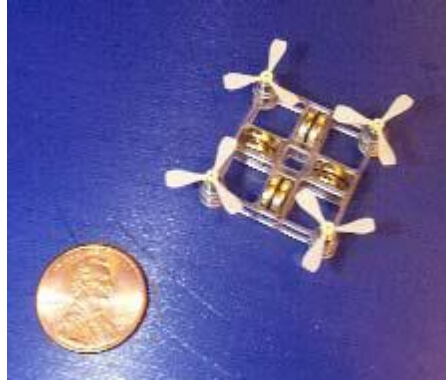
Şekil 1.6 Paul Corn'un tasarımı [25]

Bu uçuş Gyroplane No. 1'in uçuşundan daha değerliydi, çünkü bu ilk özgür uçuş olarak tarihe geçmiştir.

2 DÖRT PERVANELİ UÇUŞ ARACI İÇİN LİTERATÜR ARAŞTIRMALARI

Bilinen ilk dört rotorlu hava aracı 1907 yılında Breguet kardeşler tarafından tasarlanmıştır. Denge problemlerinden dolayı özgür bir uçuş sağlayamamasına rağmen 0,6 metre havalanabilmiş ve 1 dakikaya yakın havada kalabilmiştir. Bu ilk denemeden sonra dört rotorlu hava aracı üzerine birçok çalışma yapılmış ve giderek daha başarılı ürünler ortaya çıkmıştır.

Zamanla daha küçük motorların ve daha küçük sensörlerin yapılabilmesi ve bununla beraber yüksek hızlı mikro denetleyicilerin icadı ile daha küçük hava araçları yapılabilmesi mümkün olmuştur. Örnek olarak; Şekil 2.1'deki neredeyse bir bozuk para kadar küçük olan Mesicopter gösterilebilir.



Şekil 2.1 Mesicopter [26]

2.1 European Aeronautic Defense and Space Company

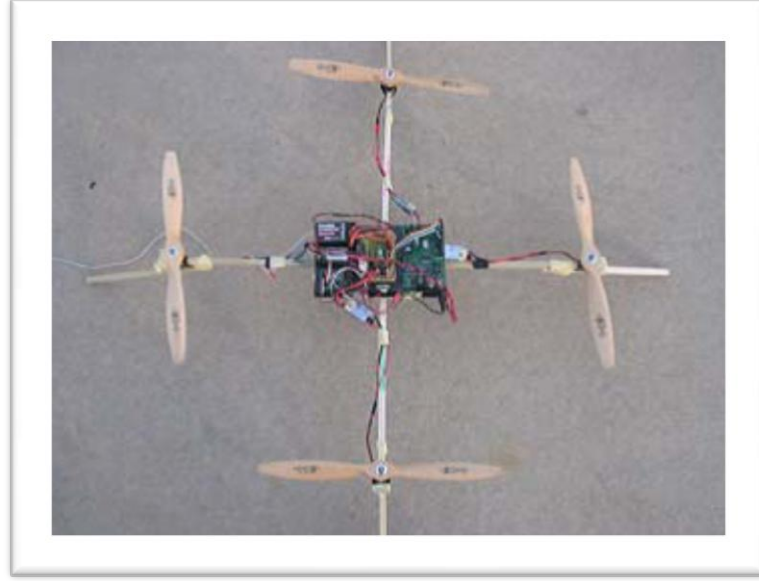
Hava aracı 65 cm büyüklüğünde elektrikle çalışan ve 20 dakika uçuş süresi olan 1 kg ağırlığında bir araçtır. Quadttrocopter (Şekil 2.2) adıyla bilinir. Bu çalışma hem savunma sektörüne hem de endüstride kullanımıyla bilinen tek üründür. Ağırlığının %50'si kadar yük taşıyabilir. Üzerinde altı atalet sensörü ve bir GPS alıcısı ve mikro denetleyicisi bulunmaktadır [1].



Şekil 2.2 Quadttrocopter

2.2 Pennsylvania State University:

Pennsylvania State Üniversitesinde dört Pervaneli uçuş aracı üzerine iki farklı çalışma vardır [2] [3]. İlki (Şekil 2.3) bir yüksek lisans tezi olan uçuş aracının test tezgâhı ile ilgilidir. Atalet ölçümleri üç adet analog jiroskop (ADXRS150EB), bir ivme sensörü (ADXL210EB) ile yapılmaktadır. Uçuş aracının irtifası PI kontrol yasasına göre kontrol edilmiştir.



Şekil 2.3 Pennsylvania Üniversitesi'nin dört dönert kanat uçuş aracı test düzeneği



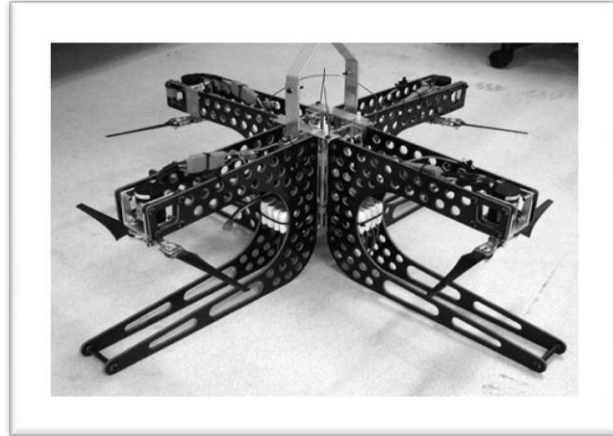
Şekil 2.4 RCToys firmasının geliştirmiş olduğu Dragan Flayer

İkinci çalışma (Şekil 2,4) Dragan Flayer olarak tanıtılmaktadır. Harici üç eksenli hareket edebilen kamerası ve kart üzerinde üç jiroskop barındırmaktadır. Bir adet kamera yere yerleştirilmiştir ve uçuş aracı üzerinde bulunan 5 adet 2,5 cm'lik renkli işaretlere göre yunuslama, yuvarlanma ve sapma açıları ve bir izleme algoritması sayesinde uçuş aracının konumu belirlenebilmektedir. Algoritma döngüleri bağımsız bir bilgisayar üzerinde çalışmaktadır. Ağırlık sınırından dolayı sisteme GPS ya da başka ivme sensörü koyulamamıştır. Kontrolcü göreceli pozisyonları ve hızları sadece kameralardan alabilir.

İki kontrol metodu üzerinde çalışılmıştır. İlki geri beslemeli doğrusal kontrol tabanlı, diğeri ise geri adımli doğrusal olmayan kontroldür. Simülasyonlar Matlab-Simulink üzerinde elde edilmiştir.

2.3 Australian National University

Australian National Üniversitesinde X4-Flyer (Şekil 2.5) adlı bir uçuş aracı geliştirilmiştir. Kontrol kartında Freescale Firması'nın geliştirmiş olduğu çift çekirdekli (HC12 ana işlemcisi ve XGate yardımcı işlemcisine sahiptir) 9s12x ailesinden bir işlemci taşıyan deney kartı kullanılmıştır. Bu kart çıkış PWM sinyalleri ile motor sürücülerini direkt olarak kontrol eder. PWM sinyallerini R700 JR Slimline RC alıcı ve JP 3810 radyo vericisi üzerinden direkt değiştirilebilmekte, bu işlem iki farklı RS232 kanalı üzerinden gerçekleştirilmektedir. APC-C22 rotor kullanılmıştır. 9.1 vites sistemi vardır. Motorlar Johnson 683-500 serisi motorlardır. Hız kontrolcüsü MSC30B, 26 gram ağırlığında ve 12V da 30A kullanmaktadır. Son hali Şekil 2.6'da görülmektedir.



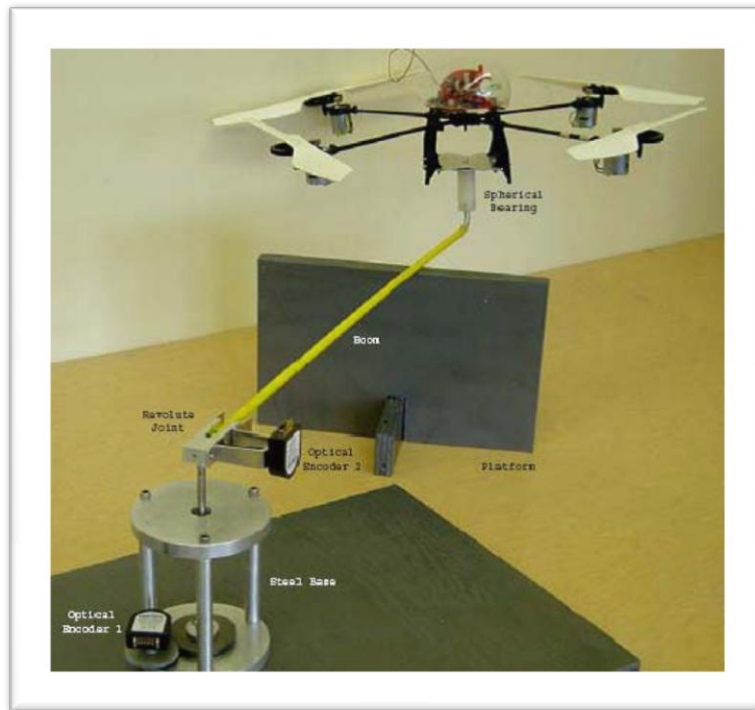
Şekil 2.5 X-4 Flyer

2.4 University of British Columbia Vancouver, BC, Canada

Düzenek British Columbia Vancouver Üniversitesi (BC, Canada) Elektrik ve Bilgisayar Mühendisliği Bölümü tarafından geliştirilmiştir [4]. Bu çalışma insansız uçuş aracının doğrusal olmayan modellemesi üzerine yoğunlaştırılmıştır. Deneysel sistem, PIC tabanlı bir mikro denetleyici (PIC16F877) ve bir kablosuz verici ile uçuş kontrolü test edilmiştir. Doğrusal olmayan kontrol tabanlı model, hız ve sapma açısı kontrolü yapabilmektedir.

Mikro denetleyici (PIC16F877), kontrol verilerini PWM sinyali olarak iletmektedir. Micro denetleyici RS232 tabanlı kablosuz haberleşme kanalından (Futaba radyo vericisi) ile deneme modunda DraganFlyer III'ü uzaktan kontrol için kullanılmıştır.

Uçuş kontrol deneylerini gerçekleştirebilmek amacıyla özel tasarlanmış deney düzeneği, dSPACE DSP board, bir mikroişlemcili darbe modülatörü, bir radyo vericisi ve Draganflyer III ün içinde bulunduğu bir deney düzeneği kurulmuştur. Deney düzeneğini bir resmi Şekil 2.6'de görülmektedir. Çelik taban ve karbon fiber boru insansız hava aracının uçuşunu kolaylaştırmaktadır.



Şekil 2.6 British Columbia Üniversitesi'nin geliştirdiği uçuş aracı

2.5 Stanford Üniversitesi:

Projenin ismi Stanford Üniversitesinde çalışıldığından STARMAC (Şekil 2.7) olarak seçilmiştir. [5] STARMAC verilen bir rotayı takip edebilmektedir. Bu rota yeni bir rota planlama algoritması ile oluşturulmaktadır. STARMAC projesi güvenilir bir şekilde verilen rotaları izleyecek bir sistem olarak geliştirilmeye yönelmiştir.

Araç yaklaşık olarak 113,40 gram yük ile 10 dakika havada kalabilmektedir. Açık döngüsü tutarsızdır ve 60 Hz'dir, bu sistemin büyütülüp insan taşımak için

kullanılması neredeyse imkânsızdır. Devre üzerine gömülü kontrolcü, sistem dinamiklerini 5 Hz'e kadar azaltarak ve bastırma uygulayarak, kumanda edilebilir hale getirir. Araç, üç açısız oran ve itme kuvveti verilerine göre hareket eder. Lithium-polymer pillerdeki geliştirmeler aracın yük kaldırma kabiliyetini ve uçuş süresini arttırmıştır.

İrtifa ölçümünde, Microstrain tarafından geliştirilen 3DM-G 3-D hareket sensörü kullanılmıştır. Pozisyon ve hız ölçümlerinde Trimble Lassen LP GPS alıcı kullanılmıştır. İrtifa bilgisini arttırmak, kalkışta ve inişte kolaylık sağlamak için Acroname firmasının sonic ranger (Sodar)'ı kullanılmıştır.

Sodar'ın örnekleme oranı 10 Hz de çalışıp, birkaç cm den 480 cm e kadar algılama yapar. GPS 1 Hz ile pozisyon hesaplarken yatayda 1 metre dikeyde 0,5 metre hata yapabildiğinden, aynı zamanda DGPS ile eş zamanlı doğrulama yapılarak hatalardan arındırılmaya çalışılmıştır.

İki Microchip 40 MHz PIC mikroişlemcisi koordineli olacak şekilde C dilinde programlanmışlardır. Haberleşme, bir Bluetooth II cihazı ile 45 metreye kadar yapılabilir. Cihaz 2,4 GHz'de çalışmaktadır. Seri kablo kullanıldığından maksimum 115,2 Kbps bant genişliği kullanılabilir.

Manüel uçuş yer istasyonuna takılan bir yönetim kolu ile yapılmaktadır. Rota çizelge takibi yer istasyonundan LabView kullanılarak yapılmaktadır. Kontrol döngüleri basit PD kontrolörleri ile yürütülmektedir. Sistemin resmi şekil 2,8'de görünmektedir.

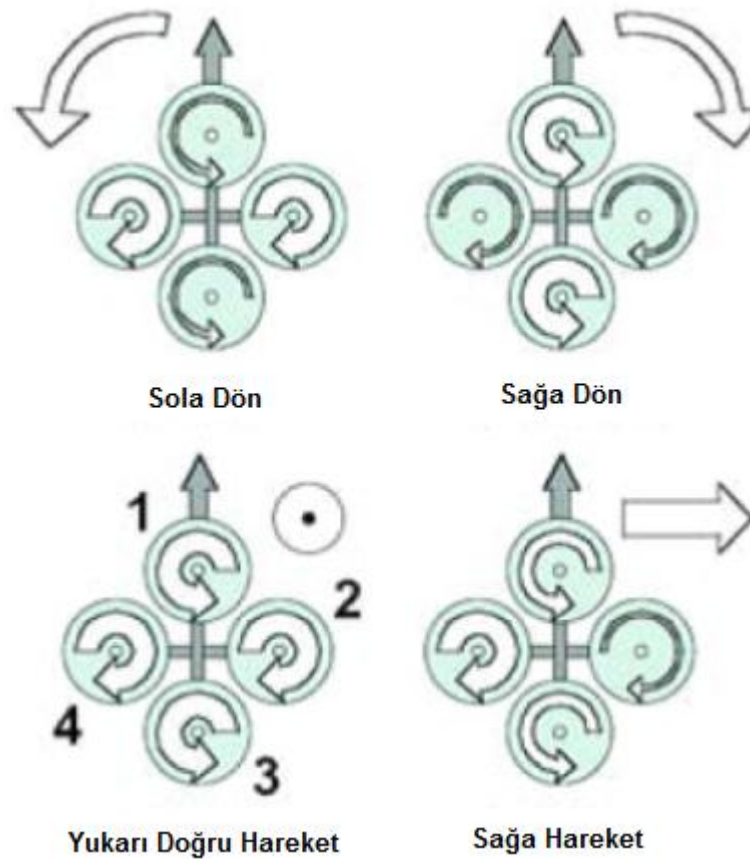


Şekil 2.7 Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen STARMAC II

3 DÖRT PERVANELİ UÇUŞ ARACININ MATEMATİKSEL MODELİNİN ELDE EDİLMESİ

3.1 Giriş:

Dört Pervaneli uçuş aracı (Quadrotor), dört motoru ile hareket verdiği dört pervanesi sayesinde dik olarak kalkış yapabilen ve havada asılı kalabilen hava aracıdır. Uçuş aracının uzayda istenilen pozisyonu alması, dört pervanenin farklı hızlarda dönmesi ile meydana gelmekte ve bu hızlar zamana göre sürekli olarak değiştirilmektedir.



Şekil 3.1 Dört pervaneli uçuş aracının havadaki hareketi [7]

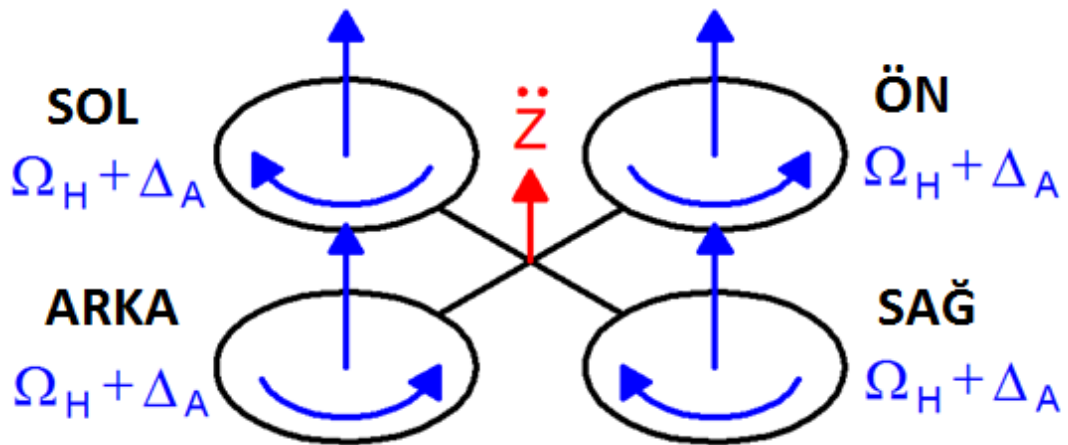
Şekil 3.1'den görüleceği üzere karşılıklı rotorlar aynı yönde dönmekte, komşu rotorlar ise farklı yönlerde dönmektedirler. Buradaki dikkat edilmesi gereken nokta, komşu rotorların pervanelerinin helislerinin farklı oluşudur, işte bu sayede komşu

pervaneler birbirlerine zıt yönde dönmelerine rağmen yere dik ve yerçekimine zıt kuvvet oluşturlar. Böylece karşılıklı pervanelerin hızları aynı ise hava aracı sağa ya da sola çevrilebilmektedir. Şekil 3.1’de bu işlemin çalışması gösterilmiştir. Eğer 1 ve 3 numaralı pervaneler aynı hızlara sahip, diğer iki pervane farklı hızlara sahipse; sistem dönme hareketi yapacak ve bu sayede sağa ya da sola hareket ettirilebilecektir. Eğer 2 ve 4 numaralı pervaneler aynı hızlarda ve diğer iki pervane farklı hızlarda ise, sistem öne ya da arkaya doğru hareket edecektir. Sistem öne ya da arkaya hareket ederken aynı zamanda yukarı doğru da ve kendi eksenini etrafında da hareket etme kabiliyetine sahiptir.

