

**Otonom Helikopterler için Öğrenebilir Yapay Sinir Ağı Tabanlı
Doğrusal Olmayan Adaptif Kontrol Algoritmalarının Uçuş Testleri ile
Doğrulanması Projesi**

Proje No: 108M648

Yard. Doç. Dr. İlkay YAVRUCUK

Onur TARIMCI

Yaprak AYAZOĞLU

Sinan EKİNCİ

Temmuz 2010

ANKARA

Önsöz

Otonom Helikopterler için “Öğrenebilir Yapay Sinir Ağı Tabanlı Doğrusal Olmayan Adaptif Kontrol Algoritmalarının Uçuş Testleri ile Doğrulanması” projesi model bir helikopterin matematiksel modelinin oluşturulması, doğrulanması, kontrol algoritmalarının denenmesi için test platformlarının tasarlanmasını ve kontrol algoritmalarının test edilmesini hedefler. Aviyonik sistemlerin entegre edilmesi, sensörlerden veri alınması ve bu verilerin kontrolcü tarafından kullanılarak model helikopterin otonom kontrolü sağlanır. Proje Tübitak 1002 projeleri programı tarafından desteklenmiş ve Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünün Simulasyon, Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarında üniversitenin desteği ile gerçekleştirilmiştir.

İçindekiler

1	Giriş.....	7
2	Genel Bilgiler	8
3	Gereç ve Yöntem.....	9
	3.1 Matematiksel Benzetim Modelinin Açıklaması	9
	3.2 Yapay Sinir Ağı Tabanlı Adaptif Kontrolcü Tasarım Mimarisi.....	10
4	Aviyonik Sistemler.....	11
	4.1 Kontrol Sistemi.....	13
5	Test Platformları.....	14
	5.1 Test Düzeneği 1.....	14
	5.2 Test Düzeneği 2	17
6	Sonuç.....	18

Şekiller Listesi

1	Kontrol Sisteminin Blok Diagramı.....	9
2	Raptor E620 Model Helikopter	10
3	Falcon 3D Model Helikopter	11
4	Kontrol Sistemi Genel Görünüm	12
5	Bos	12
6	Radyo Kontrol Anahtarlama Kartı.....	13
7	Test Düzeneği-1 İşleyiş Şeması.....	14
8	Test Düzeneği-1.....	15
9	Test Düzeneği'nin denenmesi için kullanılan model.....	15
10	Test Düzeneği-2 İşleyiş Şeması.....	16
11	Test Düzeneği-2.....	17

ÖZ

Bu projede bir model helikopter için dinamik matematiksel benzetimi geliştirilmiştir. Geliştirilen benzetim yapay sinir ağı tabanlı adaptif kontrol algoritmaları ile sanal ortamda kontrol edilmiştir. Kontrolcünün model helikopter üzerinde test edilmesi için helikoptere otonom uçuş yetisi kazandırılmaya çalışılmıştır. Kontrolcünün denenmesi ve testlerin güvenli bir ortamda gerçekleştirilmesi için test platformları tasarlanmış ve testler gerçekleştirilmiştir. Aviyonik sistemler birbirleri ile entegre edilmiş ve birlikte çalıştırılmıştır. Sensörlerden gelen veriler elde edilmiş ve bu veriler kontrolcüye beslenerek model helikopterin kararlı bir şekilde askı pozisyonunda kalması hedeflenmiştir. Tüm sistem platforma monte edilmiş ve sistemlerin birbiriyle uyumlu çalışması için çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Tüm testlerden sonra simülasyon ortamındaki verilerle testlerden elde edilen veriler karşılaştırılarak kontrol algoritmalarının doğrulanması öngörülmektedir.

Anahtar Kelimeler: Kontrol, Otonom, Test Platformu , İnsansız Hava Aracı, Helikopter

Abstract

In this Project, a simulation model for an RC helicopter is developed. The system is tested in the laboratory with neural network based adaptive control algorithms. The helicopter is equipped with autonomous flying capability. Test platforms were designed in order to test the controller and perform these tests in a secure environment. Avionic systems were integrated with each other and operated together. Flight data was obtained from sensors and data was fed back to the controller to keep the helicopter in hover in a stable manner. The whole system was installed on the platform and studies were carried out for the operation of the sub-systems. After the tests, it is expected to verify control algorithms comparing both data obtained in the simulation environment and actual tests.

Key Words: Control, Autonomy, Test Platform , Unmanned Aerial Vehicle, Helicopter

1-Giriş

İnsansız hava araçları (İHA) çalışmaları birçok bilim insanının öncelikli alanı olmuş, gelişen teknoloji ile günlük hayatımızın parçası haline gelmiştir. Ülkemizde bu tür çalışmaların yapıldığı üniversitelerden biri olan ODTÜ'de bu alanda çalışmalar yapılmakta, dünyada yaşanan gelişmeler yakından takip edilmektedir. Proje bünyesinde bir model helikoptere aviyonik sistemler entegre edilerek bir helikoptere otonom uçuş yetisinin kazandırılması planlanmıştır. Testlerin gerçekleştirilmesi için test platformları tasarlanmış ve kontrol algoritmalarının denenebileceği bir test düzeneği haline getirilmeye çalışılmıştır. Literatürde İHA üzerinde çok fazla çalışma olmasına rağmen bu sistemlerin test edildiği platformlar ve yapay sinir ağı tabanlı kontrolcülerin kullanıldığı araçlar üzerinde çalışmalar üzerine yayın yapma potansiyeli vardır.

