

Döngüde Donanımsal Benzetim Test Platformu Kullanarak Otopilot Tasarımı

Autopilot Design Using Hardware-in-the-Loop Test Platform

Şeyma Akyürek¹, Gizem Sezin Özden¹, Emre Atlas¹, Ünver Kaynak², Coşku Kasnakoglu¹

¹Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara

seymaakyurek@gmail.com, sezin.ozden@gmail.com, emreatlas90@gmail.com,
kasnakoglu@gmail.com

²Makine Mühendisliği Bölümü

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara

unkaynak@gmail.com

Özetçe

Bu çalışmada döngüde donanımsal benzetim (DDB) test platformu, insansız hava araçları için bir uçuş stabilizasyon sistemi tasarlamak için kullanılmıştır. Kontrolcüler ilk olarak sayısal simülasyonlar kullanılarak ayrı ayrı yatay ve uzunlamasına eksenlerde tasarlanmış ve test edilmiş olup, ardından bu kontrolcüler döngüde donanımsal benzetim platformuna aktarılmıştır.

Abstract

In this paper a hardware-in-the-loop (HIL) test platform is used to design a flight stabilization system for unmanned aerial vehicles (UAV). Controllers are first designed and tested separately for lateral and longitudinal axes using numerical simulations, and later these controllers are merged on the HIL platform. It is observed that the resulting controller successfully stabilizes the aircraft to achieve straight and level flight.

1.Giriş

Havacılıkla ilgili çalışmalar son zamanlarda askeri ve sivil uygulamalarda büyük önem kazanmıştır [1]. Otopilot sistemleri insansız hava araçları çalışmalarında büyük yer kaplamaktadır. Bu sistemler otonom uçuş sağlamaktadırlar. Bir uçuş

görevi insan müdahalesi olmadan gerçekleştirilebilmektedir [2].

Bir hava aracının kararlı uçuş durumunda kalması için ağırlık merkezinde meydana gelen kuvvetler ve momentler sıfıra eşit olmak zorundadır [3]. Hava aracının bu gereksinimleri karşılayabilmesine bir çalışma (trim) koşulunda uçuşun denge durumu denmektedir [3].

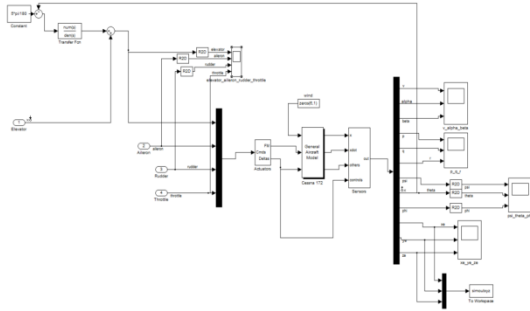
2.Kontrolcü Tasarımı

Uçakların kararlılığı ve kontrolü için genel bir işleyiş uçuş dinamikleri çalışmasını gerektirir [4]. Uçağın hareketi değil ama denge durumu dikkate alınarak otopilot tasarımı yapılmıştır. Bu yaklaşım daha çok statik kararlılık ve kontrol analizi olarak bilinmektedir [4].

Elevatörler ve eleronlar uçuş kontrol yüzeyleridir. Elevatörler kuyruk üzerindeki yatay yüzeylerdir. Uçuş sırasında tüm kuyruk yüzeyi hava aracını stabil hale getirmeye yardımcı olurken kuyruk yüzeyinin uçlarının yukarı aşağı hareketler yapması yunuslama açısının oluşmasını sağlar [5]. Eleronlar ise her kanadın dış kısmında bulunan kontrol yüzeyidir [5]. Eleronlar birbirlerine ters yönlerde hareket ederek kanatları yukarı aşağı yönlendirirler [5]. Bu harekete yuvarlanma denir [5].

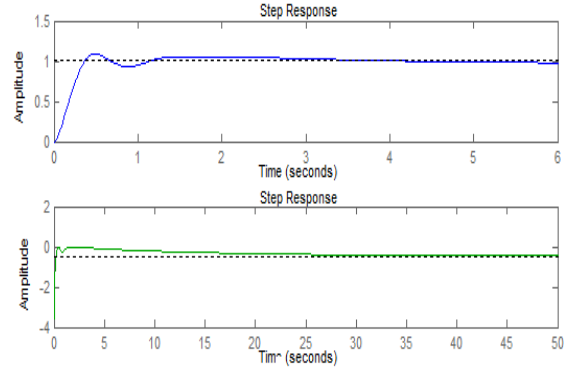
2.1.Elevatör-Theta Kontrolü

Bir hava aracının yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinde kontrolünü sağlamak amacıyla iç ve dış parametre değişimlerine ve dış bozuculara karşı dayanıklı olması arzulanan kontrol sistemi tasarımı ele alınmıştır [6]. Giriş elevatör açısı, çıkış ise yunuslama (theta) açısı olarak belirlendiğinde istenilen kontrolcüyü tasarlamak için doğrusallaştırılmış uçuş dinamik denklemleri üzerinde MATLAB Sisotool tasarım aracı kullanılmıştır. Cessna 172 uçuş modelinin uçuş parametreleri baz alınarak sistem oluşturulmuştur. İstenilen düz uçuş koşulu için hız ve yükseklik değerleri verilerek bu şartları sağlayacak itki miktarı ve kontrol yüzey açıları nümerik olarak çözdürülerek çalışma (trim) koşulu elde edilmiştir. Daha sonra doğrusal olmayan uçuş dinamik denklemleri bu çalışma noktası etrafında lineer hale getirilmiştir. MATLAB/Simulink yapısı Şekil 1'de gösterilmiştir.