3.2 Sistemin Temel Hareketlerinin Tanıtımı

3.2.1 Sistemin Aşağı ve Yukarı Hareketi:

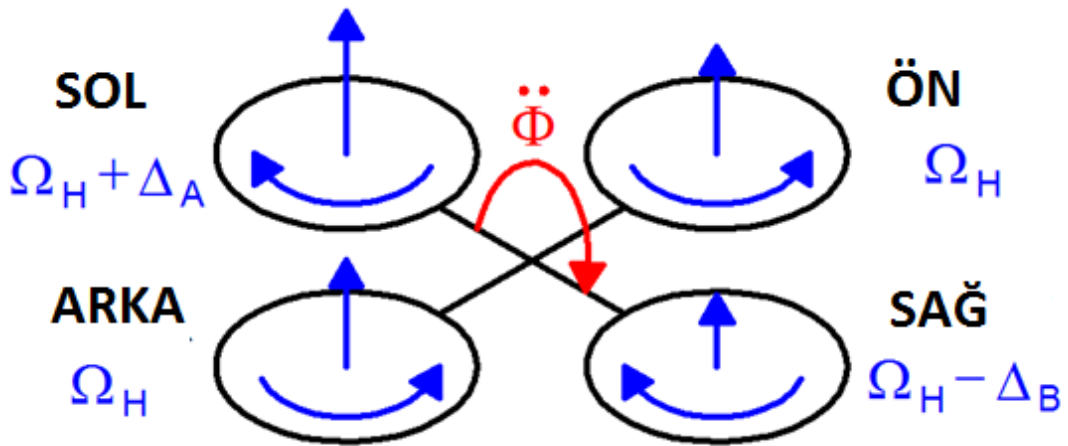
Şekil 3.2’de rotorların sistemin havada askıda bırakabilme hızı Ω_H olmak üzere; eğer her rotorun hızı belli bir miktar arttırılırsa, sistem yukarı doğru hareket edecektir, tersi durumda her motorun hızı belli bir miktar azaltıldığında sistem aşağı doğru hareket edecektir.



Şekil 3.2 Dört pervaneli uçuş aracının aşağı ve yukarı hareketi [6]

3.2.2 Sistemin Yuvarlanma (Roll) Hareketi:

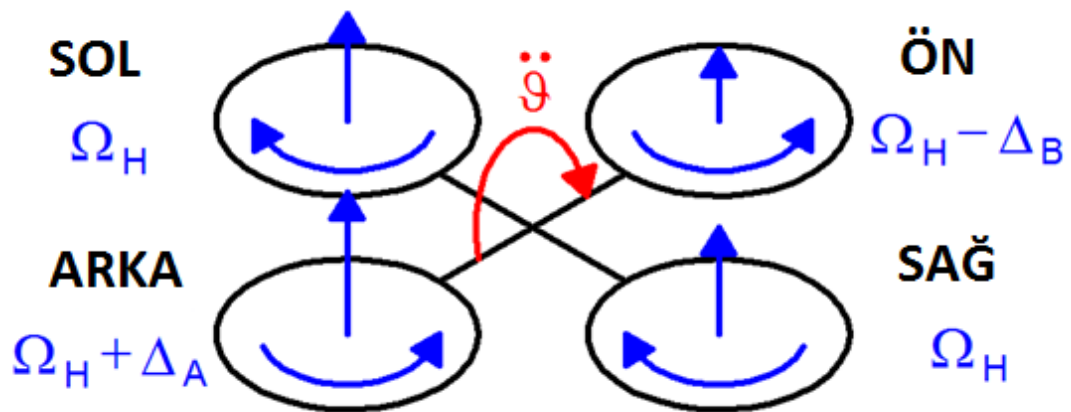
Sistemin yuvarlanma hareketi için ön ve arka rotorların sahip olduğu hızlar değiştirilmeyip sol pervanenin hızı ne kadar arttırılırsa, sağ pervanenin hızı o kadar azaltılmakta ve buna paralel sistem yuvarlanma hareketi yapmaktadır. Bu durumda sistem aynı zamanda yuvarlandığı tarafa, yuvarlanma açısı ile doğru orantılı bir hızda hareket edecektir.



Şekil 3.3 Dört pervaneli uçuş aracının yuvarlanma hareketi [6]

3.2.3 Sistemin Yunuslama (Pitch) Hareketi:

Sistemin Yunuslama (pitch) hareketi için sol ve sağ pervanelerin sahip olduğu hızlar değiştirilmeyip, ön pervanenin hızı ne kadar arttırılırsa arka pervanenin hızı o kadar azaltmakla ve buna paralel sistem yunuslama hareketi yapmaktadır. Bu durumda sistem aynı zamanda yunuslama açısı tarafına yunuslama açısı ile doğru orantılı bir hızda hareket edecektir.

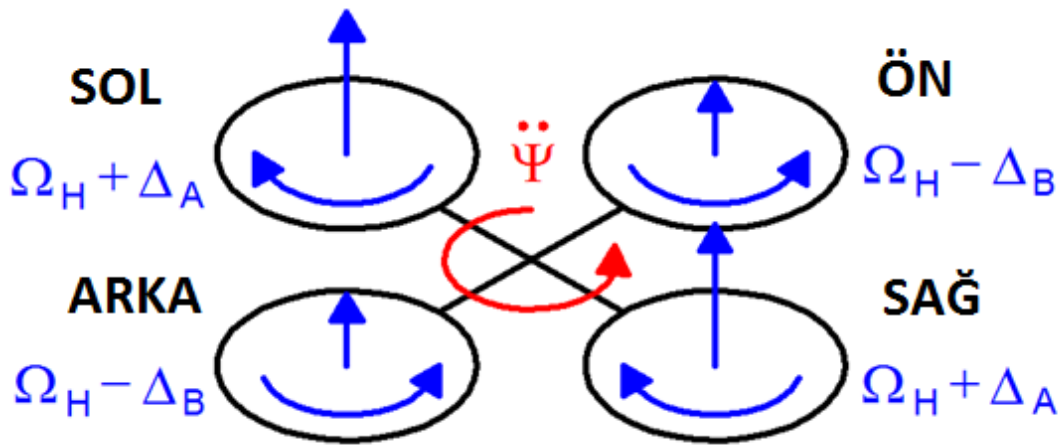


Şekil 3.4 Dört pervaneli uçuş aracının yunuslama hareketi [6]

Yunuslama ve yuvarlanma meydana gelmesi için sistemdeki PD kontrolörlerin yapması gereken Şekil 3.3 ve Şekil 3.4'ten görüleceği üzere Δ_A ve Δ_B hız farklarını belirlemektir. Normal şartlarda $\Delta_A = \Delta_B$ olabilir, ama eğer $\Omega_H - \Delta_B < 0$ olursa sistem Δ_A 'yi arttırıp Δ_B 'yi azaltarak bu durumun üstesinden gelinmelidir, çünkü hiçbir pervanenin ters yönde dönmesi mümkün değil ve istenmemektedir; ama yunuslama ve yuvarlanma açıları çoğu zaman küçük olmakta ve buna göre de genelde $\Delta_A = \Delta_B$ olmaktadır.

3.2.4 Sistemin Sapma (Yaw) Hareketi:

Şekil 3.5'teki gibi sol pervanenin ve sağ pervanenin hızının arttırıldığı kadar ön ve arka pervanelerin hızı azaltılırsa sistem sapma hareketi yapacaktır. Bu hareketin sebebi karşılıklı pervanelerin ters helis yapısına sahip olmalarındandır, bu helis yapılarından dolayı karşılıklı pervaneler sistem merkezinde zıt yönde tork uygulamaktadırlar. Eğer Δ_A, Δ_B 'ye eşit olmaz ise sistem sapma yapacaktır; ama aşağı ya da yukarı hareket edecektir, çünkü Δ_A 'nın Δ_B 'ye eşit olmayacağı durum ancak pervanelerin bazılarının hız limitlerine eriştiği zamanlarda meydana gelecektir.

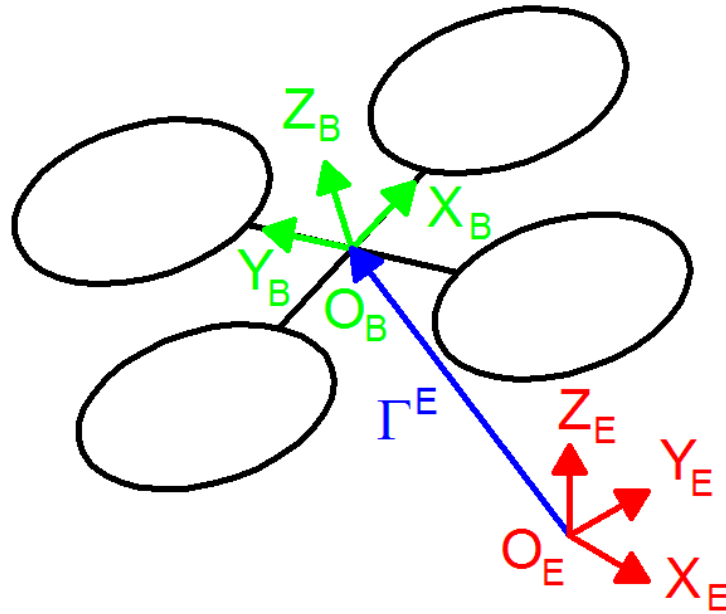


Şekil 3.5 Dört pervaneli uçuş aracının sapma hareketi [6]

3.3 Newton-Euler Modeliyle Sistem Denklemlerinin Çıkarımı:

Bu modele göre iki farklı çözümsel yaklaşım bulunmaktadır.

- Yeri referans alan çerçevesi (E Çerçevesi)
- Sistem gövdesini referans alan çerçevesi (B Çerçevesi)



Şekil 3.6 Sistem gövdesini referans alan (yeşil) ve yeri referans alan (kırmızı) çerçeveye göre konumlar [6]

Hareket denklemlerinin geneli gövdeyi referans alan çerçeveye göre çıkarılmalıdır [6] çünkü

- Eylemsizlik matrisi zamana bağlı olarak değişmez
- Gövde simetrisinden dolayı denklemler sadeleştirilebilir
- Gövde üzerindeki ölçümler kolaylıkla gövdeye sabit çerçeveye göre düzenlenebilir
- Kontrol kuvvetlerinin neredeyse hepsi gövdeye sabit çerçeve üzerindedir

Denklemlerde kullanılan temel değişkenler;

$\dot{\xi}$: E çerçevesine göre genelleştirilmiş hız vektörü,

j_θ : B çerçevesinden E çerçevesine geçiş için çevirim matrisi,

v : B çerçevesine göre genelleştirilmiş hız vektörü olmak üzere E çerçevesindeki hızlar ile B çerçevesindeki hızlar arasındaki bağıntı olmak üzere;

Eşitlik (3.1) 6 eksen serbestliğine sahip dört Pervaneli uçuş aracının genel kinematikini özetlemektedir.

$$\dot{\xi} = j_\theta v \quad (3.1)$$

Eşitlik (3.1)'deki genel dönüşüm matrisi Eşitlik (3.2)'de açılırsa;

$$j_\theta = \begin{bmatrix} R_\theta & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & T_\theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

şeklinde matris formunda gösterilir [6];

$s_x = \sin(x)$, $c_x = \cos(x)$, $t_x = \tan(x)$ Sembolize edilirse [6],

iki çerçeve arasında dönel çevirim matrisi Eşitlik (3.3)'deki hali alır [6].

$$R_\Theta = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\phi + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\phi + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Transfer matrisi ise Eşitlik (3.4) yine Euler dönüşümü ile elde edilmektedir [6].

$$T_\Theta = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi/c_\theta & c_\phi/c_\theta \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Eşitlik (3.3) Matematiksel modellememizdeki Euler dönel çevirim matrisidir, modeldeki kinematik ise Newton'un temel hareket denklemlerinin matris formunda gösterimi ile açıklanmaktadır [6]. Bu nedenle matematiksel model Newton Euler modeli olarak adlandırılmaktadır. Gerek doğrusal kontrol gerekte doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinde bu denklem takımları genel olarak kullanılabilir, bu nedenle Bresciani ve diğerleri [6], Bouabdallah ve diğerleri [7] çalışmalarında sistemin dinamiğini bu temel denklem takımları üzerine kurmuşlar ve analiz etmişlerdir.

3.3.1 Sistem Gövdesini Referans Alarak Denklem Takımlarının Çıkarılması:

ξ uçuş aracının doğrusal ve açısal hız vektörlerinin birleşiminden oluşmuştur.

$$\xi = [\Gamma^E \quad \Theta^E]^T = [X \ Y \ Z \ \varphi \ \theta \ \psi] \quad (3.5)$$

Benzer olarak v vektörü de uçuş aracının doğrusal ve açısal hız vektörlerinin birleşimidir.

$$v = [V^B \quad \omega^B]^T = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r] \quad (3.6)$$

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B x(m V^B) \\ \omega^B x(I \omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Diğer bir ifadeyle yukarıdaki denklem:

$$M_B \dot{v} + C_B(v)v = G_B(\xi) + O_B(v)\Omega + E_B\Omega^2 \quad (3.8)$$

M_B : Sistem eylemsizlik matrisi

$C_B(v)$: Corollis merkezci etkisi matrisi

$G_B(\xi)$: Yer çekim vektörü

$O_B(v)\Omega$: Jiroskobik etkilenme vektörü

I : Sistemin sahip olduğu eylemsizlik vektörü

$E_B \Omega^2$: Pervanelerin oluşturduğu kuvvet vektörü olmak üzere;

Sistem eylemsizlik matrisi [6],

$$M_B = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Corrollis merkezci matrisi [6],

$$C_B(v) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & -mS(V^B) \\ 0_{3 \times 3} & -S(I \omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & m\omega & -mv \\ 0 & 0 & 0 & -m\omega & 0 & mu \\ 0 & 0 & 0 & mv & -mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}r & -I_{YY}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ}r & 0 & I_{XX}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY}q & -I_{XX}p & 0 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

yerçekimi matrisi [6],

$$G_B(\xi) = \begin{bmatrix} F_G^B \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^{-1} F_G^E \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mgs_\theta \\ -mgc_\theta s_\phi \\ -mgc_\theta c_\phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Jiroskobik etkilenme matrisi [6],

$$O_B(v)\Omega = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

ve pervanelerin üretmiş olduğu kuvvetlerin ve torkların matrisi [6];

$$U_B(\Omega) = E_B \Omega^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

şeklinde bulunur. Bütün bulunan denklemler birleştirilirse,

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & m\omega & -mv \\ 0 & 0 & 0 & -m\omega & 0 & mu \\ 0 & 0 & 0 & mv & -mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}r & -I_{YY}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ}r & 0 & I_{XX}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY}q & -I_{XX}p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \\
\begin{bmatrix} mgs_\theta \\ -mgc_\theta s_\phi \\ -mgc_\theta s_\phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

buradan

$$\begin{bmatrix} m\dot{u} \\ m\dot{v} \\ m\dot{w} \\ I_{XX}\dot{p} \\ I_{YY}\dot{q} \\ I_{ZZ}\dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m\omega q - mvr \\ -m\omega p + mur \\ mvp - muq \\ I_{ZZ}rq - I_{YY}qr \\ -I_{ZZ}rp + I_{XX}pr \\ I_{YY}qp - I_{XX}pq \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mgs_\theta \\ -mgc_\theta s_\phi \\ -mgc_\theta s_\phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + J_{TP} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ q(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ p(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \\ 0 \end{bmatrix} + \\
\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ bl(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ bl(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

sonucuna ulaşılır. Bu durumda sonuç olarak

$$\bullet \quad \dot{u} = vr - \omega q + gs_\theta \quad (3.16)$$

$$\bullet \quad \dot{v} = \omega p - ur - gc_\theta s_\phi \quad (3.17)$$

$$\bullet \quad \dot{w} = uq - vp - gc_\theta s_\phi + \frac{U_1}{m} \quad (3.18)$$

$$\bullet \quad \dot{p} = \frac{qr(I_{YY} - I_{ZZ})}{I_{XX}} - \frac{J_{TP} q \Omega}{I_{XX}} + \frac{U_2}{I_{XX}} \quad (3.19)$$

$$\bullet \quad \dot{q} = \frac{rp(I_{ZZ} - I_{XX})}{I_{YY}} + \frac{J_{TP} p \Omega}{I_{YY}} + \frac{U_3}{I_{YY}} \quad (3.20)$$

$$\bullet \quad \dot{r} = \frac{qp(I_{XX} - I_{YY})}{I_{ZZ}} + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \quad (3.21)$$

sistemin davranışını özetleyen 6 denklem bulunmuş olur.