2- Genel Bilgiler

Maliyeti ve harcanan iş gücünü azaltmak için adaptif kontrolcüler ağırlık kazanmış, dinamiği hakkında çok fazla bilgi sahibi olunmamasına rağmen sistemlerin kararlı olarak kontrol edilmesi hedeflenmiştir. Model helikopter ile yapılacak bu çalışmada dinamik model literatürde jenerik helikopterler için mevcut modellerin değiştirilmesi ile oluşturulmuş ve kontrolcünün birçok bilinmeyen parametreye ve hızlı sistem dinamiğine rağmen görevini gerçekleştirilmesi beklenmektedir. Geçtiğimiz iki yılda laboratuvarımızda simülasyon ortamında yapay sinir ağı tabanlı bir kontrol sisteminin bir model helikoptere uygulandığında adaptasyon sınırları ölçülmeye çalışılmış ve bununla ilgili analitik sonuçlara ulaşılmaya çalışılmıştır (Tarımcı, 2009). Bu kontrol algoritmaların gerçek helikopterlerde uygulanması için sensörlerin , hareket yüzeylerinin ve uçuş bilgisayarının birbiriyle uyum içinde entegre edilmiş olması gerekir. Tüm bu çalışmaların yapılması elektrik, elektronik, yazılım, havacılık mühendisliği gibi farklı alanlarda bilgi ve tecrübe gerektirmektedir. Ayrıca uçuş testleri gerçekleştirilmeden bu sistemlerin güvenli olarak denenmesi gerekir. Literatürde bu tür platformlar incelenmiş ve benzer sistemler tasarlanarak pahalı aygıtların ve model helikopterin kırıma uğramadan çalışmaların yürütülmesi sağlanmıştır (Vitzilaios,2008).

3-Gereç ve Yöntem

Proje bir model helikopterin bir model helikopterin otonom olarak uçuş yetisi kazandırılarak tasarlanan platformlarda uçuş testlerinin gerçekleştirilmesini hedefler. Bu aşamada gerçekleştirilen çalışmalar aşağıdaki gibidir;

- 1- Helikopterin uçuş için simulasyon ortamında geliştirilmesi
- 2- Kontrolcünün simulasyon ortamında hazırlanıp denenmesi
- 3- PC104 , sensörler ve servoların entegrasyonu
- 4- Aviyonik sistemin helikopter ile entegrasyonu
- 5- Test platformlarının tasarlanması ve helikopterin test platformuna monte edilmesi
- 6- Sistem ve kontrol verilerinin alınması
- 7- Test platformu kullanılarak uçuş testlerinin yapılması

3-1 Matematiksel Benzetim Modelinin Açıklanması

Bu çalışmada literatürde "Minimum complexity" (Hefley, 1998) olarak bilinen model temel alınmış ve kullanılacak parametreler model helikopterler için yeniden ölçülmüş ve girdi dosyaları yeniden oluşturulmuştur. Ayrıca yatay, dikey kuyruğun ve kuyrukta yer alan kanatlar kaynaklı kuvvetler ve bu kuvvetlerin oluşturduğu momentler ihmal edilmiştir. Deneylerin helikopterin askı durumunda gerçekleştirileceği için gövde sürüklenme katsayıları sıfırlanmıştır. En önemli bileşenler ana rotor, kuyruk rotoru ve gövdeden kaynaklanan kuvvetler ve momentlerdir. Bu kuvvetler ve momentler hesaplanarak model helikopterin açısal ve doğrusal ivmeleri bulunmuştur. Tüm benzetim çalışmaları Matlab Simulink ile gerçekleştirilmiştir.

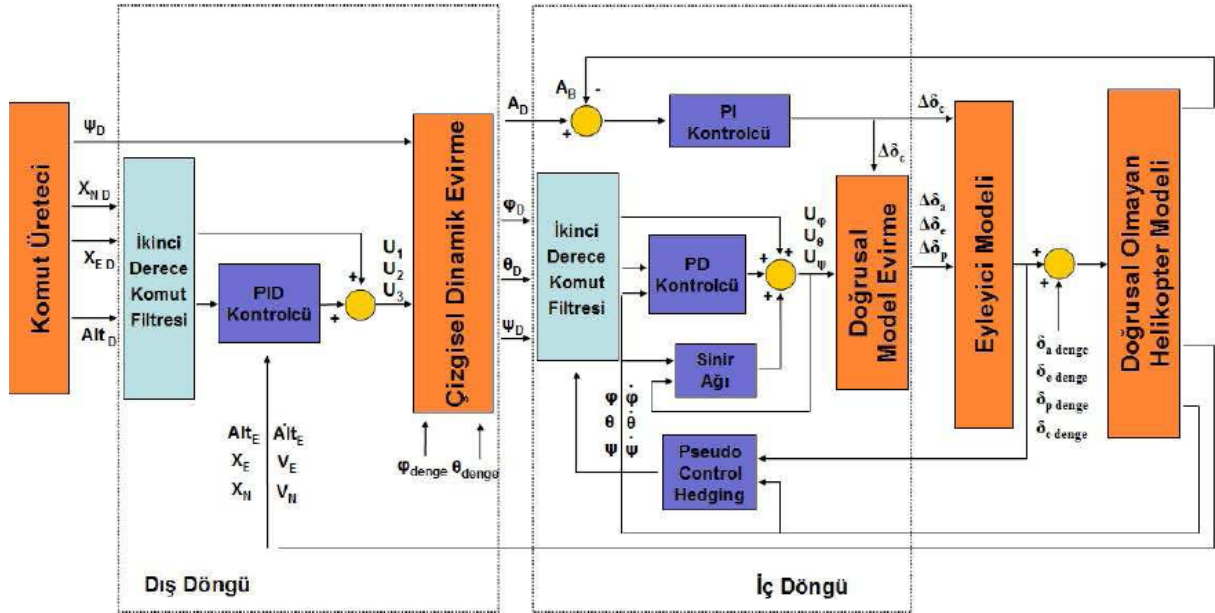
Ana Rotor : Ana rotor modelinin iki önemli ögesi bulunmaktadır: Pallerin flapleme (flapping) dinamiği ve iç hava akışı. Bu iki öge sadece ana rotorun değil tüm helikopter modelinin en önemli parçalarından ikisidir. "*Minimum complexity*" modelinde flapleme dinamiği birinci dereceden bir yaklaşım kullanarak modellenmiştir; yüksek derece harmonikler ihmal edilmiştir. Bu model helikopter için oldukça etkili olan boylamsal ve enlemsel dinamik arasındaki etkileşimi de içermektedir. İç hava akışı ise momentum teorisi ile modellenmiştir. Rotorun ürettiği itki kuvveti ise iç hava akışı ile iterasyon yaptırılarak hesaplanmaktadır. Bununla birlikte ana rotorun ihtiyacı olan güç miktarı ve buna bağlı olarak gereken tork da hesaplanmaktadır.