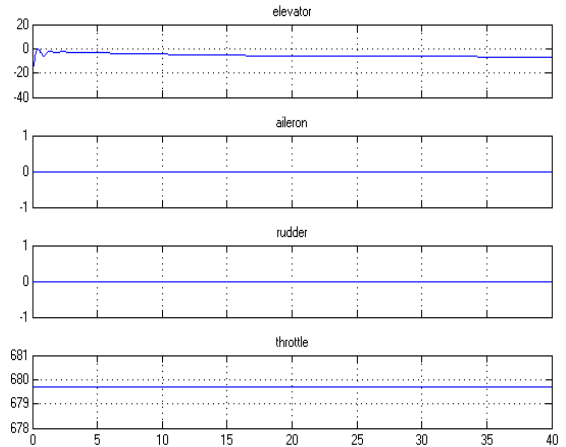
Şekil 1: Simulink Kontrol Yapısı

Doğrusallaştırma işlemi sonucu elde edilen denklemler minimal gösterime getirildikten sonra Sisotool aracı ile PID kontrolcü tasarlanmıştır. Tasarım teknikleri ile PID katsayıları elde edilmiş ve birim basamak cevabı Şekil-2 'de gösterilmiştir.

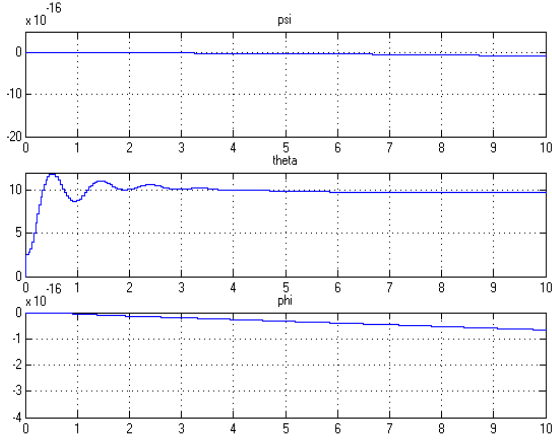


Şekil 2: Elevatör-theta PID kontrolcüsü için sistem cevabı (theta) (üst grafik) ve uygulanan giriş (elevator) (alt grafik)

Destekli uçuş modu için kurulan PID kontrol yapısı doğrusal olmayan Simulink modeline uygulandığında girişin yani elevatör açısının değişimi derece olarak Şekil 3'te gösterilmiştir. Çıkışın yani theta açısının değişimi ise derece olarak Şekil 4'te gösterilmiş olup yuvarlanma (Phi) ve Sapma (Psi) açılarının verilen kontrolden çok fazla etkileneceği ve sıfır civarında kaldığı görülmektedir.



Şekil 3: Elevator(giriş), Eleron, Rudder ve Throttle açılarının PID kontrolcü uygulandığında değişimi.

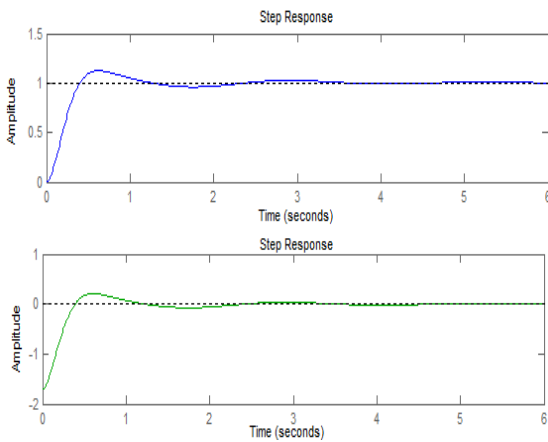


Şekil 4: Psi, Theta(çıkış) ve Phi açılarının PID kontrolcü uygulandığında değişimi.