3.3.2 Melez Çerçeveye Göre Denklem Takımlarının Çıkarımı

Sistem gövdesini referans alan çerçeveye göre çıkarılan açısal hızlar sistem gövdesini referans alan çerçevenin de açısal hızlarına eşit olarak kabul edilirse, yani p, q, r açısal hızları, $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$ açısal hızlarına eşit olursa bu durumda Eşitlik 3.2 birim matrise dönüşecek ve yere göre denklem takımları kolayca çıkarılabilecektir. Bu durumda oluşan melez çerçevede yer değiştirme ve dönme Eşitlik (3.22) de matris formunda

$$\zeta = [\Gamma^E \quad \omega^B] = [\dot{X} \quad \dot{Y} \quad \dot{Z} \quad \dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}] \quad (3.22)$$

yazılabilir. Eşitlik 3.22'ye binaen Newton hareket yasası da matris formunda yazılırsa(Eşitlik 3.23) [6];

$$M_H \dot{\zeta} + C_H(\zeta)\zeta = G_H + O_H(\zeta)\Omega + E_H(\zeta)\Omega^2 \quad (3.23)$$

Eşitlik 3.23'ü açarsak; sistemin kütle ve eylemsizlik matrisi [6],

$$M_H = M_B = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Corollis merkezci etkilenme matrisi [6],

$$C_H(\zeta) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -S(I \omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}\dot{\psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ}\dot{\psi} & 0 & I_{XX}\dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY}\dot{\theta} & -I_{XX}\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

yerçekimi matrisi [6],

$$G_H = \begin{bmatrix} F_G^E \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

jiroskopik etki matrisi [6],

$$O_H(\zeta)\Omega = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dot{\theta} & -\dot{\theta} & \dot{\theta} & -\dot{\theta} \\ -\dot{\phi} & \dot{\phi} & -\dot{\phi} & \dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -\dot{\theta}\Omega \\ \dot{\phi}\Omega \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

ve iki çerçeve arasındaki dönüşüm matrisi [6];

$$E_H(\zeta)\Omega^2 = \begin{bmatrix} R_\theta & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} E_B \Omega^2 =$$

$$\begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\phi + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi & 0 & 0 & 0 \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\phi + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi & 0 & 0 & 0 \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi & 0 & 0 & 0 \\ & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (c_\theta c_\phi)U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

bulunur. Bütün bulunanlar birleştirilirse;

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}\dot{\psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ}\dot{\psi} & 0 & I_{XX}\dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY}\dot{\theta} & -I_{XX}\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + J_{TP} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -\dot{\theta}\Omega \\ \dot{\phi}\Omega \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (c_\theta c_\phi)U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

Buradan;

$$\begin{bmatrix} m\ddot{X} \\ m\ddot{Y} \\ m\ddot{Z} \\ I_{XX}\ddot{\phi} \\ I_{YY}\ddot{\theta} \\ I_{ZZ}\ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ I_{ZZ}\dot{\theta}\dot{\psi} - I_{YY}\dot{\theta}\dot{\psi} \\ -I_{ZZ}\dot{\psi}\dot{\phi} + I_{XX}\dot{\psi}\dot{\phi} \\ I_{YY}\dot{\phi}\dot{\theta} - I_{XX}\dot{\phi}\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ -mg + (c_\theta c_\phi)U_1 \\ -J_{TP}\dot{\theta}\Omega + U_2 \\ J_{TP}\dot{\phi}\Omega + U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

çıkar. Sonuç olarak matris formdan aşağıdaki denklemler kolayca çıkarılabilir;

$$\bullet \quad \ddot{X} = (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi) U_1/m \quad (3.31)$$

$$\bullet \quad \ddot{Y} = (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi) U_1/m \quad (3.32)$$

$$\bullet \quad \ddot{Z} = -g + (c_\theta c_\phi) U_1/m \quad (3.33)$$

$$\bullet \quad \ddot{\phi} = \frac{-I_{ZZ}\dot{\theta}\dot{\psi} + I_{YY}\dot{\theta}\dot{\psi} - J_{TP}\Omega + U_2}{I_{XX}} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} \dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} \dot{\theta}\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \quad (3.34)$$

$$\bullet \quad \ddot{\theta} = \frac{I_{ZZ}\dot{\psi}\dot{\phi} - I_{XX}\dot{\psi}\dot{\phi} + J_{TP}\Omega + U_3}{I_{YY}} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} \dot{\psi}\dot{\phi} - \frac{J_{TP}}{I_{YY}} \dot{\phi}\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \quad (3.35)$$

$$\bullet \quad \ddot{\psi} = \frac{-I_{YY}\dot{\phi}\dot{\theta} + I_{XX}\dot{\phi}\dot{\theta} + U_4}{I_{ZZ}} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} \dot{\phi}\dot{\theta} + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \quad (3.36)$$

4 TEST DÜZENİĞİNİN TANITILMASI VE DENEYSEL ÇALIŞMALAR

4.1 Kullanılan Yer Düzenegi

Bu tez çalışması gerçek uçuş aracının dönel (rotational) kontrolü için bir başlangıç çalışması olarak yapılmıştır. Uzayda serbest hareket (translational) kontrolü ilerde yeni yapılacak uçuş aracında test edilecektir.

Şekil 4.1 görüldüğü gibi deneyde kullanılan uçuş aracı düzeneginde uçuş aracı üç serbestlik açısına sahiptir. Bunlar yunuslama, yuvarlanma ve sapmadır. Sistemin gerçek uçuş aracına göre farkı, merkezinde meydana gelen dönmeyi engelleyici sürtünme kuvvetidir ve bu sürtünme kuvveti de Matlab ile yapılan matematiksel modellemeye dâhil edilmiştir.

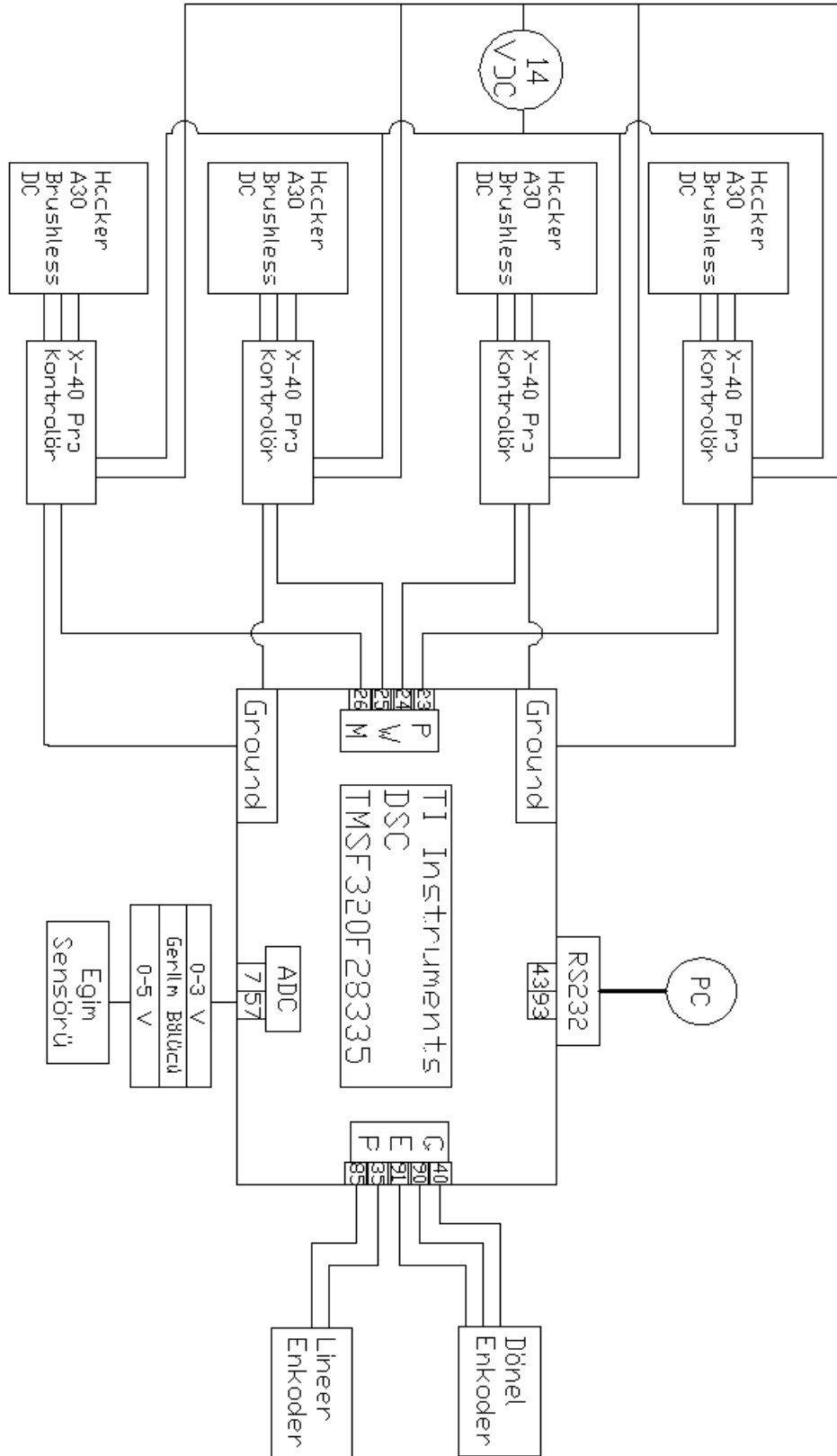
Yer düzeneginde standart DC motora göre daha hızlı tepki veren ve daha güçlü Fırçasız (brushless) motor kullanılmıştır. Bu motorlar Fırçasız Motor Kontrolör (brushless motor controller) aracılığıyla kontrol edilmektedir. Fırçasız Motor kontrol edici devre sistemdeki işlemci tarafından üretilen PWM sinyalleriyle kontrol edilmektedir. Ayrıca gerçek uçuş aracından farklı olarak, sapma açısı Dönel Kodlayıcı (rotational encoder) yardımı ile ölçülmektedir. Düzenekte yunuslama ve yuvarlanma açıları tek bir eğim sensörü tarafından işlemcinin ADC modülü yardımıyla ölçülebilmektedir.



Şekil 4.1 Uçuş aracı test düzenegi

4.2 Uçuş Aracı Yer Düzeneginde Kullanılan Malzemeler

Dört Pervaneli uçuş aracı deney düzeneğinde özetle Şekil 4.2’de gösterildiği gibi 4 adet motor, 4 adet motor kontrolör, 1 adet dönel kodlayıcı, 1 adet doğrusal kodlayıcı, 1 adet eğim sensörü, 1 USB seri protokol çevirici, 1 adet 14 V 40Amp güç kaynağı ve 1 adet, sistemi RS232 üzerinden kontrol etmeye yarayan Windows tabanlı PC kullanılmıştır. 14V 40Amp güç kaynağı yerine deneyde ilerde tasarlanması düşünülen uçuş aracı için ön çalışma amacıyla devre pillerle de denenmiş ve çalıştırılmıştır.



Şekil 4.2 Donanımda kullanılan devre elemanları ve bağlantı diyagramı

4.2.1 Piller

Uçuş aracında kullanılan motorlar yüksek güce ve hızlı ivmelenebilme özelliğine sahiptirler. Bu amaçla yüksek güç verebilen ve hafif olan piller tercih edilmiştir. İhtiyaçlarımızı karşılayan pil 14,8 V 4350MA FlightPower Hacker Evo 20 marka Lithium Polymer pil olmuştur (Şekil 4.3).



Şekil 4.3 Uçuş aracında kullanılan pillerden biri

4.2.2 Motorlar

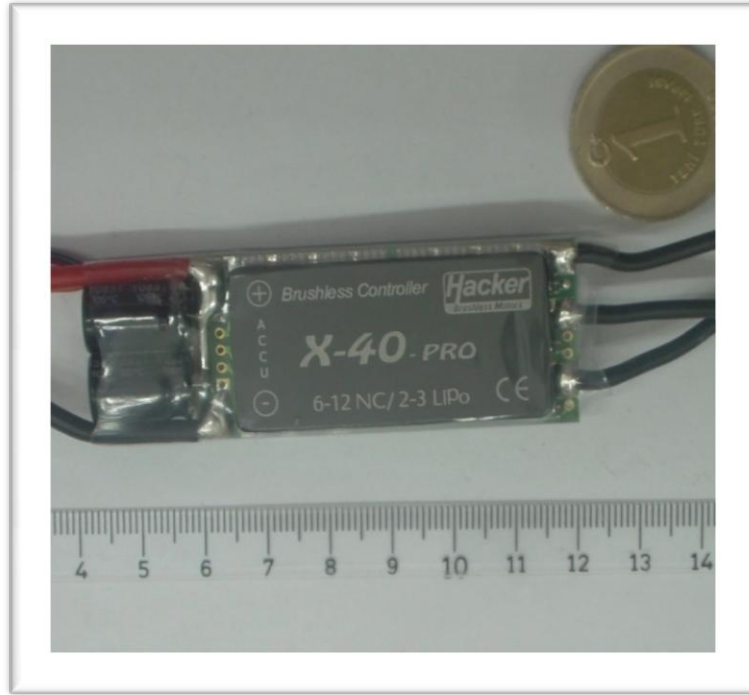
Bu projede RC model uçaklarda kullanılan Hacker marka fırçasız elektrik motoru (Şekil 4.4) kullanılmıştır. Bu motorlar sisteme istenilen hareketi verebilecek kadar güçlü, hızlı ivmelenebilen ve boyut olarak da küçük motorlardır (Şekil 4.4).



Şekil 4.4 Uçuş aracı test düzeneğinde pervaneleri çeviren motorlardan biri

4.2.3 Motor Sürücüleri

Projede Hacker Motorların kendi X40 motor sürücülerini kullanılmıştır (Şekil 4.5). Bu sürücüler 100 Hz'lik PWM sinyallerle çalışmaktadır. PWM sinyaller %6 iş zamanı (duty cycle) ile %10 iş zamanı arasında arttırılarak sürücü devreye başla komutu gönderilmektedir. %10 iş zamanı %20 iş zamanı arasında ise, motorlar 0 ile 18000 devir arasında PWM iş zamanı ile doğru orantılı bir hıza sahip olmaktadır.



Şekil 4.5 Uçuş aracı test düzeneğinde kullanılan fırçasız motor kontrol edici devre

4.2.4 Açılölçer (Inclinometer)

Test düzeneğinde SCA100T serisi iki eksen (yunuslama ve dönme açısı) açılölçer kullanılmıştır (Şekil 4.6). Sistem saniyede 100 değişik açılölçerini, analog veri olarak verebilmektedir. Yüksek ivmeli açılölçerimlerinde hatalı sonuçlar gözlemlenmiştir



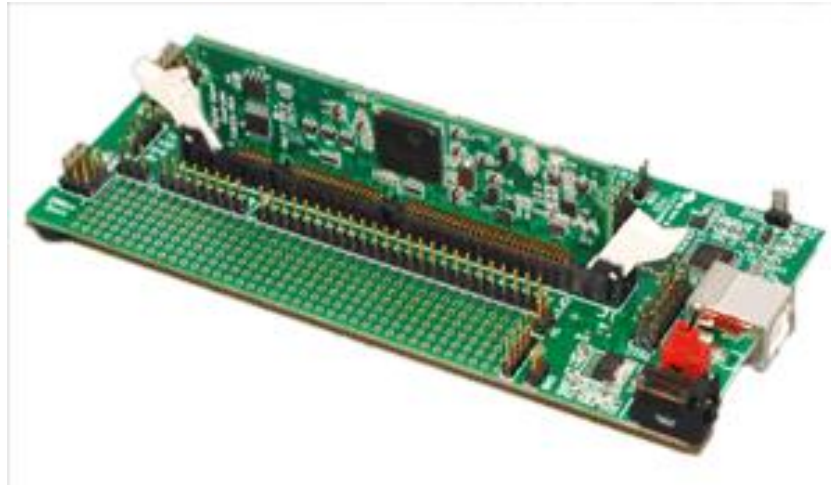
Şekil 4.6 Test düzeneğinde kullanılan açılölçer

4.2.5 Dönel Kodlayıcı (Rotary Encoder)

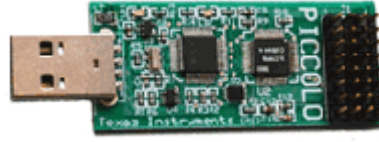
Sistemde sapma açısını kontrol etmek için standart, bir devirde 2000 darbe üreten dönel kodlayıcı (rotary encoder) kullanılmıştır.

4.2.6 Mikroişlemci ve Programlama

Sistemde Texas Instrument firmasının üretmiş olduğu TMS320F28235 dijital sinyal kontrol edici (Digital Signal Controller) işlemcisi kullanılmış ve bu işlemci yine aynı firmanın üretmiş olduğu Code Composer kullanıcı arabirimi ile C programlama dili kullanılarak programlanmıştır. İşlemci aynı zamanda RS232 haberleşme arabiriminden Microsoft C++/CLI dili ile yazmış olduğumuz PC programı ile 57600 Baud haberleşme hızı ile haberleşmektedir. Haberleşme sonucu hem gömülü sisteme komut verilebilmekte, hem de gömülü sistemin verdiği cevaplar gerçek zamanlı olarak PC ekranında izlenebilmekte, ayrıca sistemin vermiş olduğu cevap Matlab altında da dinamik olarak çizdirilebilmektedir. Sistemin ilk çalışmaları yine Texas Instrument Firmasının üretmiş olduğu Piccolo kontrol çubuğu (Piccolo Control Stick) adlı deney kartı ile yapılmıştır (Şekil 4.8). Şekil 4.8'deki deney kartı kullanımı kolaylığı ile beraber saniyede 60 milyon işlem yapabilme yeteneğine sahip bir DSC'dir. Şekil 4.7'da tez çalışmasında kullanılan üzerinde bir adet TMS320F28235 DSC mikro denetleyicisi bulunan deney kartı görülmektedir.