Kuyruk Rotoru : "*Minimum complexity*" helikopter modeli kuyruk rotorunun hesaplamalarında ana rotor hesap yönteminin çok benzeri flapleme dinamiği çıkarılarak uygulanmaktadır. İç hava akışı ile itki kuvveti arasındaki iterasyon benzer bi şekilde kullanılmıştır. Ana rotordaki gibi gerekli olan güç miktarı da hesaplanmıştır.

Gövde : Gövde tıpkı yatay ve dikey kuyrukta olduğu gibi sabit kuvvet katsayıları ile hesaplanmıştır. 3 yöndeki kuvvetler ayrı ayrı katsayılarla hesaplanmıştır ve bu katsayılar kullanılarak hesaplanan kuvvetler sadece 3 yöndeki hızlardan etkilenmektedir. Bu katsayılar tüm uçuş koşulları için sabittir. Ana rotor iç akısının etkisini dikkate alınmıştır.

3-2 Adaptif Kontrolcü Sistem Mimarisi

Uçuş kontrol sistemi iç içe iki döngüden, iç döngü ve dış döngü, ve en dışta da bir komut üreticiden oluşmaktadır. İç döngü, yalpa, yunus ve sapma kanallarındaki dönel durum değişkenlerinin kontrolünden dış döngü ise seyrüsefer eksen sistemindeki pozisyonların kontrolünden sorumludur. Komut üretici ise iç ve dış döngülere gerekli emirleri üretmektedir.



Şekil 1- Kontrol Sisteminin Blok Diagramı

İç döngüde dönel durum değişkenlerinin kontrolü gerçekleştirilmektedir. İç döngü için gerekli olan komutlar Euler açılarıdır (Φ , θ , ψ). İç döngüde ayrıca dış döngüde üretilen toplam ivme komutu ve modelden geri beslenen toplam ivme kullanılarak bir PI kontrolcü yardımı ile kolektif kontrolü de üretilmektedir (Şekil 1) (Prasad, 1999). Tüm kanallar bir PID kontrolcü ile kontrol edilmektedir. Dış döngüden gelen Euler açı komutları, helikopterin performansı ile eşleşmemesi amacı ile bir alçak geçiren filtre olan ikinci derece bir komut filtresinden geçirilmektedir. Bu filtrelerin çıktıları istenen helikopter tepkileridir. Bu filtreler sadece Euler açı komutlarını değil bu komutların ilk ve ikinci türevlerini de üretmektedir. İkinci türevler bir ileri besleme yöntemi ile komut hızlandırıcı olarak kullanılmaktadır. Boylamsal cyclic, enlemsel cyclic ve pedal kontrolleri model evirme yardımı ile üretilmektedir. Bu çalışmada doğrusal model

evirme yöntemi kullanılmıştır (Calise, 1998), (Calise, 1997), (Calise, 1997). Doğrusal model evirme yöntemi yaklaşık bir yöntemdir ve bu nedenle modelleme hataları içermektedir. Bu modelleme hatalarının üstesinden gelebilmek için iç döngüye sinir ağı tabanlı adaptif bir eleman eklenmiştir. Adaptif eleman tek saklı katmandan oluşan bir sinir ağı olarak seçilmiştir. Dış döngü ise seyrüsefer eksen sistemindeki üç pozisyonun kontrolünden sorumludur. Dış döngü pozisyon ve sapma komutlarını kullanarak, iç döngüde gerekli olan yalpa, yunus ve toplam ivme komutlarını üretmektedir. Söz konusu kontrolcü Simülasyon Aviyonik ve Kontrol laboratuvarında yapılan araştırmalar ve tez çalışmaları ile denenmiştir (Tarımcı,2009).

4- Aviyonik Sistemler

Otopilot donanımları sırasıyla: aracın yönelim verilerinin ölçülmesi için Ataletsel Ölçüm Birimi (AÖB), kontrol yüzeyleri ve itkiyi kontrol eden Servo Sürücü Kartı, uçuş sırasında aracın test verilerini yer istasyonuna ileten Radyo Frekans (RF) Modem Kartı, aracın kontrolü için gerekli yazılımın koştugu Kontrolcü Kartından oluşmaktadır. Ayrıca bu kartlara ek olarak uçağın test aşamalarında otopilotu devre dışı veya devreye alabilen Radyo Kontrol Anahtarlama Kartı bulunmaktadır. Bu kartlardan Servo Sürücü Kartı, Kontrolcü Kartı ve Radyo Kontrol Kartı tamamen eldeki imkanlar kullanılarak tasarlanmış ve üretilmiştir. Diğer donanımlar ise hazır alınmıştır.

Helikoter Platformu: Projede 2 farklı boyutta helikopter modeli kullanılmıştır. Kullanılan model helikopterler bakım maliyetlerini düşürdüğü ve daha kolay bir kullanıma sahip olduğu için elektrikli modellerden seçilmiştir.



Şekil 2 - Raptor E620 Model Helikopter

Özellikleri:

- Gövde Uzunluğu: 1220mm
- Gövde Genişliği: 140mm
- Toplam Yükseklik: 390mm
- Ana Rotor Çapı : 1345~1385mm
- Kuyruk Rotor Çapı: 237mm
- Dişli Oranı: 1:8.54~12.33:4.56

- Tam Donanımlı Ağırlığı: 3,500g

Boyut olarak daha küçük Falcon 3D model helikopteri ise ilk testlerde kullanılmıştır. Parçaları daha ucuz olduğu ve boyut olarak küçük olduğu için testlerde bu model tercih edilmiştir. Her iki helikopter de 3D özelliğine sahiptir. 3D moduna alınan helikopterlerin tüm kontrol yüzeyleri verilen girdiye ters olarak yanıt vermekte bu da helikopterin ters olarak uçabilmesini sağlamaktadır. İleride bu tür zorlu manevralar kontrol sisteminin performansını sınamak için kullanılabilir. Tüm sensör aviyonik ve uçuş bilgisayarının sorunsuz çalışmasından sonra aviyonik sistemler özellikleri yukarıda verilen helikoptere entegre edilecektir.