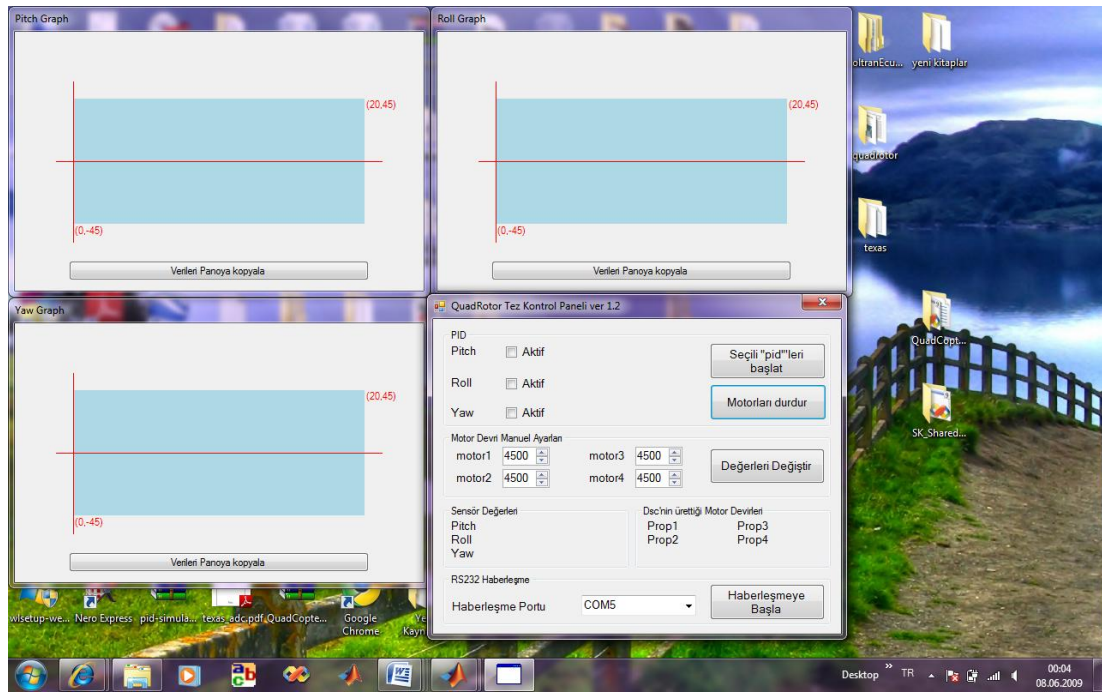


Şekil 4.7 Sistemde kullanılan işlemci ve deney kartı



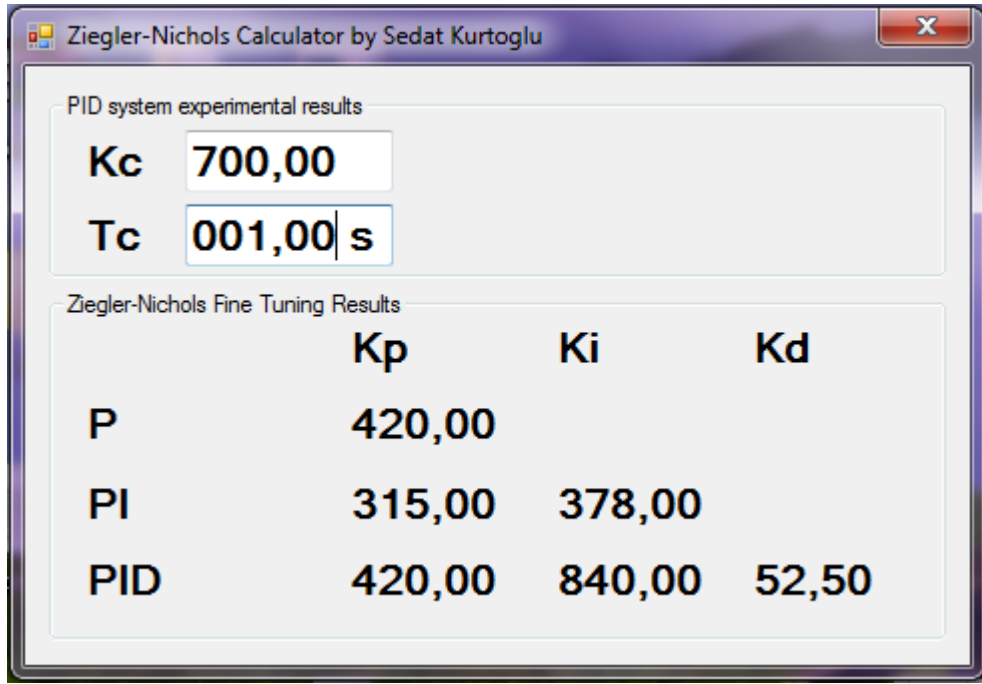
Şekil 4.8 Sistemin ilk testlerinin yapıldığı Piccolo Kontrol Stick test kartı

Bu tez çalışmasında ayrıca sistem PC üzerinden hem kontrol edebilen hem de sistemin ürettiği geçici hal cevabını dinamik olarak çizebilen ve Matlab programına transfer edebilen bir PC yazılımı yapılmıştır (Şekil 4.9). Bu PC programı .NET tabanlı olup C++/CLI diliyle yazılmıştır. Bu dilin bu tür kontrol sistemi tasarımcıları için büyük faydası bulunabilmektedir, çünkü .Net'in grafik arabirimi ve C++'ın gücü ve esnekliği, ayrıca yönetilen ve yönetilmeyen C/C++ kodlarına aynı uygulamada izin verebilmesi çok büyük artılar sunmaktadır.



Şekil 4.9 Donanımla gerçek zamanlı haberleşebilen PC programı arabirimi

Yine bu tez çalışmasında işlem hatası yapmamak için küçük bir araç geliştirilmiştir (Şekil 4.10). Bu araç sayesinde çok basitçe PID kontrol sistemi giriş parametreleri hızlı bir şekilde bulunabilmektedir.



Şekil 4.10 Tez aşamasında yapılmış olan Ziegler Nichols hesap makinesi

4.2.6.1 Kullanılan Mikro Denetleyici:

Bu tez çalışmasında Texas Instrument Firması'nın C3200 ailesinden TMS320F28335 seri nolu DSC (Digital Signal Controller) mikro denetleyicisi kullanılmıştır. Kullanılan mikro denetleyici 150MHz hızında çalışmakta ve kendi için kayar noktalı sayılar üzerinde daha hızlı işlem yapabilmesini sağlayan FPU (floating point unit) ünitesi taşımaktadır [8] [13].

DSC'ler mikro kontrolörler ile DSP (Dijital Signal Processor)'lerin ortak özelliklerini taşırlar [14]. Örneğin bir mikro kontrolör gibi kesmelere hızlı cevap verirler, bununla beraber DSP'ler gibi bir işlemci zamanında (single cycle) çarpma ve toplama yapabilme, Barrel kaydırıcısı (Barrel Shifter) ve büyük akümülatör kaydedicilerine (large accumulator registers) sahiptirler [14]. Bu sayede matematiksel işlemleri sıklıkla yapıldığı uygulamaların, DSP'lerde ve dolayısıyla DSC'lerde daha verimli çalışması mümkündür.

4.2.6.1.1 Kullanılan Mikro Denetleyicinin Modülleri:

Bu tez çalışmasında Texas Instrument Firmasının TMS320F28335 seri nolu mikro denetleyicisi kullanılmıştır.

Kullanılan mikro denetleyicinin özellikleri;

- Bir atomik işlem 6.67 ns'lik bir süreç almaktadır [15].

- İşlemci kayar noktalı sayılar üzerinde dört işlem için ek olarak FPU (floating point unit) taşımaktadır.
- İşlemcinin RAM mimarisi SRAM'dır. (Single-access RAM). Mimaride toplam 34K'lık bir RAM mevcuttur [15].
- 3.3V ile çalışan 256K'lık bir flash belleğe sahiptir [15].
- 6 kanallı DMA (Direct Memory Access) arabirimine sahiptir [15].
- 6 kanallı PWM arabirimine sahiptir. Ayrıca 6 kanallı yüksek çözünürlüklü HRPWM arabirimine sahiptir [15].
- 32 bit genişlikli 6 tane sinyal yakalama (Capture) arabirimine sahiptir ki, bu arabirimler aynı zamanda yardımcı PWM kaynağı olarak da kullanılabilirler [15].
- 32 bit genişlikli çalışabilen 2 tane QEP (Quadrature Encoder Peripheral) arabirimine sahiptir [15].
- 16 tane 12 bit genişlikli ADC (Analog Digital) Çevirici arabirimine sahiptir [15].
- 3 tane 32 bit sayıcı zamanlayıcı (Timer)'ya sahiptir [15].
- İşlemcide 3 tane seri haberleşme kanalı SCI (Serial Communication Interface) arabirimi bulunmaktadır [15].
- İşlemcide 88 tane genel amaçlı GPIO(General Purpose Input Output Unit) bulunmaktadır [15].

4.2.6.1.1.1 GPIO Modülü:

Mikro denetleyicide 88 adet giriş çıkış arabirimi mevcuttur [15] ve bunların herhangi biri giriş ya da çıkış olarak kullanılabilir ve görevleri çalışma sırasında değiştirilebilir.

4.2.6.1.1.2 ADC Modülü:

Mikro denetleyicide 16 tane 12 bit ADC modülü [15] bulunmaktadır. Bu modüller sıralı, aynı anda ya da faz gecikmeli olarak kullanılabilirler [8] [9], ya da iki tane çok yüksek hızlı ADC modülü olarak kullanılabilirler [9]. Bununla beraber modüllerin çalışması koddan bağımsız otomatik olarak ya da koddan tetiklemeli olabilir [9]. ADC modülü 0-3V arası analog sinyaller için maksimum, saniyede 12,5

milyon çevirim yapabilmektedir [15] [9], yani her bir çevirim yaklaşık 80ns sürmektedir.

Bu tez çalışmasında kullanılan eğim sensörü 0-5V arası gerilim [16] ürettiğinden bir gerilim bölücü ile bu sinyaller (yunuslama ve yuvarlanma açısı için) 0-3V'luk analog sinyallere dönüştürülmüştür.

Çevirim sonrası oluşan dijital değer ile giriş sinyali genliği arasında aşağıdaki bağıntılar türetilir [9].

- Dijital değer = 0 , giriş gerilimi $\leq 0V$ (4.1)

- Dijital değer = $2^{12} \frac{\text{giriş gerilimi} - ADCL0}{3}$, $0V < \text{giriş gerilimi} < 3V$ (4.2)

- Dijital değer = 2^{12} , $\text{giriş gerilimi} \geq 3V$ (4.3)

(4.2)'de giriş gerilimi, eğer eğim sensörü çıkışı olarak alınırsa;

- Dijital değer = $2^{12} \frac{\text{giriş gerilimi} - ADCL0}{3} * \frac{3}{5} =$
 $2^{12} \frac{\text{giriş gerilimi} - ADCL0}{5}$, $0V < \text{giriş gerilimi} < 5V$ (4.4)

haline dönüşecektir. ADCLO değeri ADC modülünün toprağa bağlandığı noktadaki gerilim değeridir ve normal koşullarda değeri 0V'dur.

4.2.6.1.1.2.1 ADC Modülü Kalibrasyonu:

ADC modülü çevirimi doğrusal olmakla beraber ve belli bir kazanç hatası ve ofset hatasına sahiptir. İdeal çevrim sonucu elde etmek için Texas Instrument tarafından Adc_cal.asm çalışır dosyası projeye eklenmelidir [9]. Bu çalışır dosya Texas Instrument tarafından mikro denetleyici içerisinde bulunan OTP belleğine (OTP belleği sadece bir kez yazılabilir ve daha sonra içeriği değiştirilemez ve içeriği fabrika çıkışı değiştirilmiştir [15]) bağlanıp buradan ADC kalibrasyonu için ADCREFSEL ve ADCOFFTRIM değişkenlerini doğru değerlerine getirir. ADCREFSEL ve ADCOFFTRIM değerleri bu şekilde girilmez ise işlemci yanlış ADC ölçümü yapabilir [9]. ADCREFSEL parametresi giriş geriliminin hangi gerilim aralığında olduğunu belirtmek için kullanılır, idealde bu aralık 0-3V arasındır [9] [27]. ADCOFFTRIM parametresi ise ofset hatasının değerini belirtmektedir.

İdealde ADC çevrimi y çıkış x giriş sayaç değeri olmak üzere;

- $y = x * mi$ (4.5)

eşitliği ile gösterilebilir. Burada

- x : giriş gerilimi sayaç değeri = giriş gerilimi $\times \frac{4095}{3}$ (4.6)

m_i : ideal kazanç olmak üzere;

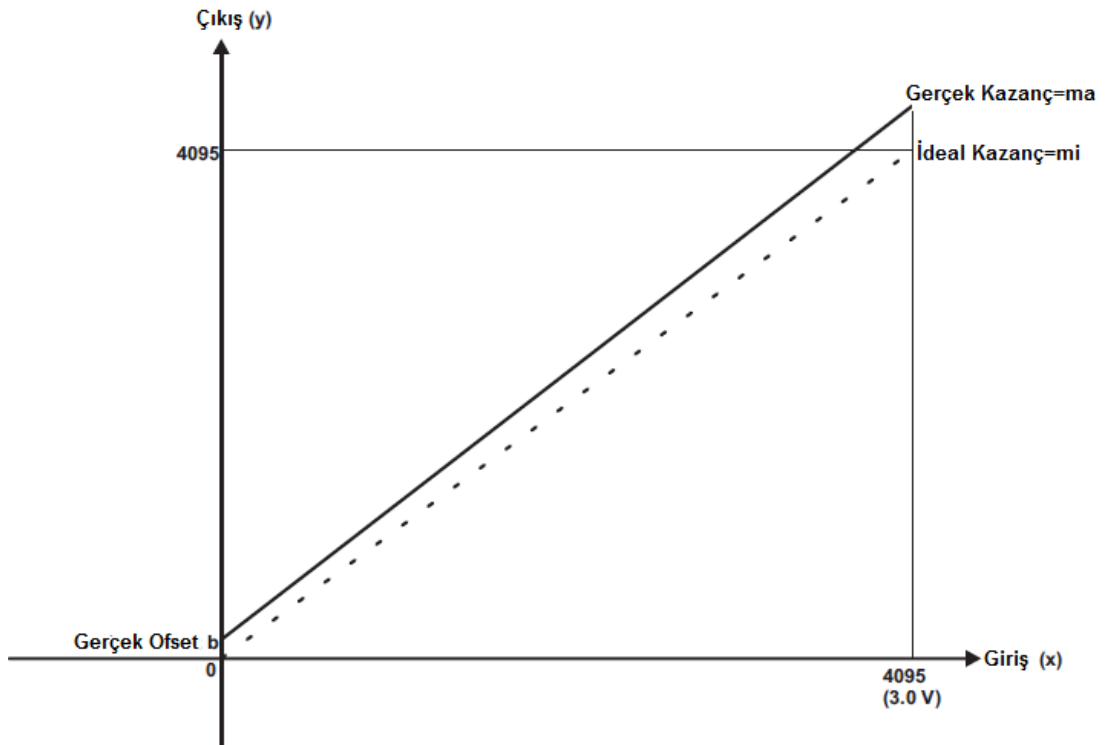
$m_i=1.000$ 'dir.

y : giriş gerilimine ait ADC çevirim sonucu olmak üzere;

(4.5) gerçek sistemde ise ;

- $y = (x * m_a) + b$ (4.7)

şeklinde [27]. (4.7)'de m_a hatalı kazanç, b ise ofset hatasını göstermektedir.



Şekil 4.11 Gerçek analog dijital çeviricide çıkış ile giriş arasındaki ilişkiyi gösteren grafik [27].

4.2.6.1.1.3 PWM Modülü

PWM modülü, maksimum 4'e bölebilen bir ön frekans bölücü (prescaler) ve maksimum 8'e bölebilen bir son bölücüye (postscaler) sahiptir ve 16 bit genişlikli devir sayacına (Time Base Counter) ve 16 bit PWM iş zamanı sayacına sahiptir [12].

4.2.6.1.1.4 QEP Modülü

QEP modülü dönel ve doğrusal kodlayıcıların çıkışlarını analiz etmek için tasarlanmıştır. Mikro denetleyicide 2 adet 32 bit QEP modülü bulunmaktadır [8] [15]. QEP modülü yakalama (Capture) modülünün üzerine inşa edilmiştir. QEP modülünün amacı A ve B girişlerindeki kare dalga darbeleri saymaktır ve A ve B'nin

faz önceliğini hesap etmektir, A fazı B fazından önde ise modül sayacı arttırılmakta, tersi durumda modül sayacı azaltılmaktadır [10]. QEP modülü Z bacağında bir yükselen kenar (rising edge) görürse kendi sayıcısını sıfırlamaktadır [10]. Z bacağı dönel kodlayıcı her devir attığında bir darbe sinyali üretmektedir, QEP modülü kendi içindeki devir sayacını buna göre arttırmakta ve açılı sayacını da yine bu darbe sinyaline göre sıfırlamaktadır [10]. Doğrusal kodlayıcıda Z bacağına ihtiyaç yoktur [10].

Bu tezde kullandığımız dönel kodlayıcı bir tam devirde 2000 darbe sinyali üretmektedir. Haliyle ölçülen açılı

$$A_{\text{çılı}} = \frac{QEP \text{ Açılı Sayacı}}{2000} 360 \quad (4.8)$$

formülü ile derece cinsinden ölçülebilir. Görüldüğü üzere QEP modülünün çalışması gayet basittir, QEP modülünü kullanmaksızın CAP modülü kullanarak da dönel kodlayıcı için açılı ve devir ölçmek ve hatta açısal hız ve RPM (dakikadaki devir miktarı) ve açısal ivme ölçümü de mümkündür. QEP modülünü kullanmak, CAP modülünü kullanmaya göre avantajlıdır, çünkü bu durumda bütün iş gömülü yazılımdan bağımsız olarak donanımsal olarak halledilmektedir.

4.3 Analog PID ve Dijital PID

Analog PID denetleyicileri, yarım yüzyılı aşkın bir süreden beri endüstriyel kontrol sistemlerinde oldukça yaygın olarak ve başarıyla kullanılmaktadır [17]. PID denetleyicisi, istenen çıkışla gerçek çıkış arasındaki farktan oluşan hata işaretini sahip olduğu oransal, integral (toplamsal) ve türevsel (proportional, integral, derivative) terimlerinin çeşitli ağırlıklarıyla işleyerek sistemin arzu edilen cevapları üretmesini amaçlar. Eğer işlenen hata işareti zamanda sürekliyse, analog PID; ayrıklaştırılmışsa dijital (sayısal) PID kullanılmalıdır. Bilindiği üzere, analog PID denetleyicileri direnç ve kondansatör gibi pasif elemanların uygun bağlanmasıyla elde edilmiş OPAMP'lı aktif devrelerle gerçekleştirilmekteyken; dijital PID denetleyicileri bilgisayar ve mikro denetleyici gibi elektronik cihazlarda koşturulan yazılımlarla gerçekleştirilmektedir. Gelişen teknoloji mikro denetleyicilerle dijital PID tasarımını mümkün kılmaktadır. Mikro denetleyicili sistemlerde sistemin bakım maliyeti düşmekte ve tasarım süreci kısalmaktadır. Günümüzde mikro denetleyiciler geçmişin masaüstü bilgisayarları kadar hızlı çalışabilmekte ve bu sayede düşük

çalışma periyotlarında neredeyse Analog PID'lere yakın sonuçlar elde edilebilmektedir.

4.3.1 PID Kontrol Parametreleri

- **Oransal Kontrol Parametresi, (Proportional Control Parameter), K_p :** Oransal kontrol parametresi sistemin hataya göre tepki şiddetini ve hızını arttırıp azaltmaya yarar. Sistemin hatası, sistemin istenen cevabı ile sistemin hali hazırdaki ürettiği cevap arasındaki farktır.
- **İntegral Kontrol Parametresi (Integral Control Parameter), K_i :** İntegral kontrol parametresi sistemin hata birikimine göre tepkisini arttırıp azaltmaktadır.
- **Türevsel Kontrol Parametresi (Derivative Control Parameter), K_d :** Türevsel kontrol parametresi sistemin hata değişimine göre tepkisini arttırıp azaltmaktadır.

4.3.2 Endüstride En Çok Kullanılan PID Çeşitleri

4.3.2.1 P Kontrol:

P kontrolünde sistemde sadece oransal kontrol yapılmaktadır. Bu tür sistemlerde oransal kontrol parametresinin arttırılması, sistemin yükselme zamanını düşürüp, aşmayı arttırır ve sistemin kalıcı hal hatasını azaltır. Bu parametrenin çok fazla artımı sistemi kararsız hale sokabilir.

4.3.2.2 PD Kontrol

PD kontrolünde sistemde oransal ve türevsel kontrol yapılmaktadır. Bu tür kontrolde amaç cevabın oturma zamanını kısaltmak ve aşımalarını düşürmektir. PD kontrol sisteminde gürültü varsa çoğu zaman tercih edilmemektedir, çünkü bu tür kontrolde sistem gürültülere aşırı tepki vermektedir. Bunun sebebi, gürültü işaretinin frekansı normal kontrol işaretininkine göre çok yüksek olduğundan gürültü eklenmiş işaretin türevinin yüksek genlikli bir çıkış üretecek olmasındandır. Bu beklenmeyen yüksek genlikli işaretler OPAMP'ları doyuma götürmek gibi çeşitli istenmeyen sonuçlar doğuracak, arzu edilen çıkışların üretilmesini engelleyecektir.

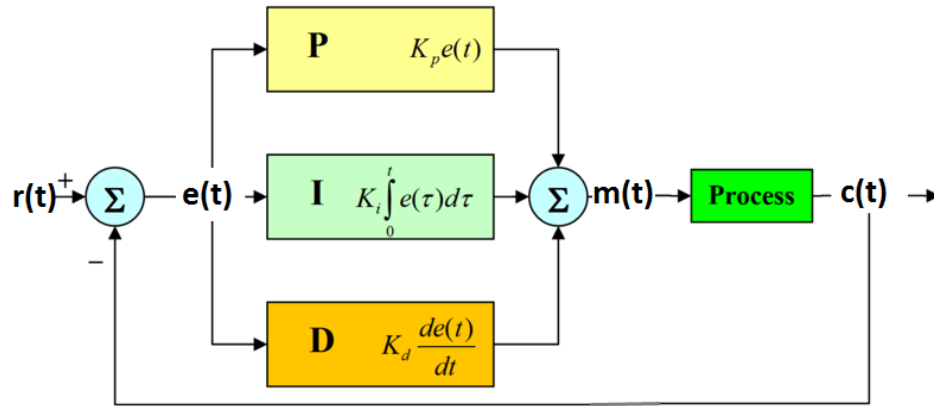
4.3.2.3 PI Kontrol

PI kontrolünde sistemin oransal ve integral kontrolü yapılmaktadır. Bu tür kontrolde amaç cevabın yerleşme zamanını fazla uzatmadan kalıcı hal hatasını sıfırlamaya veya azaltmaya çalışmaktır. En çok kullanılan kontrol tipidir.

4.3.2.4 PID Kontrol

PID kontrolünde sistemde oransal, integral ve türevsel kontrol yapılmaktadır. Amaç aşırımları az, hızlı ve kalıcı hal hatası sıfırlanmış çıkışlar elde etmektir.

4.3.3 Analog ve Dijital PID'nin Teorik Altyapısı



Şekil 4.12 Analog PID blok diyagramı [18]

K_p Oransal kontrol sabiti K_i integral kontrol sabiti ve K_d türevsel kontrol sabiti olmak üzere Şekil 4.12'deki sistem matematiksel olarak;

$$m(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.9)$$

ya da

$$m(t) = K \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (4.10)$$

(4.10)'de T_i integral zamanı ve T_d türev zamanı olarak isimlendirilir.

(4.10)'un Laplace dönüşümü alınırsa denklem

$$M(s) = K \left[1 + \frac{1}{sT_i} + T_d s \right] E(s) \text{ 'ye dönüşür.} \quad (4.11)$$

Şimdi 4.10'u ayrık zamanlı olarak gösterirsek; T dijital sistemin örnekleme zamanı olmak üzere;

$$m(kT) =$$

$$K \left\{ e(kT) + \frac{T}{T_i} \left(\frac{e(0)+e(T)}{2} + \frac{e(T)+e(2T)}{2} + \dots + \frac{e((k-1)T)+e(kT)}{2} \right) + \frac{T_d}{T} (e(kT) - e((k-1)T)) \right\} \quad (4.12)$$

denklem 4.10'un z transformu alınır

$$M(z) = K \left[1 - \frac{T}{2T_i} + \frac{T}{T_i} \frac{1}{1-z^{-1}} + \frac{T_d}{T} (1 - z^{-1}) \right] E(z) \quad (4.13)$$

olur. Buradan

$$\bullet \quad K_p = K - \frac{KT}{2T_i} \quad (4.14)$$

$$\bullet \quad K_i = \frac{KT}{T_i} \quad (4.15)$$

$$\bullet \quad K_d = \frac{KT_d}{T} \quad (4.16)$$

alınır daha sade bir şekilde literatürde de verilen [17]

$$M(z) = \left[K_p + \frac{K_i}{1-z^{-1}} + K_d(1 - z^{-1}) \right] E(z) \quad (4.17)$$

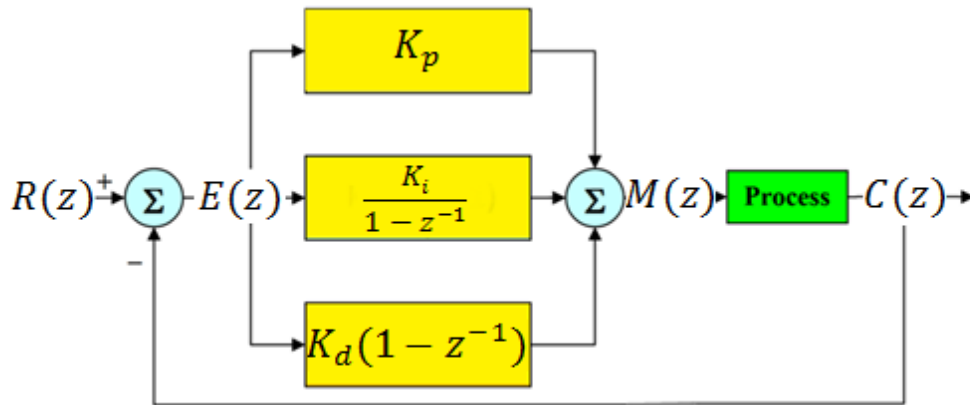
sonucuna ulaşırız. Eşitlik (4.17), Şekil 4.13'de blok diyagramı olarak sunulmuştur.

(4.17)'de gösterilen denklemde;

K_p : Oransal Kazanç Sabiti,

K_i : İntegral Kazanç Sabiti,

T_d : Türevsel Kazanç Sabiti'dir.



Şekil 4.13 Dijital PID blok diyagramı [18]

4.3.4 Dijital PID'nin Algoritmaya Dönüştürülmesi

Eşitlik (4.12)'yi literatür'deki K_p , K_i ve K_d sabitleri ile (4.14), (4.15), (4.16)'ya göre yeniden düzenlersek;

$$m(kT) = K_p e(kT) + K_i \left(\frac{e(0)+e(T)}{2} + \frac{e(T)+e(2T)}{2} + \dots \frac{e((k-1)T)+e(kT)}{2} \right) + K_d \left(\frac{e(kT)-e((k-1)T)}{2} \right) \quad (4.22)$$

(4.22)'yi özet algoritma haline getirirsek;

```

önceki_hata = 0
integral = 0
başla:
  hata = istenilen_değer - hali_hazırdaki_değer
  integral = integral + (önceki_hata+hata)/2
  türev = (hata - önceki_hata)/2
  çıkış =  $K_p$ *hata +  $K_i$ *integral +  $K_d$ *türev
  önceki_hata = hata
  dt süresi kadar bekle
  başla'ya geri dön

```

Yukarıdaki algoritmaya göre PID sisteminin örnekleme zamanı (T) değişirse K_i ve K_d parametrelerinin yeniden hesaplanması gerekecektir. Bu durumu önlemek ve kullanım kolaylığı sağlamak açısından yine literatüre uygun olarak;

$$\bullet \quad K_i = \frac{K}{T_i} \quad (4.23)$$

$$\bullet \quad K_d = \frac{KT_d}{2} \quad (4.24)$$

olarak alınırsa ve buna göre (4.22) düzenlenirse;

$$\begin{aligned}
 m(kT) &= K_p e(kT) \\
 &+ K_i T \left(\frac{e(0) + e(T)}{2} + \frac{e(T) + e(2T)}{2} \right. \\
 &+ \dots \frac{e((k-1)T) + e(kT)}{2} \Big) + \frac{K_d}{T} (e(kT) - e((k-1)T)) \\
 &= K_p e(kT) + K_i T \left(\frac{e(0)}{2} + e(T) + e(2T) + \dots + \frac{e(kT)}{2} \right) \\
 &+ \frac{K_d}{T} (e(kT) - e((k-1)T)) \\
 &\approx K_p e(kT) + K_i T (e(T) + e(2T) \dots e(kT)) \\
 &+ \frac{K_d}{T} (e(kT) - e((k-1)T))
 \end{aligned}$$

(4.25)

elde edilir. Eşitlik (4.25) özet algoritmaya dönüştürülürse [18];

```

önceki_hata = 0
entegral = 0
başla:
  hata = istenilen_değer - hali_hazırdaki_değer
  entegral = entegral + hata*dt
  türev = (hata - önceki_hata)/dt
  çıkış =  $K_p$ *hata +  $K_i$ *entegral +  $K_d$ *türev
  önceki_hata = hata
  dt süresi kadar bekle
başla'ya geri dön

```

haline gelir. Dikkat edilirse bu sayede örnekleme zamanı değiştiğinde K_i ya da K_d değişmeyecek, hem de sistemde daha az bölme ve toplama işlemi yapılacağından daha verimli bir algoritma elde edilecektir. Matlab Simulink'teki ayrık PID algoritmasında da aynı yaklaşım kullanılmıştır..

4.4 PID Parametrelerini Ayarlama Yöntemleri

PID ile kontrol edilen sistemlerde PID parametrelerini önceden tahmin etmek tasarımcı için zor ve zaman alıcı bir iştir. Bununla beraber tasarlanmış sistem yanlış parametrelerle çalışmayabilir hatta bozulabilir veya çevresine zarar verebilir. Ayrıca sistemin çalışma karakteristiğini belirleyen transfer fonksiyonu veya sistemin matematiksel modeli elde edilmemiş veya elde edilememiş ise bu tür ön ayarlama yöntemleri oldukça faydalı olmakta ve kolayca güzel sonuçlar elde edilmesini sağlayabilmektedir.

4.4.1 Ziegler Nichols Yöntemi

Ziegler Nichols yöntemi PID parametrelerini ayarlamak için kullanılan ilk yöntemdir denebilir. 1942 yılında iki mühendis tarafından Pnömatik kontrolörler üzerinde yapılan çalışmalar sonrasında ortaya çıkarılmış PID ayarlama kurallarıdır [23]. Bu yöntemin nasıl uygulanacağını adım adım yazacak olursak;

1. İntegral parametresi sıfıra eşitlenir. Böylece sistemin hata birikimine vermiş olduğu tepki yok edilir [21].
2. Türev parametresi sıfıra eşitlenir [21].
3. Sistemin oransal kazanç parametresi çok düşük bir sayıdan başlamak üzere sistem salınım meydana getirilinceye kadar arttırılır [21]. Kimi zaman kazanç

parametresini sürekli olarak 2 ile çarpılıp sistemin salınım yapması beklenir [21]. Sistem salınım yaptığında kazanç değeri kaydedilir. Bu durumdaki kazanç parametresine K_c denir. Sistemin salınım yaptığı noktada yine bu salınımın periyodu kaydedilir ve buna periyoda T_c denir.

Bu aşamalardan sonra aşağıdaki tabloyu kullanarak (Şekil 4.14) K_p , K_i , K_d parametreleri kolayca hesaplanabilir;

Ziegler-Nichols PID Kontrolör Ayarlama Referans Tablosu			
Kontrolör Tipi	K_p	K_i	K_d
P	$0.5 \cdot K_c$	-	-
PI	$0.45 \cdot K_c$	$1.2 K_p / T_c$	-
PID	$0.6 \cdot K_c$	$2 K_p / T_c$	$K_p T_c / 8$

Şekil 4.14 Ziegler-Nichols PID kontrolör ayarlama referans tablosu [19] [20]

Bu yöntem sonucunda bulunan değerler sadece sistemi ayarlamak için başlangıç değerlerini verir. Bu aşamadan sonra arzu edilen kontrol sağlanıncaya kadar çeşitli yöntemler kullanarak ya da elle PID parametreleri tekrar değiştirilir.

4.5 Gömülü Sistemin Çalışması

Sistemde kullanmış olduğumuz işlemci maksimum 150MHz hızında çalışmaktadır [15]. Biz de yaptığımız işlemlerde ve daha sonra yapacağımız kodlarda herhangi bir ciddi değişime sebebiyet vermemesi için sistemi 150MHz hızında çalıştırdık. Sistem eğim sensöründen ve dönel kodlayıcıdan gelen verileri tamamen donanımda hesap etmektedir [8], [9], [10], [15]. Örneğin ADC arabirimi ADC çevirimin başlayacağı anı kendi belirlemekte ve sonucunu ilgili hafıza bölümüne kendi yazmaktadır [9]. Yine kodlayıcıdan gelen verileri herhangi bir koda ihtiyaç olmadan donanımsal olarak hesap edebilmektedir [10]. Bununla beraber klasik yöntemlerle de ADC kanalı çevirim başlangıcı ve çevirim cevabının alınması kodla yapılabilen [9], bu noktada tercih programlayıcıya bırakılmaktadır. Kodlayıcı için, işlemcinin QEP arabirimi kullanılmıştır ama yine de Capture kanalı üzerinden de klasik olarak kodlayıcı verileri alınabilmektedir [8].

Sistem klasik olarak bir ana döngüye sahiptir. Sistemde ayrıca üç tane 100Hz'lik bir zamanlayıcı kesmesi, [13], PID denetleyicilerinin ana algoritmalarını periyodik olarak çalıştırmak için kullanılmıştır. İşlemcinin kayar nokta sayılar üzerinde yapılan işlemleri hızlı hesaplayabilmesi için kayar nokta ünitesi (FPU) kullanılmıştır [15].

Sistemde üç eksen serbestlikten dolayı, her bir eksen sırayla periyodik olarak kendi PID kontrolörleriyle denetlenmekte, bu PID denetleyicileri hava aracını kullanıcının istediği konuma getirmektedir.

Sistem çalışırken bütün motorlar 6300 devir/dakika ile çalıştırılmaktadır. Dönel açıları hesap eden bahsi geçen PID denetleyicileri ilgili motorların hızlarını bu başlangıç devrine göre arttırıp azaltmaktadırlar. Yani sistemdeki PID denetleyicileri açı hatasına göre motor devirlerini arttırıp azaltmaktadırlar ya da motor ivmelerini belirlemektedirler.