Şekil 3 - Falcon 3D Model Helikopter

Özellikleri:

- Gövde Uzunluğu: 670mm
- Ana Rotor Çapı : 630mm
- Kuyruk Rotor Çapı: 152mm
- Tam Donanımlı Ağırlığı: 530g

4-1 Kontrol Sistemi



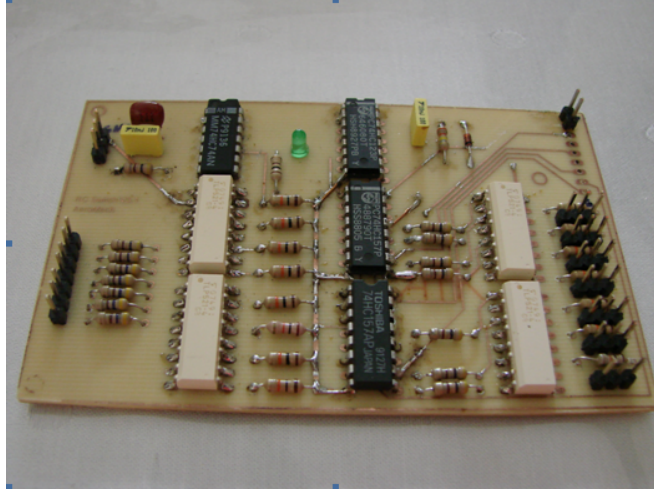
Şekil 4 - Kontrol Sistemi Genel Görünüm

Ataletsel Ölçüm Birimi: (Microstrain,Inc.) 3 dönüölçer, 3 ivme ölçer ve 3 manyetometre ile yapılan ölçümleri analog olarak uçuş bilgisayarına beslemektedir. Sensör ölçüm limitleri dönüölçerler için $\pm 300^\circ/\text{san}$, ivmeölçerler için $\pm 5G$ ve 1 manyetometreler için 2 Gauss dur. AÖB Euler açıları/kuaterniyon verilerini ham ve filtrelenmiş olarak çıktısını verebilmektedir.

RF Modem: Seri iletişim arayüzlü Adenuis ARF53 modeli modem tercih edilmiştir. İki seri ara yüzlü cihaz arasında 869 Mhz'de 6km'ye kadar iletişimi sağlayabilmektedir. Bu modem laboratuvarda mevcut olup proje kapsamında satın alınmamıştır.

Servo Sürücü Kartı: Uçak üzerinde servo motorları kontrol edilmesini sağlayan PWM (Pulse Width Modulation) sinyallerinin üretilmesini sağlayan karttır. PWM sinyallerini Kontrolcü Kartından seri arayüz üzerinden gelen komutlara göre oluşturmaktadır. 6 adet servoyu sürebilmektedir.

Radio Kontrol Anahtarlama Kartı: Bu kart beklenmeyen bir durum oluştuğunda servo girişlerini radyo kontrol kumandasına geçirmektedir. Bu anahtarlama komutu radyo kontrol kumandası üzerindeki herhangi bir kanal anahtarı ile yapılabilmektedir.



Şekil 6- Radyo Kontrol Anahtarlama Kartı

PC104 : Sensör verilerinin alınması ve kontrol algoritmalarının koşturulması için uçuş bilgisayarı olarak PC104 kullanılmıştır. Matlab xPC Target aracı kullanılarak tasarlanan kontrolcü uçuş bilgisayarında koşturulacak ve sensörlerden gelen verilerle servolar kontrol edilecektir. Bu kart da laboratuvarda hali hazırda mevcut olup proje kapsamında satın alımı yapılmamıştır.

Ultrasonik altimetre: Bu sensör seri kanaldan PC104'e bağlanmış olup veri alınmıştır. Uçuşlar esnasında otomatik iniş kalkış sırasında kullanılacaktır.

GPS alıcısı: GPS alıcısı da PC104 ortamına entegre edilmiş uçuşlar esnasında kullanılacaktır.

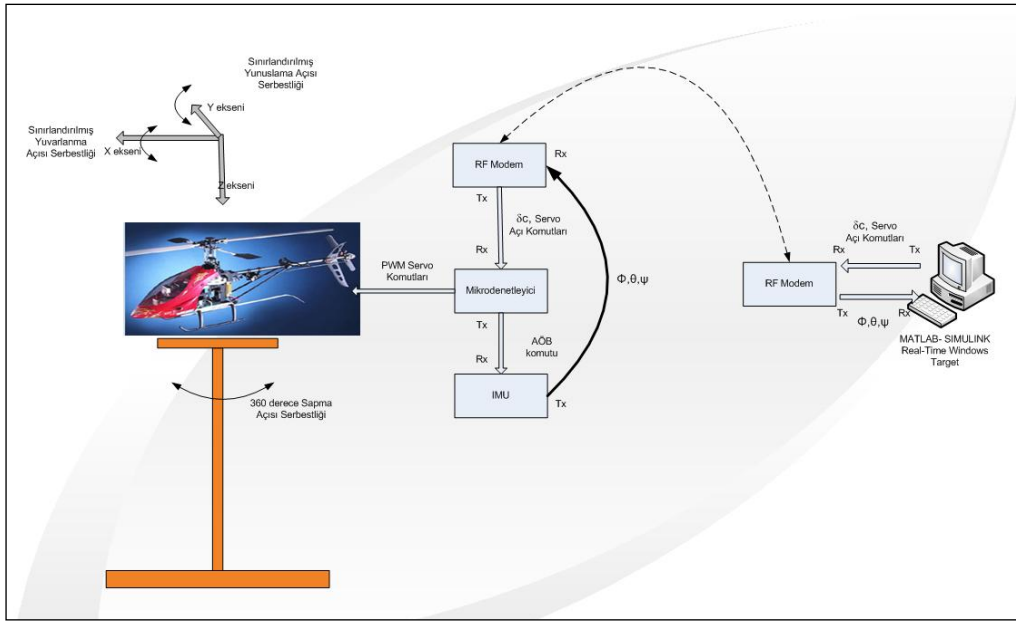
5- Test Platformları

Oluşturulan kontrol algoritmalarının gerçek bir sistem üzerinde güvenli bir şekilde test edilmesi gerekmektedir. Bu kapsamda bütün donanımın model helikopter üzerine yüklenmeden önce gerçeğe oldukça yakın hareket serbestliği sağlayacak test platformu tasarlanmasına karar verilmiştir. Üretilen platformun gerçek zamanda döngüde donanım testi ihtiyacını sağlayacak şekilde tasarlanması ve kapalı alanda işleyecek güvenli bir test düzeneği olması amaçlanmıştır.