4.5.1 Sapma Açısına İlişkin PID Denetleyicinin Çalışması

Matematiksel Modelleme sonucu elde edilen dönel açıları tekrar ele alırsak bunlar

$$\bullet \quad \ddot{\phi} = \frac{-I_{ZZ} \dot{\theta} \dot{\psi} + I_{YY} \dot{\theta} \dot{\psi} - J_{TP} q \Omega + U_2}{I_{XX}} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} \dot{\theta} \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \quad (3.34)$$

$$\bullet \quad \ddot{\theta} = \frac{I_{ZZ} \dot{\psi} \dot{\phi} - I_{XX} \dot{\psi} \dot{\phi} + J_{TP} p \Omega + U_3}{I_{YY}} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} \dot{\psi} \dot{\phi} - \frac{J_{TP}}{I_{YY}} \dot{\phi} \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \quad (3.35)$$

$$\bullet \quad \ddot{\psi} = \frac{-I_{YY} \dot{\phi} \dot{\theta} + I_{XX} \dot{\phi} \dot{\theta} + U_4}{I_{ZZ}} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \quad (3.36)$$

Ayrıca sistemin merkezinde meydana gelen sürtünmeden dolayı

$$\bullet \quad \ddot{\psi} = \frac{-I_{YY} \dot{\phi} \dot{\theta} + I_{XX} \dot{\phi} \dot{\theta} + U_4}{I_{ZZ}} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{U_4}{I_{ZZ}} - \frac{\dot{\psi} c}{I_{ZZ}} \quad (4.26)$$

dir. Eşitlik (4.26)'da c sürtünme katsayısını göstermektedir. Yunuslama ve yuvarlanma açıları denklemleri basitleştirmek için başlangıçta 0 derece ve zamanla değişmez olarak düşünülürse;

$$\bullet \quad \ddot{\psi} = \frac{-I_{YY} \dot{\phi} \dot{\theta} + I_{XX} \dot{\phi} \dot{\theta} + U_4}{I_{ZZ}} = \frac{U_4}{I_{ZZ}} - \frac{\dot{\psi} c}{I_{ZZ}} \quad (4.27)$$

olur. Burandan kolayca frekans bölgesine geçerseniz;

$$\bullet \quad s^2 \psi = \frac{U_4}{I_{ZZ}} - \frac{s \psi c}{I_{ZZ}} \quad (4.28)$$

ve buradan Simulink modelinde kullanılan sapma açısı;

$$\bullet \quad \psi = \frac{U_4}{s^2 I_{ZZ} + sc} = \frac{1}{s} \frac{U_4}{s I_{ZZ} + c} \quad (4.29)$$

çıkar.

4.5.2 Gömülü Sistemde Çalışan Yazılımın Detayları

Gömülü sistemde çalışan yazılım C dili ile modüler ve anlaşılır tarzda yazılmıştır. Çalışan dosyaların hepsi *.c uzantılı dosyaların içinde tanımlamalar ise *.h dosyalarının içindedir. Bakınız Ekler-Ek B.

4.5.2.1 Çalışır Dosyaların Detayları

4.5.2.1.1 Adc.c

0-3V arası analog sinyalleri ölçen modülün ilk çalışma ayarlarının yapıldığı dosyadır. Sadece 0-3V arası sinyaller ölçülebildiğinden [9] 0-5V arası çıkış veren eğim sensörünün [16] çıkışı gerilim bölücü ile 0-3V gerilim seviyesine düşürülmüştür. Modülün ilk çalışma ayarları, çalışma boyunca sadece bir kez yapılır. Örneklemeye yazılım tarafından ayarlanmış modül ile 12.5Mhz frekansında yapılmaktadır [9]. ADC örnekleme donanım tarafından otomatik yapılmak üzere ön koşullanmıştır [9], haliyle kodun çalışma hızını düşürmez.

4.5.2.1.2 Qep_encoder.c

Bu dosyada dönel ve doğrusal kodlayıcı ön koşullaması yapılmıştır. Dönel kodlayıcı bir devirde 2000 kare dalga sinyal çıkarmaktadır. Bu bölümün doğru çalışması için dönel kodlayıcının A,B ve Z girişleri doğru pinlere verilmelidir.

4.5.2.1.3 Pwm.c

Bu bölümde dört motor kontrolör için gerekli PWM sinyalleri üretmek amacıyla sistemdeki PWM modülleri ön koşullanmaktadır. Bu bölümde ilk olarak PWM frekansı 4 kanalda 100Hz'e ve iş zamanı %4'e ayarlanır. Daha sonra PWM iş zamanı PWM frekansını değiştirmeksizin değiştirilebilir. 100 Hz elde etmek için sistemin ana saati $8 \times 4 = 32$ 'ye bölünmekte bir PWM periyodu 46900 aralığa bölünmektedir. Bu sayede motor sürücünün %10 ile %20 iş zamanında çalıştığı aralığın çözünürlüğü 4690 olmaktadır. Yani bu sayede motor devirleri dakikada 0 ile 18000 devir arasında 4690 değişik değer alabilmektedir.

4.5.2.1.4 Adccal.asm

Bu bölüm Texas Instrument Firmasının önerisiyle ADC modülünün otomatik kalibrasyonunu yapmak amacıyla kodlara dâhil edilmiştir [9] [25]. Kodlar Texas Instrument Firması'na aittir ve amacı ADC modülü için ofset ve kazanç değerlerini fabrikasyon aşamasındaki değerlerine getirerek çevrim sonuçlarındaki hataları elimine etmektir [9] [25]

4.5.2.1.5 Device. c

Texas Firması tarafından yapılmıştır [24]. Amacı kodların mikro denetleyicinin salt okunur belleğinden (flash) okunup RAM'e taşınarak çalıştırılabilmesini sağlamaktır.

4.5.2.1.6 MotorDriver.c

PWM modülünü kullanarak motorlar sürücülerinin ilk ayarlarını ve motor sürücülerini ön koşullandıktan sonra motorların helikopteri havalandırabilmesi için başlangıç hızına getirilmesini sağlar.

4.5.2.1.7 PID.c

Temel ve standart PID algoritmalarını taşıyan bölümdür. Dosya Yuvarlanma, Sapma ve Yunuslama işlemleri için gerekli PID kodlarını taşımaktadır.

4.5.2.1.8 QuadCopter-DevInit_F2833x.c

Texas Firması tarafından şablon olarak hazırlanmış [24] ve bu tez çalışmasında sistemin kurgusuna paralel olarak modifiye edilmiştir. Amacı mikro denetleyicinin port işlevlerinin ön koşullamalarını yapmaktır. Örneğin ilgili pin'in ADC modülü için mi yoksa CAN modülü için mi kullanılacağı bu dosya modifiye edilerek belirlenir.

4.5.2.1.9 QuadroGlobals.c

Birçok modülün kullandığı ortak değişkenlerin tanımlandığı dosyadır.

4.5.2.1.10 Rs232.c

RS232 haberleşme modülünün ön koşullanması için yapılmıştır. Sistem haberleşme için 57600 Baud, 7 bit karakter ve 1 stop bit kullanmaktadır.

4.5.2.1.11 Rs232_communication.c

RS232 modülü üzerine sistemin PC ile haberleşmesini sağlamak amacıyla yapılmıştır [11].Modül 57600 Baud hızında çalışabilmekte, hız istenirse 100 KBaud'un üzerine çıkarılabilmektedir.

4.5.2.1.12 Tiltensens.c

Eğim sensörlerinden [16] eğim verilerini almak ve bunları derece birimine dönüştürmek amacıyla yapılmıştır.

4.5.2.1.13 Yaw_sens.c

Dönel encoder donanımından QEP modülünü [10] kullanarak sapma açısı ölçmek için yapılmıştır. QEP modülü sayacı ilk çalışma anında 0 değerindedir ve kodlayıcı bir tam devir atmadan hemen önce 1999 değerini göstermektedir ve devir tamamlandığında tekrar 0 değerini almaktadır. Yani QEP modülü sayacı 360 derecede 2000 sayım yapmaktadır. Dolayısıyla sapma açısı değeri ile QEP modülü sayacı arasındaki bu doğru orantı kullanarak sapma açısı hesaplanmaktadır.

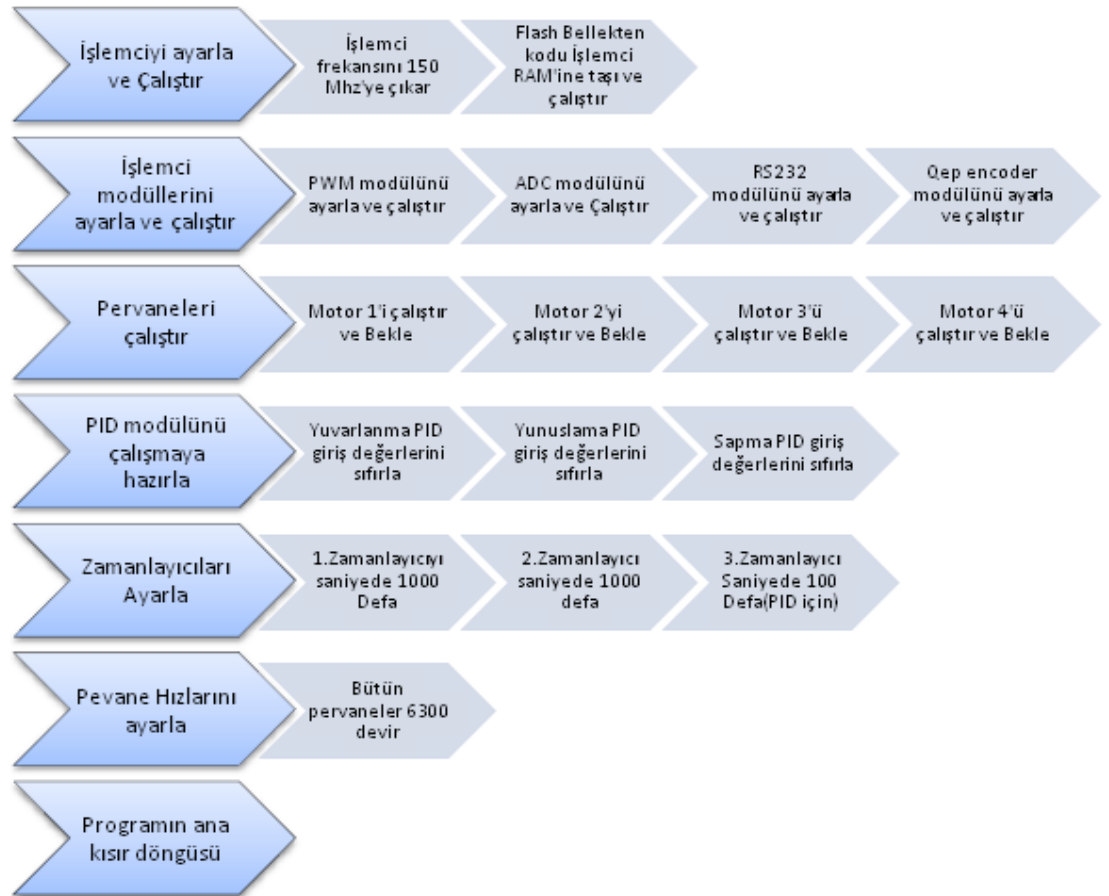
5 DENEY SONUÇLARI

Deney düzeneği için hazırladığımız yazılım ilk önce sapma açısı kontrolü için denenmiştir ve başarılı sonuçlar elde edilmiştir. Yunuslama ve yuvarlanma açısı kontrolü için ise test düzeneğindeki mekanik sistemin hareket kabiliyetinin düşük oluşu ve gerekli düzenlemelerin istenilen zamanda yetiştirilememesi gibi sebeplerden istenilen sonuç tam olarak elde edilememiştir; ama sistemin dönme ekseninde mekanik hareket kabiliyeti arttırıldığında ve bununla beraber sürtünmeler azaltıldığında sistem tekrar teste tabi tutulacak ve bu konudaki iyileştirmeler devam ettirilecektir. Sapma açısı kontrolü için uygun olan başlangıç noktası Ziegler–Nichols yöntemi ile bulunmuştur.

Gömülü sistemde çalışan algoritma özet olarak uygulama için gerekli modüllerin ilk ayarlarını yapmakta (Şekil 5.1) ve daha sonra ana kısır döngüye (Şekil 5.2) girmekte ve uygulama sonlandırılincaya kadar bu kısır döngü çalışmaktadır. Sistem kısır döngüde zamanlayıcı kesmelerine göre zamanlayıcı rutinlerini çalıştırmakta, RS232 veri yolunda veri varsa bunları toplamakta ve analiz etmekte ayrıca sensör verilerini periyodik olarak RS232 üzerinden PC'ye göndermektedir (Şekil 5.2). Sistem zamanlayıcıları kullanarak 100Hz frekansında Ayırık PID algoritmasını taşımakta ve PID sonuçlarına göre rotor hızlarını değiştirmektedir.

Mikro denetleyicili kontrol sistemi sensörlerden okuduğu ve hesap ettiği 3 serbestlik açısını (yunuslama, yuvarlanma, sapma) sürekli olarak PC'ye göndermektedir. PC programı veriler geldikçe bu verileri hem sayısal değer olarak hem de grafik olarak kullanıcıya göstermekte ve Matlab programına verileri taşıyabilmektedir.

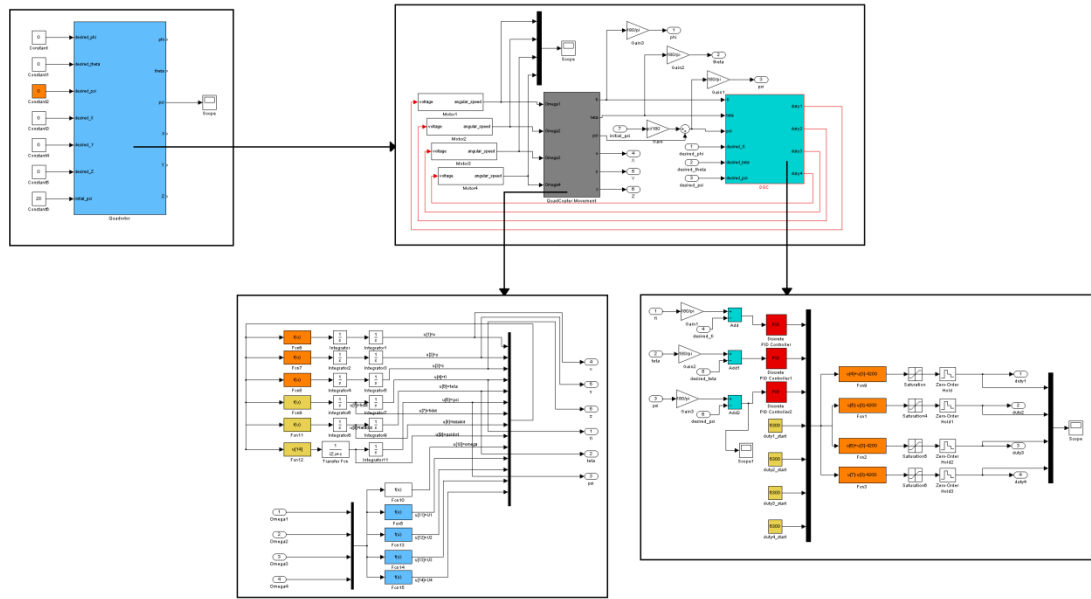
Bu tez çalışmasında ayrıca matematiksel modelleme ile elde edilen denklem takımları kullanılarak bir Simulink modellemesi oluşturulmuştur (Şekil 5.3). Bu modelleme kullanılarak yine bu modelin sonuçları Matlab programına aktarılabilmekte ve sonuçların grafiği çizdirilebilmektedir. İşte bütün bu geliştirmeler sonucunda Simulink modelinin ve tez aşamasında yazılan PC programının verileri üst üste bindirilerek deney sonucunun matematiksel sisteme ne derece uyduğu kolayca görülebilmektedir.



Şekil 5.1 Yazılımın özet algoritması



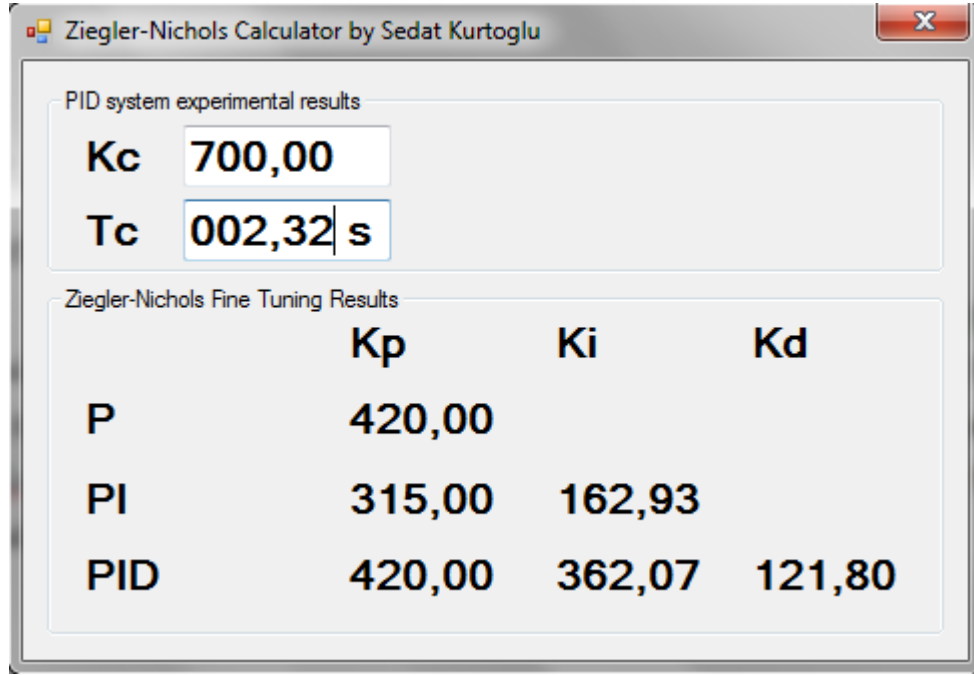
Şekil 5.2 Yazılımın ana kısır döngüsü



Şekil 5.3 Simulink modeli

5.1 Sapma Açısı Kontrolü İçin PC Programı ve Simulink Modeli İle Elde Edilen Sonuçlar

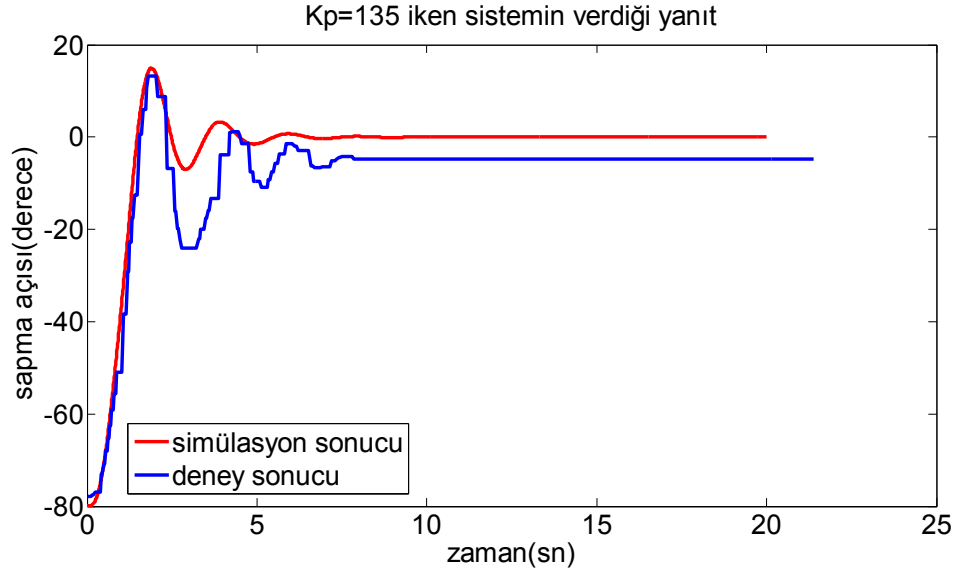
Deney yapılırken ilk önce rastgele bir K_p değeri seçilmiştir (Şekil 5.5). [21] de anlatıldığı üzere K_p sistem salınım yapıncaya kadar arttırılmaktadır (Şekil 5.6-11). Sistem tam salınıma girdiğinde (Şekil 5.11) $K_c=700$, $T_c=2.32s$ olarak kaydedilmiştir. Bu durumda Ziegler-Nichols Hesap Makinesi çalıştırılırsa (Şekil 5.5);



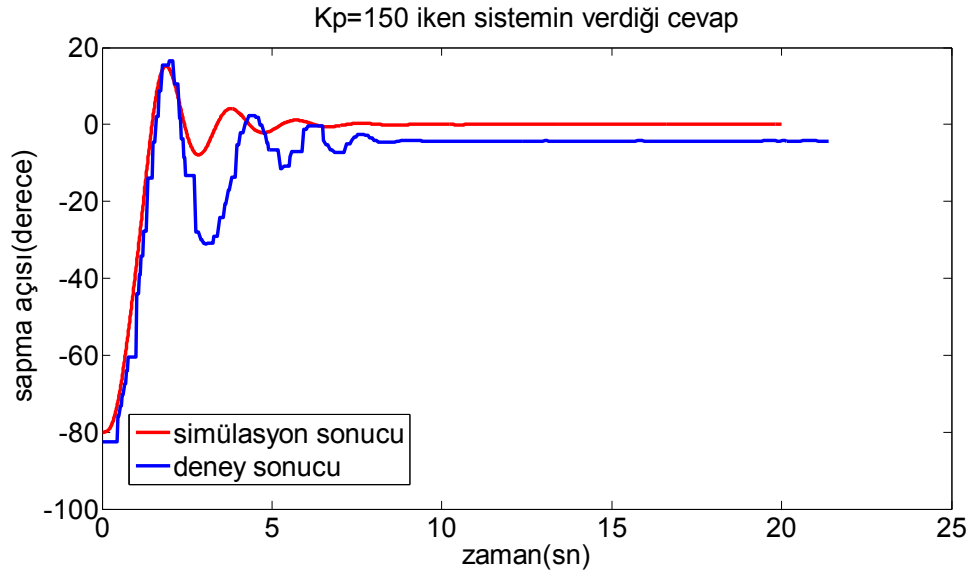
Şekil 5.4 Ziegler- Nichols deneysel hesap sonuçları

$K_p=420$, $K_i=362$, $K_d=121$ değerleri elde edilir. Bu durumda elde edilen deney ve Simulink cevabı Şekil 5.12’de gösterilmektedir. Şekil 5.12’de dikkat edilirse Ziegler-Nichols sonucu Simulink sonucuna oldukça benzemekle beraber, integral parametresinin ürettiği sonuç büyük bir aşım meydana getirmektedir. Şekil 5.13’de $K_p=300$ ’e indirgenmiş ve bu integral etkinin sistemi salınıma sokacağı ortaya çıkmıştır. Zaten motorların yapısından dolayı sistemin PD kontrolör ile kontrol edilmesinin en iyi sonuçları verdiği Bouabdallah ve diğerleri [7] tarafından da gösterilmiştir. Şekil 5.14’de görüleceği üzere sistemden integral terimi kaldırılmış ve bu durumda hem Simulink modelinin hem de deneysel cevapların aşım yapmadığı gözlemlenmiştir. Bu aşamadan sonra hatayı azaltmak amacıyla K_p arttırılmış ve K_p ’nin arttırılması Simulink modeli ile deney sonuçlarını iyice birbirine yaklaştırmıştır. Şekil 5.17’de açıkça görüldüğü gibi K_p ’nin küçük değerlerinde deney sonuçları ile Simulink sonuçları birbirinden uzaklaşmaktadır. Bunun nedeni sistemin mekanik sorunlarından kaynaklandığı gibi motor kontrol sürücülerinin kendi içindeki

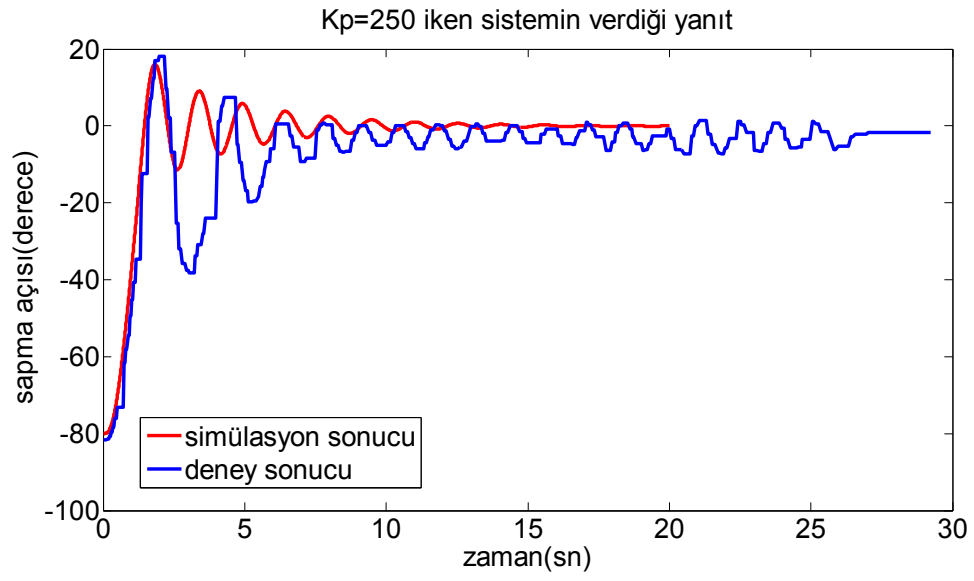
transfer fonksiyonundan da kaynaklanabilir, tabi sistemin dönme merkezindeki sürtünme kuvveti de çok değişkendir, örneğin yüzey ısındıkça sürtünmesi düşebilmektedir. Ama deney sonuçlarından görüldüğü üzere K_p 'nin büyük değerlerinde matematiksel model ile deney sonuçları birebir örtüşmektedirler.



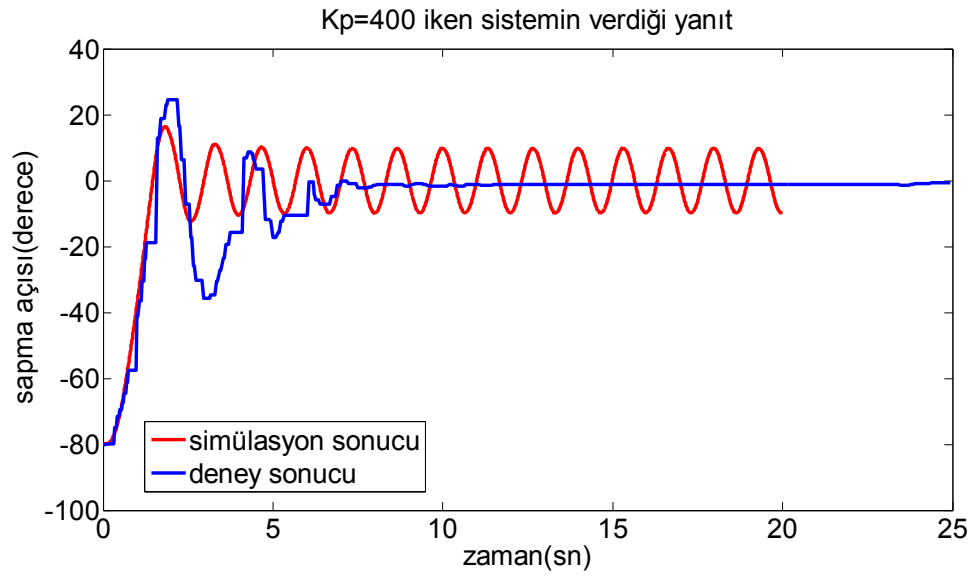
Şekil 5.5 $K_p=135$ iken sistemin verdiği yanıt



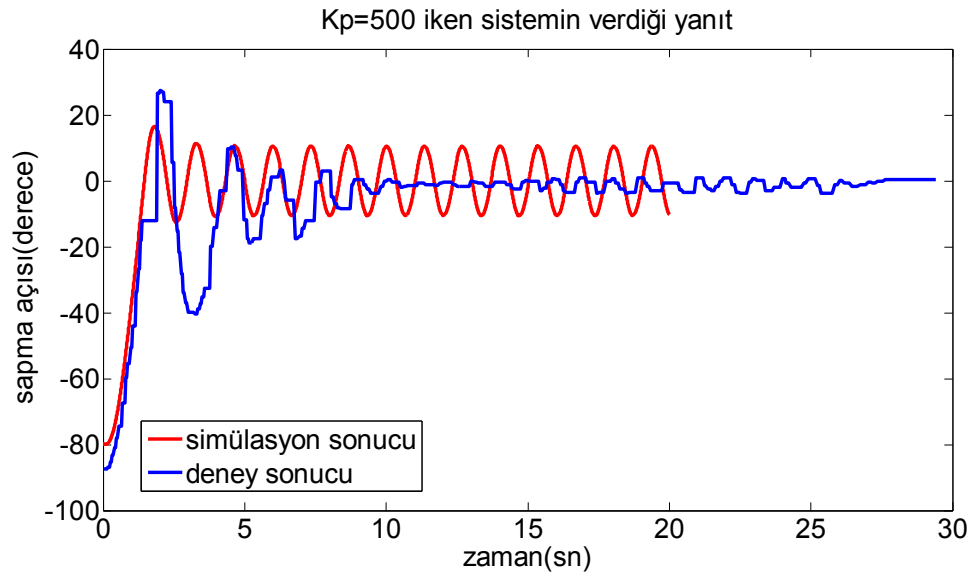
Şekil 5.6 $K_p=150$ iken sistemin verdiği yanıt



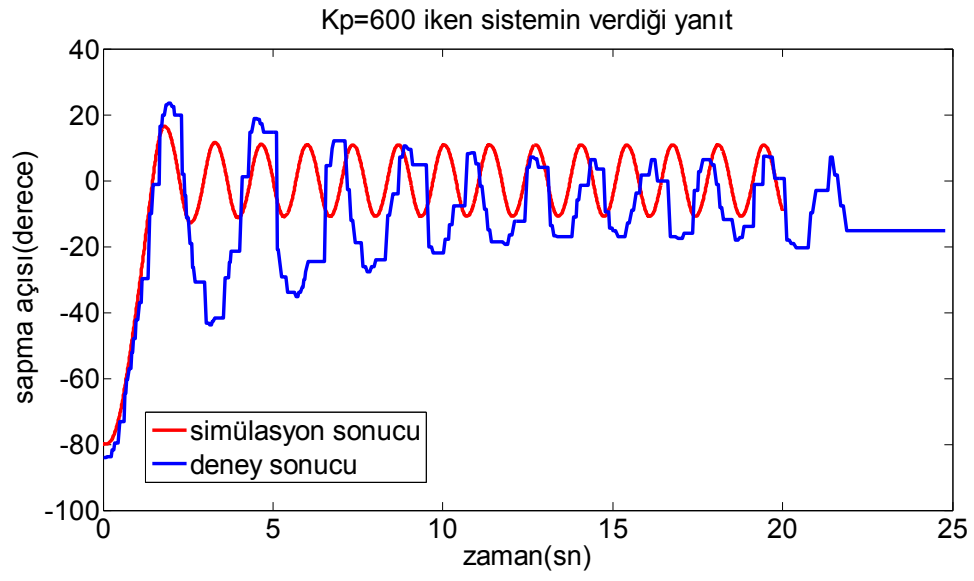
Şekil 5.7 $K_p=250$ iken sistemin verdiği yanıt



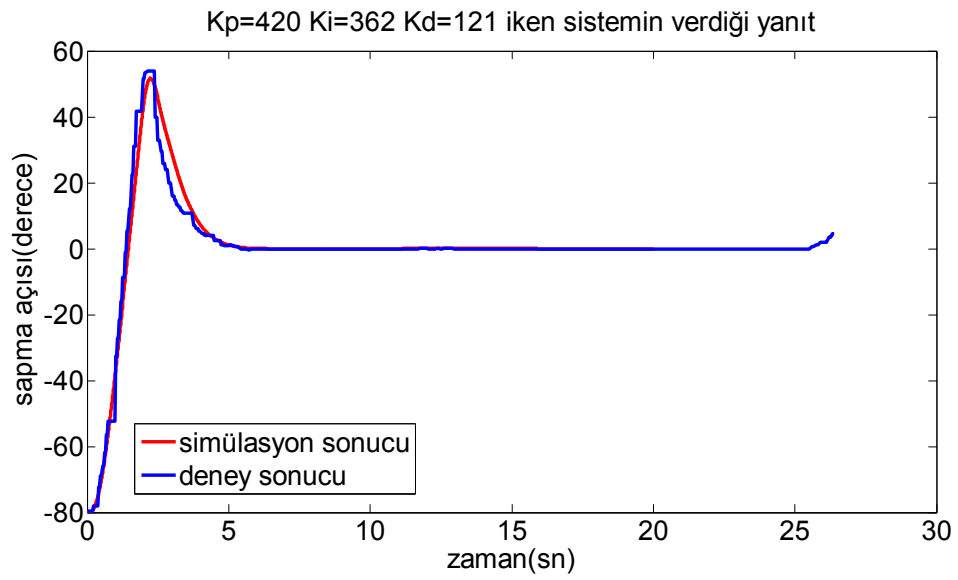
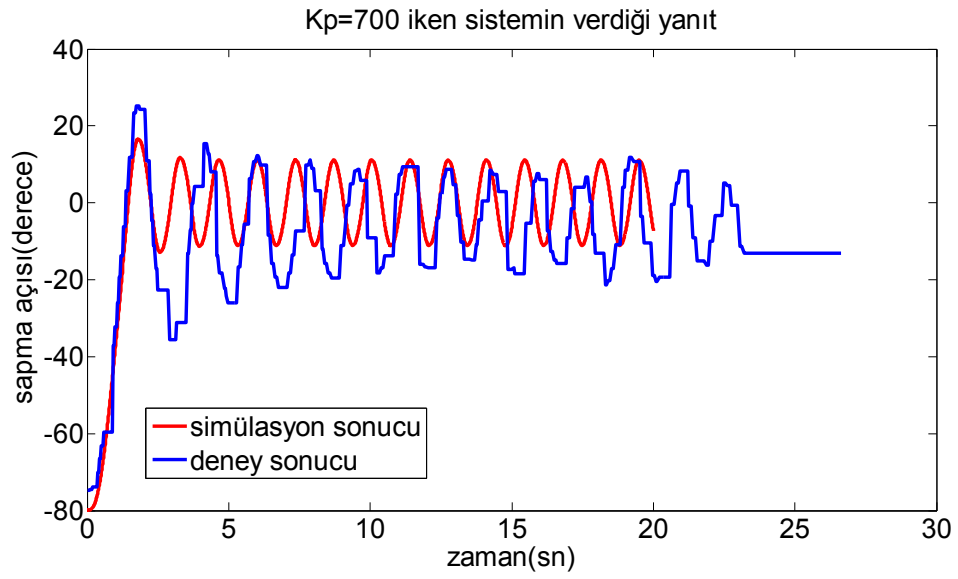
Şekil 5.8 $K_p=400$ iken sistemin verdiği yanıt