Test düzeneği tasarımında, iki yaklaşım göz önünde bulundurulmuştur. Öncelikle model helikopterin çalışma mantığını, dinamiğini anlamak ve eksenler arası etkileri görmek amacıyla, eldeki malzemelerle kolay ve basit bir yaklaşımla bir platform oluşturulmuştur. İkinci platformda ise ilk platformdan elde edilen tecrübeler sonucunda helikopter uçuşunda gerekli uçuş serbestliklerini mümkün olduğunca sağlayacak bir tasarıma gidilmiştir.

5-1 Test Düzeneği-1

Bu test düzeneği model helikopterin çalışma mantığı, dinamiği ve eksenler arası etkileşim etkilerinin görülmesi amacıyla, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü Simülasyon, Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı'ndaki mevcut donanımların kullanılması ile ortaya çıkmıştır. Bu düzenek bir çubuk üzerinde iki vida arasında oturtulan ahşap plakadan oluşmaktadır. Vidalar ile ahşap plaka arasındaki boşluk helikoptere yunuslama ve yuvarlanma eksenlerinde sınırlı bir serbestlik derecesi kazandırmaktadır. Sapma ekseninde ise helikopter tam bir serbestlik derecesine sahiptir. Dolayısıyla çok basit olmasına karşın bu test düzeneği ile helikopterin üç açısız ekseninde serbestlik sağlanmış ve helikopterin hızlı açısız hareketleri için yazılmış kontrol algoritmalarının denenmesi sağlanmıştır.

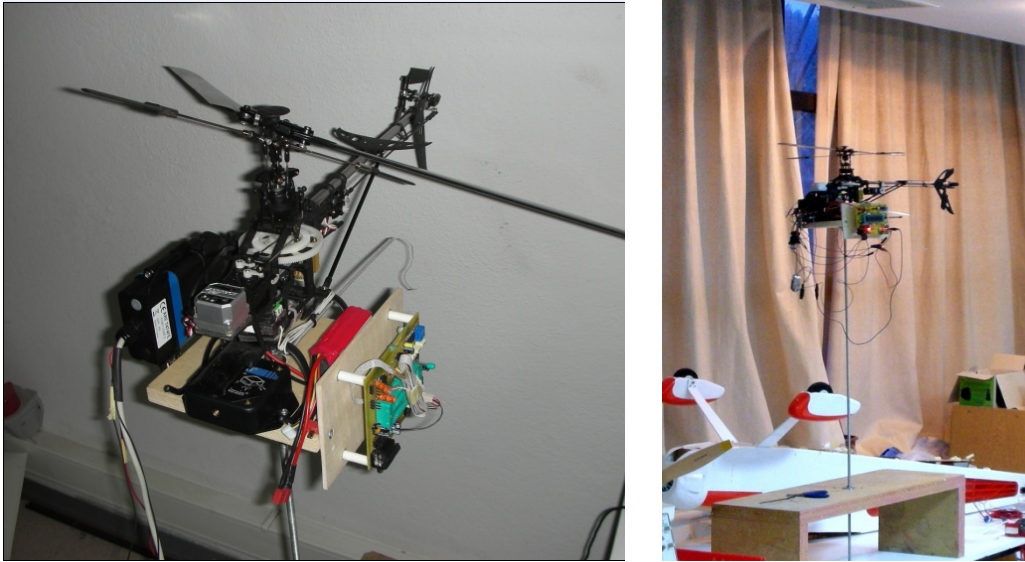


Şekil 7- Test Düzeneği-1 İşleyiş Şeması

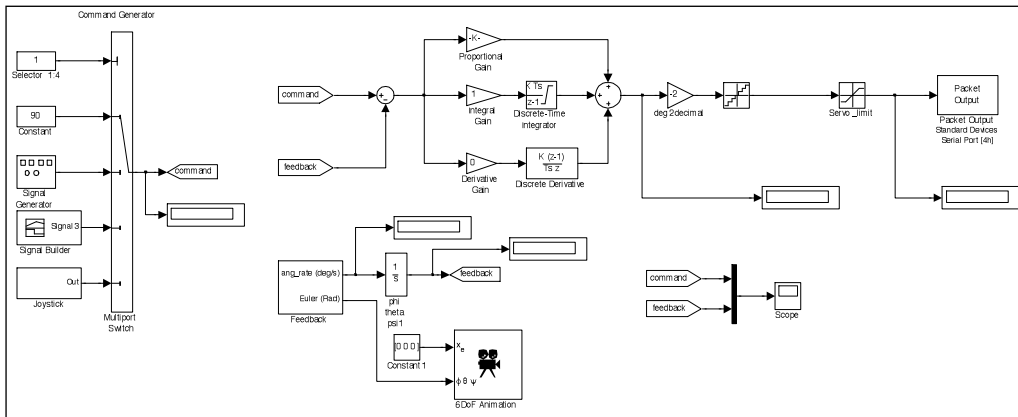
Test düzeneğinde kontrolcü algoritmalarının gerçek zamanlı olarak test edilmesi planlanmış ve eldeki malzemeler bu ihtiyaca göre kurgulanmıştır. Buna göre MATLAB-SIMULINK'te oluşturulan modelin gerçek zamanlı koşması için Real-time Windows Target Toolbox kullanılmıştır. Helikopter üzerinde verilerin kablosuz bir şekilde ulaştırılması için bir RF modem ve gerekli geri besleme ölçümleri için AÖB (Ataletsel Ölçüm Birimi) yerleştirilmiştir. Ayrıca RF modem üzerinden gelen verileri işleyip helikopter üzerindeki servo motorlara ve ataletsel ölçüm birimine gerekli komutları göndermesi için bir mikrodenetleyici kullanılmıştır.