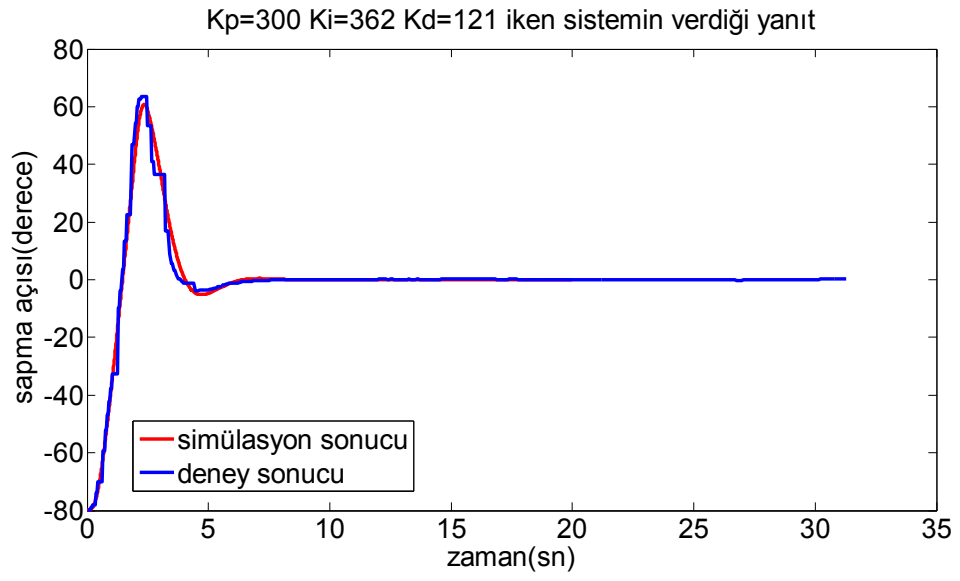


Şekil 5.9 K_p=500 iken sistemin verdiği yanıt

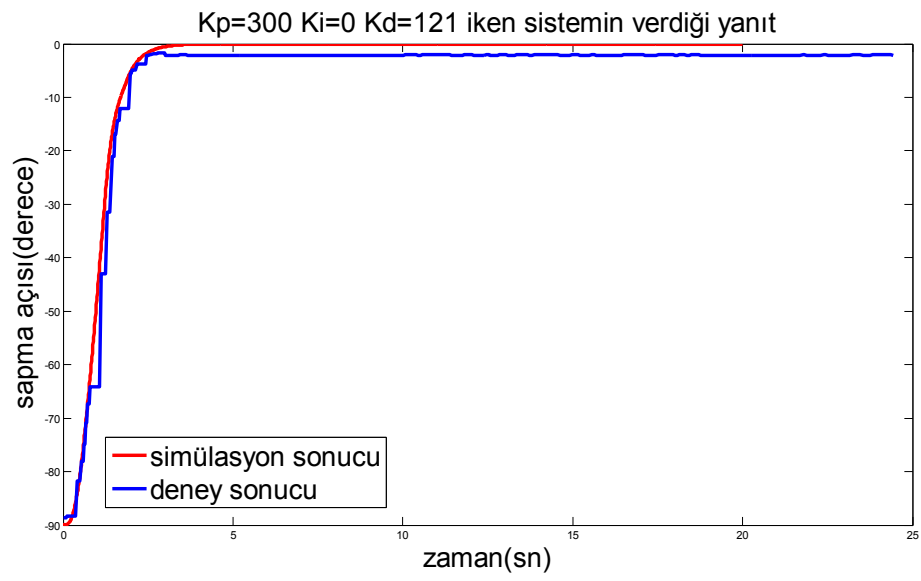


Şekil 5.10 K_p=600 iken sistemin verdiği yanıt

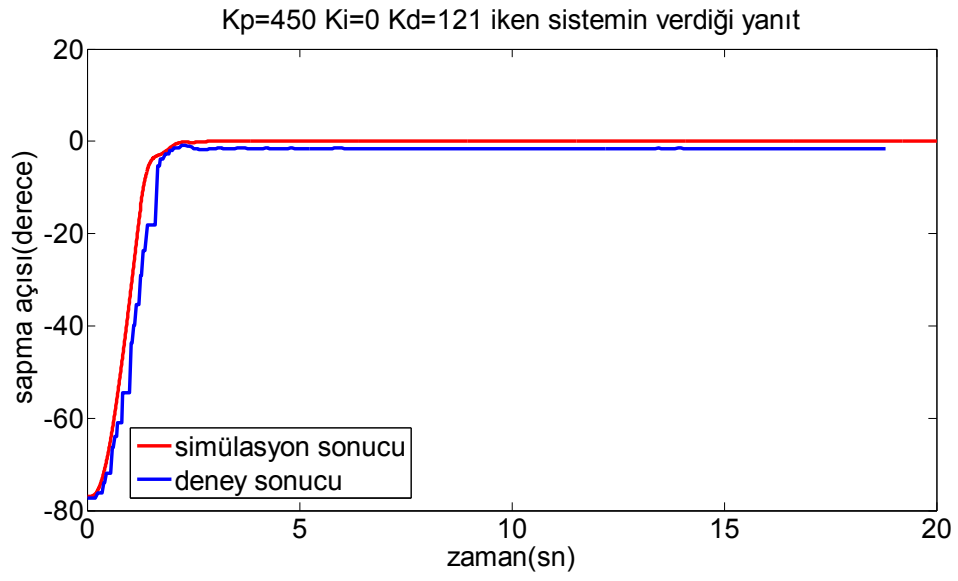




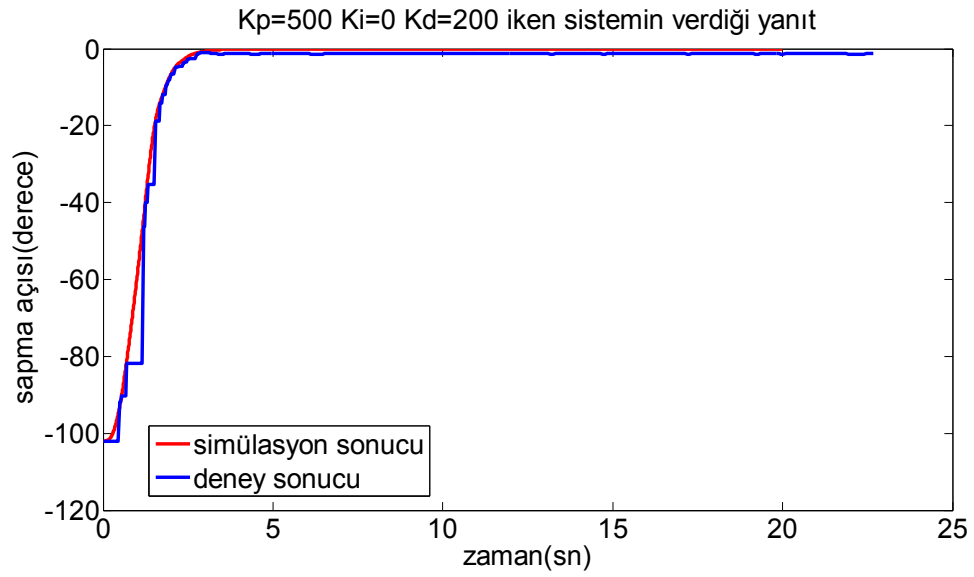
Şekil 5.13 $K_p=300$ $K_i=0$ $K_d=121$ iken sistemin verdiği yanıt



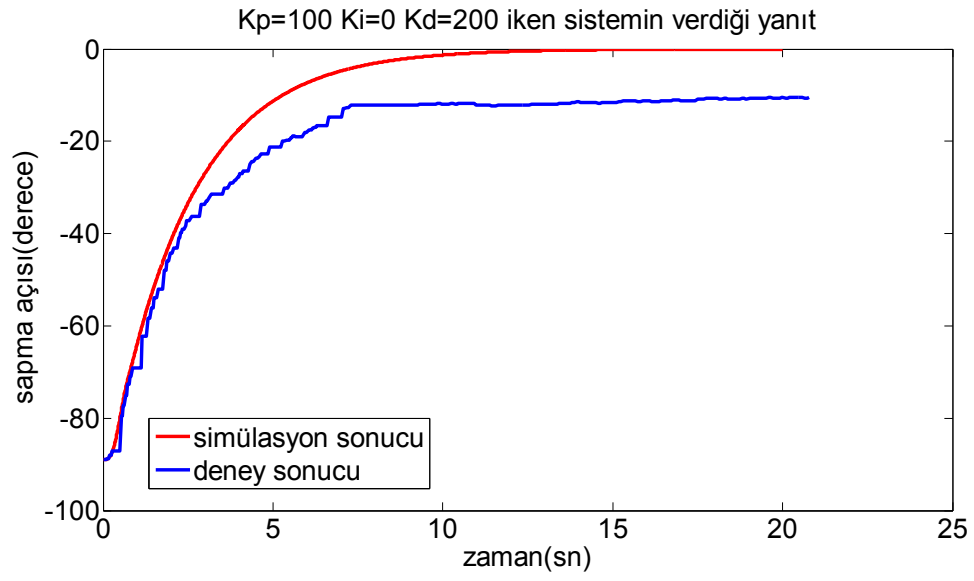
Şekil 5.14 $K_p=300$ $K_i=0$ $K_d=121$ iken sistemin verdiği yanıt



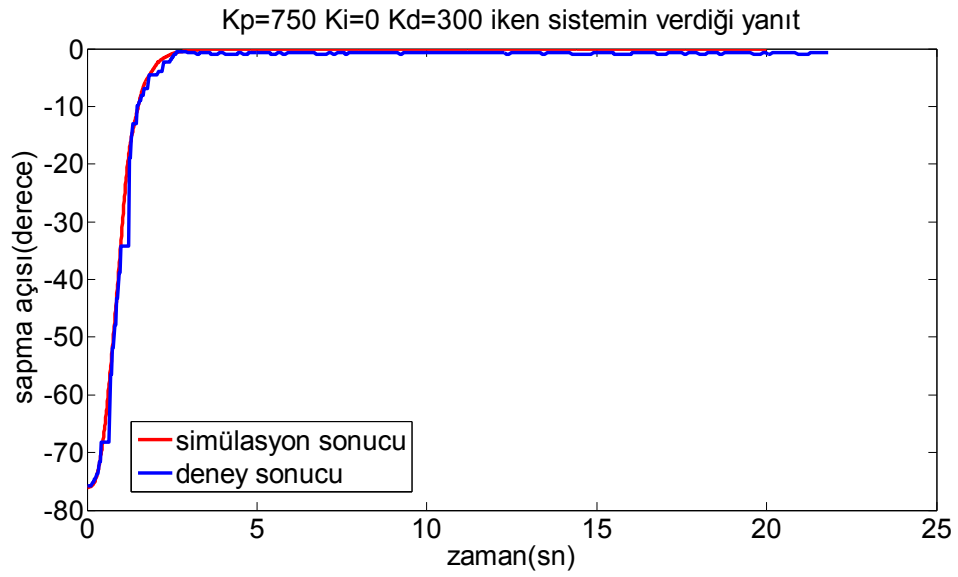
Şekil 5.15 $K_p=450$ $K_i=0$ $K_d=121$ iken sistemin verdiği yanıt



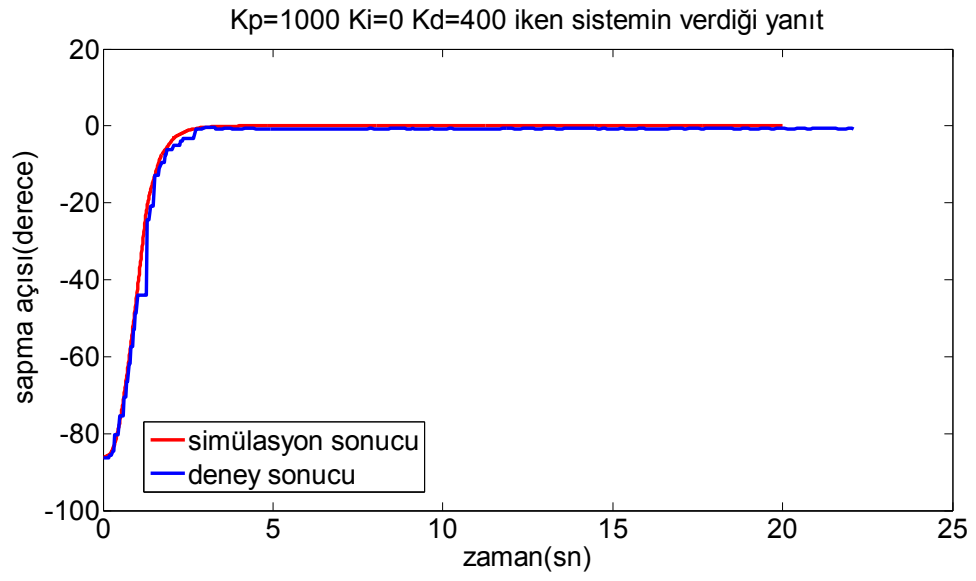
Şekil 5.16 $K_p=500$ $K_i=0$ $K_d=200$ iken sistemin verdiği yanıt



Şekil 5.17 $K_p=100$ $K_i=0$ $K_d=200$ iken sistemin verdiği yanıt



Şekil 5.18 $K_p=750$ $K_i=0$ $K_d=300$ iken sistemin verdiği yanıt



Şekil 5.19 $K_p=1000$ $K_i=0$ $K_d=400$ iken sistemin verdiği yanıt

6 SONUÇ

Bu tez çalışması çerçevesinde hali hazırda Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Proje Laboratuvarında bulunan uçuş aracı mekanik sistemi üzerine elektronik aksamın eklenmesi, sistemin ana işlemcisinin programlanması ve işlemciye yine PC üzerinden komut gönderme ve sistemdeki sensör verilerini gerçek zamanlı olarak izleyebilme ve gömülü sistemde dönel kontrol algoritmalarının tasarlanması hedeflenmiştir. Bu hedeflerin hepsi bu tez çalışmasıyla gerçekleştirilmiş olup sapma açısı kontrolü başarıyla sağlanmıştır. Yunuslama ve yuvarlanma açı kontrolleri ise istenilen sonuçlara yakın olmakla beraber uçuş yer düzeneği mekanik sisteminin bu eksenlerde hareket kabiliyeti arttırıldıktan sonra tekrar denenecektir. Donanım çalışması devam ederken tez çerçevesinde fazla ayrıntılı olmasa da sistemin matematiksel modellenmesi çıkarılmaya çalışılmış ve bir Simulink modeli ortaya çıkarılmıştır. Simulink modelinin sapma açısı kontrolünde üretmiş olduğu sonuç ile gerçek hayatta elde edilen sonuçlar birbirine oldukça yakındır. Proje ileriki aşamalarda tekrar gözden geçirilecek ve geliştirilmeye devam edecektir. Bu geliştirme aşamaları da kısaca;

- Sistemin yunuslama ve yuvarlanma açı kontrollerinin geliştirilmesi ve sonuçların Simulink modeliyle karşılaştırılması.
- Uzayda serbestçe hareket edebilecek uçuş aracının tasarımı ve bu araç üzerinde düzlemsel hareket ve dönel açı kontrolünün gerçekleştirilmesi ve yine bu araç ile PC'nin kablosuz haberleşebilmesi için sisteme RF modülünün yerleştirilmesi

olarak gösterilebilir.

KAYNAKÇA

- [1] S.Sassen, P. Uhleman, Quattrocopter A unique Micro-Aerial Vehicle, European Aeronautic Defense and Space Company Corporate araştırma merkezi, Kasım.
- [2] Scott D. Hanford, A Small Semi-Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle (UAV), Master thesis, Aralık 2005.
- [3] E.Altuğ, Vision based control of unmanned aerial vehicles with applications to an autonomous four rotor helicopter, Quadrotor, PhD thesis, University of Pennsylvania, 2003.
- [4] M. Chen, M. Huzmezan, A Combined MBPC/ 2 DOF H_{∞} Controller for a Quad Rotor UAV, Department of Electrical and Computer Engineering University of British Columbia Vancouver, BC, Canada, V6T 1Z4, 2003
- [5] G.Hoffmann, D.Dostal, S.Waslander, J.Jang, C.Tomlin, Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control(STARMAC), Stanford university, 28 Ekim 2004.
- [6] Tommaso Bresciani, Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter
- [7] S. Bouabdallah, A. Noth and R. Siegwart, Modeling of the “OS4” Quadrotor, sürüm 1,0, Mayıs 2004
- [8] TMS320x28xx, 28xxx DSP Peripheral Reference Guide, Literature Number: SPRU566I June 2003–Revised May 2009
- [9] TMS320x2833x Analog-to-Digital Converter(ADC) Module Reference Guide, Literature Number: SPRU812A September 2007–Revised October 2007
- [10] TMS320x2833x, 2823x Enhanced Quadrature Encoder Pulse (eQEP) Module Reference Guide, Literature Number: SPRUG05A August 2008–Revised December 2008
- [11] TMS320x280x, 2801x, 2804x Serial Communication Interface (SCI) Reference Guide, Literature Number: SPRUFK7 March 2009
- [12] TMS320x280x, 2801x, 2804x Enhanced Pulse Width Modulator (ePWM) Module Reference Guide, Literature Number: SPRU791E November 2004–Revised October 2008
- [13] TMS320x280x, 2801x, 2804x DSP System Control and Interrupts Reference Guide, Literature Number: SPRU712G November 2004–Revised May 2009
- [14] http://en.wikipedia.org/wiki/Digital_Signal_Controller
- [15] TMS320F28335/28334/28332 TMS320F28235/28234/28232 Digital Signal Controllers (DSCs) Data Manual Literature Number: SPRS439E June 2007–Revised September 2008
- [16] VTI Technologies SCA100T Series Inclonometer Data Manual
- [17] Katsuhiko Ogata, Discrete Time Control Systems Second Edition 1995
- [18] http://en.wikipedia.org/wiki/PID_controller
- [19] Atmel 8 bit Micro Coltrrollers Application Note Reference doc2558
- [20] en.wikipedia.org/wiki/Ziegler-Nichols_method
- [21] John Gerry, P.E. Ziegler-Nichols Tuning Rules And Limitations
- [22] Thomas R. Kurfess ,2007Getting in tune with Ziegler-Nichols , Control Engineering, 2/1/2007
- [23] Dr.J.A.Sharp ,System and Dr. R.M.Henry School of Control Engineering and Dynamic Research Group Management Centre , University of Bradford,Dynamica ISSN 0306-7564 Volume 5-Part 2

- [24] Code Composer Studio Development Tools v3.3 Getting Started Guide
Literature Number: SPRU509H October 2006
- [25] <http://warandgame.wordpress.com/2007/09/24/early-helicopters-part-i/>
- [26] <http://adg.stanford.edu/mesicopter/imageArchive/>
- [27] Matthew Pate ,TMS320280x and TMS3202801x ADC Calibration,
Application Report SPRAAD8A–March 2007

ÖZGEÇMİŞ

Doğum tarihi 20.08.1979

Doğum yeri Erzurum

Lise 1997 Erzurum Fen Lisesi

Lisans 2006 Kocaeli Üniversitesi Mühendislik Fak.
Elektronik Mühendisliği Bölümü

Yüksek Lisans ? Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü
Elektronik Mühendisliği Bölümü

Çalıştığı kurum(lar)

2002-2003 Reinsch Danışmanlık
2003-2005 Bimser Çözüm ve Danışmanlık Ltd
2005-? Üç Yıldız Otomotiv

EKLER

A-Simulink Dosyaları