Helikopterin kontrolünü sağlayan kontrolcü algoritması masaüstü bir bilgisayar üzerinde çalışmaktadır. Geri beslemesini helikopter üzerindeki AÖB'den almakta ve servo komutlarını RF modem aracılığı ile mikrodenetleyici üzerine göndermektedir. Bu sayede kontrolcünün yapısı ve parametrelerinin ayarı mikrodenetleyicinin tekrar programlanmasına gerek kalmadan yapılabilmekte ve mikrodenetleyicinin kısıtlı olan işlem gücü sıkıntısı aşılmaktadır.

Şekil 1’de görülen test düzeneği işleyiş şemasına göre helikopter servoları bir mikrodenetleyici üzerine bağlanmıştır. Bu çalışma için piyasada temini kolay olan PIC18F4520 mikrodenetleyicisi kullanılmıştır. Bu mikrodenetleyici, RF modem üzerinden gelen servo açma komutlarını almakta ve PWM kanalı üzerinden ilgili servo motorlar üzerine göndermektedir. Ayrıca helikopter üzerinde bulunan ataletsel ölçüm birimi çeşitli ölçüm verilerini (Euler Açılımları, Oryantasyon Matrisi, Koterniyon, Jiroskop, Manyetometre, İvmeölçer verileri vs...) hesaplayabilmektedir. Bu ölçüm verilerinden gerekli olanın alınabilmesi için ilgili komutun AÖB’ye gönderilmesi gereklidir. Bu veri istemi yine mikrodenetleyici üzerinden yapılmaktadır. Ancak burada göz önünde bulundurulması gereken nokta mikrodenetleyicinin bağımlı (slave mode) modda çalışmasıdır. Yani RF üzerinden ulaşan komutlar geldiğinde mikrodenetleyici çalışmakta ve AÖB’ye gönderdiği komutla çalışmasını bitirip beklemeye geçmektedir. Böylece bilgisayar üzerinde kontrolcü algoritmasının çalışma hızı belirli bir aralıkta değiştirilebilmektedir.



Şekil 8 - Test Düzeneği-1

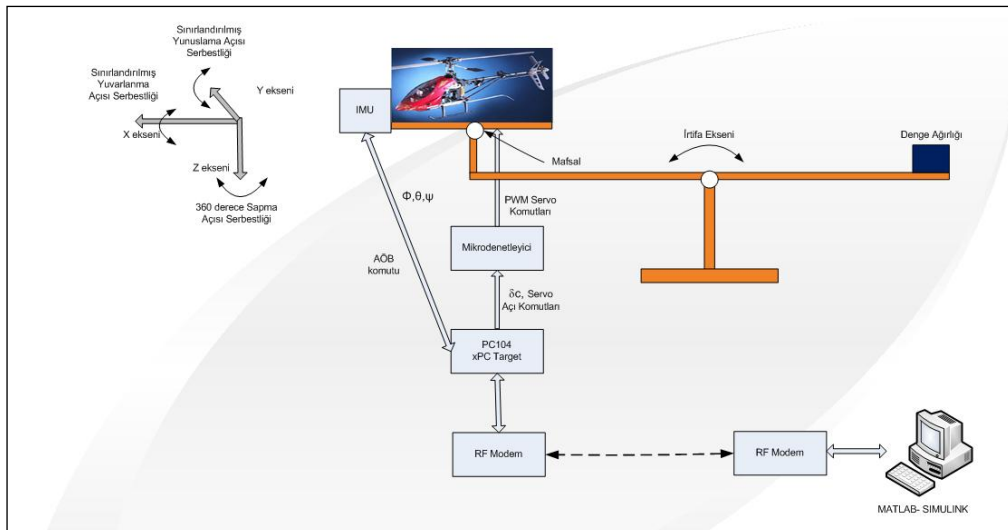


Şekil 9- Test Düzeneği'nin denemesi için kullanılan model

Şekil 8’de üretilmiş test düzeneği Şekil 9’ da ise oluşturulan SIMULINK modeli görülmektedir. SIMULINK modelinde lineer kontrolcüler kullanılmış ve helikopter ilk olarak sapma ekseninde kontrol edilmiştir. Sistem 20 Hz’e kadar çalışmayı mümkün kılmıştır. Ancak düzenek yapısı itibari ile istenilen (yaklaşık 60 Hz) çalışma hızına çıkamamıştır. Bunun sebebi mikrodenetleyici kapasitesinin servo için gerekli PWM üretme frekansı sebebiyle kısıtlamak zorunda kalınmasıdır. Bilgisayar → RF modem → Mikrodenetleyici → [Servo, IMU] → Bilgisayar döngüsü 19.2 kBaud hızında gerçekleştirilmiştir.

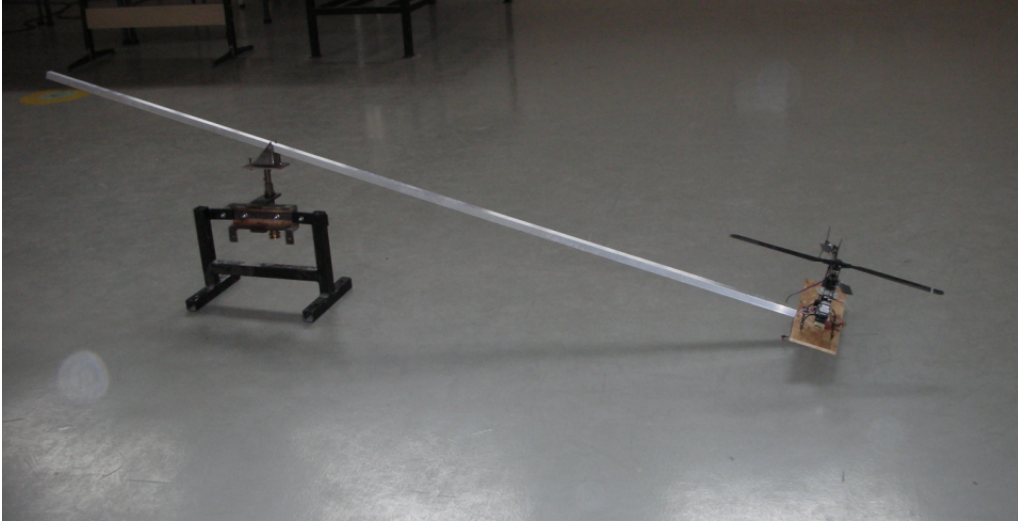
5-2 Test Düzeneği-2

Test Düzeneği-1’deki hareket serbestliğinin artırılması ve kontrolcü döngü hızının artırılması için yeni ve detaylı bir test düzeneği tasarlanmıştır. Tasarım aşamasında insansız helikopter çalışmaları yürüten üniversitelerin çalışmaları incelenmiş ve helikoptere en yakın gerçek uçuş benzetimi sağlayacak test düzeneği üretilmiştir (Vitzilaios,2008) .



Şekil 10- Test Düzeneği-2 İşleyiş Şeması

Şekil 10’da görüldüğü üzere test düzeneğinde helikopter alttan ve ağırlık merkezinde olacak şekilde bir mafsalsız üzerine oturtulmuştur. Helikopterin askıda kalma testlerinin yapılabilmesi için bütün sistem bir kaldıraç düzeneği üzerine yüklenmiştir. Bu kaldıraç sisteminde helikopter üzerindeki ağırlık ölçülüp kaldıraçın diğer ucuna eklenen ağırlıklara dengelenmesi sağlanmıştır. Böylece helikopterin gerçeğe en yakın düzeyde askıda kalma testinin yapılabilmesi amaçlanmıştır. Bu düzenekte servo motorla için gerekli PWM sinyallerini üreten bir mikrodenetleyici kullanılmıştır.

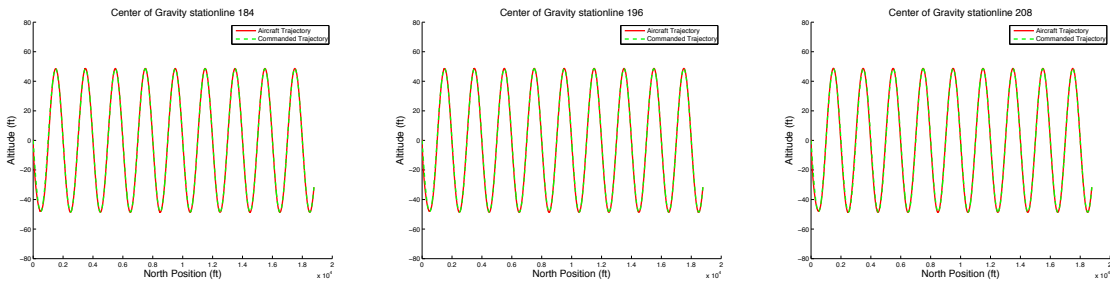


Şekil 11- Test Düzeneği-2

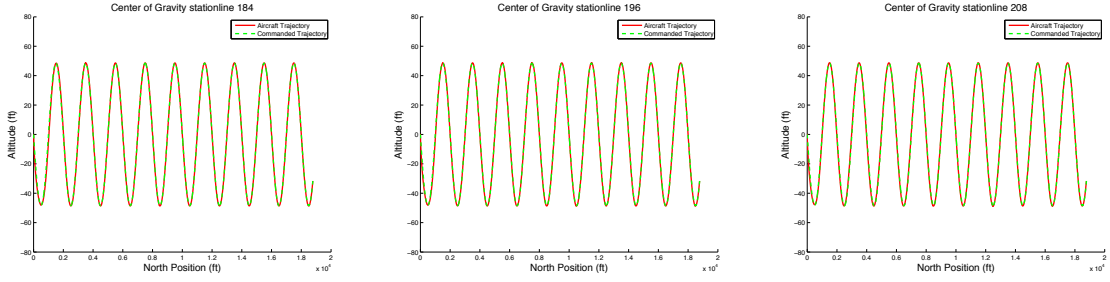
Bu düzende bütün servo motorlar bir anahtar üzerinden geçirilerek mikrodenetleyici üzerine bağlanmıştır. Anahtar model helikopter RF kumandası üzerindeki bir buton ile kontrol edilmekte ve hata durumlarında kontrolü mikrodenetleyici üzerinden almaktadır. Mikrodenetleyici ve AÖB seri veri yolu üzerinden haberleştiği için bu sistem PC104 yerine mikrodenetleyici, PC veya bir DSP yerleştirilebilmesine olanak sağlamaktadır. Ayrıca, kontrolcü istenilen 60 Hz çevirim hızında çalışabilmektedir.

6 - SONUÇ

TÜBİTAK destekli “Otonom Helikopterler için Öğrenilebilir Yapay Sinir Ağı Tabanlı Doğrusal Olmayan Adaptif Kontrol Algoritmalarının Uçuş Testleri ile Doğrulanması” projesi kapsamında oluşturulan MATLAB-Simulink ortamındaki benzetim üzerinde kontrol algoritmaları tasarlanmış ve simülasyon ortamında oluşturulan bu algoritmaların doğrulanması hedeflenmiştir. Nitekim simülasyon ortamında gerçekleştirilen helikopter dinamik modeli ile yapay sinir ağı tabanlı doğrusal olmayan kontrol sistemi entegre edilmiş ve helikopterin ağırlık merkezi değişikliklerine olan duyarlılığı sınanmıştır. Şekil 12 ve 13’te rota takibinde yapay sinir ağı kullanıldığı ve kullanılmadığı zamanki tespitlere bir örnek verilmiştir.



Şekil 12- Yapay sinir ağı olmadan ağırlık merkezi varyasyonu



Şekil 13- Yapay sinir ağı ile ağırlık merkezi varyasyonu

İlk aşamada kontrol algoritmalarının denenmesi için aviyonik sistemlerin entegrasyonuna başlanmıştır. Sensör verileri Texas Instruments TMS320F28335 dijital sinyal işleyici (DSP) ile elde edilmeye ve servoların bu verilere göre hareket etmesine çalışılmıştır. Çalışmaların planlanan takvimden uzun sürmesi üzerine Bunları gerçekleştirmek için elektronik ve yazılım üzerine araştırmaların paralel olarak yürütülmesine karar verilmiş ve PC104 üzerinde çalışmalara devam edilmiştir. PC104 ile yapılan deneylerde tek servonun kullanıcı tarafından verilen girdiye cevap vermesi sağlanmış ve sensörlerden veriler elde edilmiştir. Birden fazla servonun aynı anda kontrolü esnasında problemler yaşanmış bir Mikrodenetleyici kullanılarak bu sorun aşılmıştır. Proje sonuna doğru PC104 ile de birden fazla sensör kontrol edilebilmiş ve test düzeneği yardımı olmadan yapılacak uçuşlarda kullanılması planlanmaktadır. PC104 tabanlı çözüm daha karmaşık algoritmaların denenmesini sağlayacaktır.

Aviyonik sistemler üzerindeki çalışmalar devam ederken, aynı zamanda tüm sistemin test edilebileceği test düzenekleri tasarlanmış ve üretilmiştir. İlk test düzeneği üzerinde model helikopterin dinamiği incelenmiştir. Daha sonra bu düzenek kullanılarak helikopterin sapma ekseninde kontrolü sağlanmıştır. Bu düzenek, tasarlanan ikinci test düzeneği için ihtiyaçların belirlenmesinde ve üretilmesi için geçen süreçte projenin kesintiye uğramadan ilerlemesini sağlamıştır.

İkinci test düzeneği ilk aşamada ultrasonik mesafe ölçerin uçuş sırasında test edilmesi ve model helikopterin kolektif kontrolünün gerçekleşmesi planlanmıştır. Helikopterin askı pozisyonunda kontrolünün sağlanması üzerine çalışmalar sürdürülmektedir. Tüm bu çalışmalardan sonra Mikrodenetleyici yerine PC104 ün kullanılması ile adaptif kontrol algoritmaları denebilecek ve kontrolcü üzerine testler gerçekleştirilebilecektir.

Bu çalışma esnasında bir ulusal kongrede bildirim yayınlanmış ve çalışmaların bir başka ulusal kongrede yayınlanması planlanmaktadır. PC104 ile kontrolcünün test edilmesi ile yayın sayısının artacağı öngörülmektedir. Konu ile ilgili olarak bir doktora öğrencisi ve bir master öğrencisi çalışmalarını sürdürmekte ve tezlerini bu konu üzerine sürdürmektedirler.

Bu proje ile yapay sinir ağı tabanlı kontrolcüler hem simulasyon hem de uçuş donanımına entegre edilmiş, uçuş donanımı helikopterlere entegre edilmiş ve test

düzeneği yardımı ile kontrol gerçekleştirilmiştir. Proje esnasında laboratuvarımızın türlü olanak ve özkaynakları kullanılmış konuyla ilgili çalışmalar devam etmektedir.

Referanslar

[1] Tarımcı, O. , *Adaptive Controller Applications for Rotary Wing Aircraft Models of Varying Simulation*, (Yüksek Lisans Tezi) Aerospace Engineering Department, Middle East Technical University, (2008)

[2] N. I. Vitzilaios, N. C. Tsourveloudis, Test Bed for Unmanned Helicopters' Performance Evaluation and Benchmarking, IEEE/RSJ IROS 2008 Workshop on

Performance Evaluation and Benchmarking for Intelligent Robots and Systems, September 2008, Nice, France

[3] Hefley, R. K., Mnich, M. A. Minimum-Complexity Helicopter Simulation Math Model, NASA Contractor Report 177476 USAAVSCOM Technical Report, 87-A-7, (1988)

[4] Prasad, J. V. R., Calise, A. J., Pei, Y., Corban, J. E. Adaptive Control Synthesis and Flight Test Evaluation on an Unmanned Helicopter, IEEE International Conference on Control Applications, (1999)

[5] Calise, A. J., Rysdyk R. T. Nonlinear Adaptive Flight Control Using Neural Networks, *IEEE Controls Systems Magazine*, (1998)

[6] Calise, A. J., Rysdyk R. T. Nonlinear Adaptive Control of Tiltrotor Aircraft Using Neural Networks, SAE/AIAA World Aviation Congress, (1997)

[7] Calise, A. J., Rysdyk R. T. Adaptive Model Inversion Flight Control For Tiltrotor Aircraft, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Paper No: 97-3758, (1997)

TÜBİTAK

PROJE ÖZET BİLGİ FORMU

Proje No: 108M648
Proje Başlığı: Otonom Helikopterler için Öğrenebilir Yapay Sinir Ağı Tabanlı Doğrusal Olmayan Adaptif Kontrol Algoritmalarının Uçuş Testleri ile Doğrulanması
Proje Yürütücüsü ve Araştırmacılar: Yard. Doç. Dr. İlkey YAVRUCUK (Proje Yürütücüsü), Onur TARIMCI (Bursiyer), Yaprak AYAZOĞLU (Bursiyer) , Sinan EKİNCİ (Bursiyer)
Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi: Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü Pk: 06531 Çankaya/Ankara
Destekleyen Kuruluş(ların) Adı ve Adresi: Orta Doğu Teknik Üniversitesi - TÜBİTAK
Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri: 01.05.2009-01.05.2010
Öz (en çok 70 kelime) Bu projede model helikopter dinamik matematiksel modeli geliştirilmiş, ve kontrol algoritmaları ile ilgili çalışmaların yapılabileceği test platformları tasarlanmıştır. Helikopterin insansız olarak kontrol edilmesi için avyonik sistemler birbirleri ile entegre edilmiş ve anlık veriler kontrolcüye beslenerek helikopterin otonom olarak kontrol edilmesi sağlanmıştır.
Anahtar Kelimeler: Kontrol, Otonom, Test Platformu , İnsansız Hava Aracı, Helikopter
Fikri Ürün Bildirim Formu Sunuldu mu? Evet <input type="checkbox"/> Gerekli Değil <input checked="" type="checkbox"/>
Fikri Ürün Bildirim Formu'nun tesliminden sonra 3 ay içerisinde patent başvurusu yapılmalıdır.
Projeden Yapılan Yayınlar: EKİNCİ, S., YAVRUCUK, I., ARSLANTAŞ, Y. E. , İnsansız Helikopterin Uçuş Kontrol Algoritmalarının Geliştirilmesi için Test Platformu Tasarımları, 5. Savunma Teknolojileri Kongresi, Ankara, (2010), SAVTEK- pp 342-347 ARSLANTAŞ, Y.E,Design, Development and Flight Testing of an Autopilot For an Unmanned Helicopter, (Yüksek Lisans Tezi), Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, (Devam Etmekte)