2.2.Eleron – Phi Kontrolü

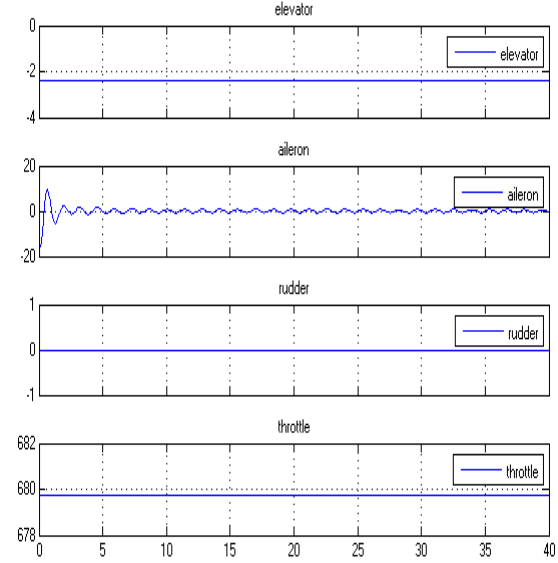
Uçağın eleron yüzeyi yuvarlanma/yatma hareketinin gerçekleşmesini sağlayan kumanda yüzeyidir. Kontrolcüde bu yüzey giriş olarak verilmiş, çıkış olarak da yatma açısı yani phi açısı alınmıştır.

Çalışma noktası etrafında doğrusallaştırma işlemi sonucu elde edilen sistemin minimal gerçekleştirilmesi hesaplandıktan sonra MATLAB sistotool aracı ile PID kontrolcü tasarlanmıştır. PID kontrolcü ile elde edilen kapalı çevrim sisteminin birim basamak cevabı Şekil-5'te gösterilmiştir.

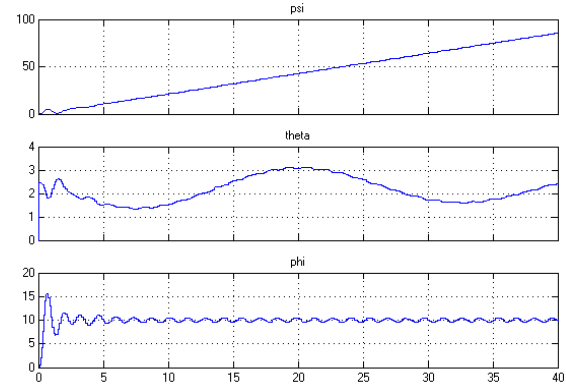


Şekil 5: Eleron-phi PID kontrolcüsü için sistem cevabı (üst) ve uygulanan giriş (alt)

Destekli uçuş modu için kurulan PID kontrol yapısı doğrusal olmayan Simulink modeline uygulandığında girişin yani eleron açısının değişimi derece olarak Şekil 6'da gösterilmiştir. Çıkışın yani phi açısının değişimi ise derece olarak Şekil 7'de gösterilmiştir. Ayrıca uçak zaman içerisinde dönecek, yani yönü (psi açısı) de değişecektir, şekilden bu etkileri görmek de mümkündür.



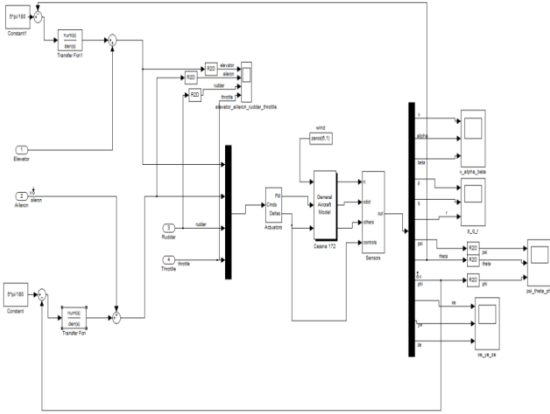
Şekil 6: Elevator, Eleron (giriş), Rudder ve Throttle açılarının PID kontrolcü uygulandığında değişimi.



Şekil 7: Psi, Theta ve Phi(çıkış) açılarının PID kontrolcü uygulandığında değişimi.

2.3.İki Giriş İki Çıkışlı Kontrolcü

Yunuslama açısı θ 'nın değişmeden uçağın yatması (ϕ 'nin değişmesi) isteniyorsa, o zaman iki kontrolcü birlikte kullanılmalı veya çok-giriş çok çıkışlı bir kontrol tasarımı yapılmalıdır. Bundan dolayı hem yunuslama hem de yuvarlanma açılarını sabitleyebilen bir kontrolcü yapılmıştır.



Şekil 8: Birleşik kontrol için Simulink yapısı

Daha önceden ayrı ayrı tasarlanan elevatör-theta, eleron-phi kontrolcülerini birlikte kullanılabildiğinin doğrulanması, gerçek uçuş sırasında kazasız, hatasız bir uçuş deneyimi için gereklidir. Bu amaçla hazırlanan Simulink simülasyon yapısı Şekil 8’de verilmiştir. Şekil 8’de görüldüğü üzere eleron ve elevatör açıları giriş olarak verilmiş, theta ve phi açıları çıkış olarak gözlemlenmiştir. Bu şekilde model çalıştırıldığında elde edilen sonuçlar, sisteme tek giriş eleron ve tek giriş elevatör verildiği durumdaki çıkışlarla birebir aynı olmaktadır. Bu durumun doğrulanmış ve platformda test edilmiş hali Şekil 10 ve 11’de rahatlıkla görülmektedir.

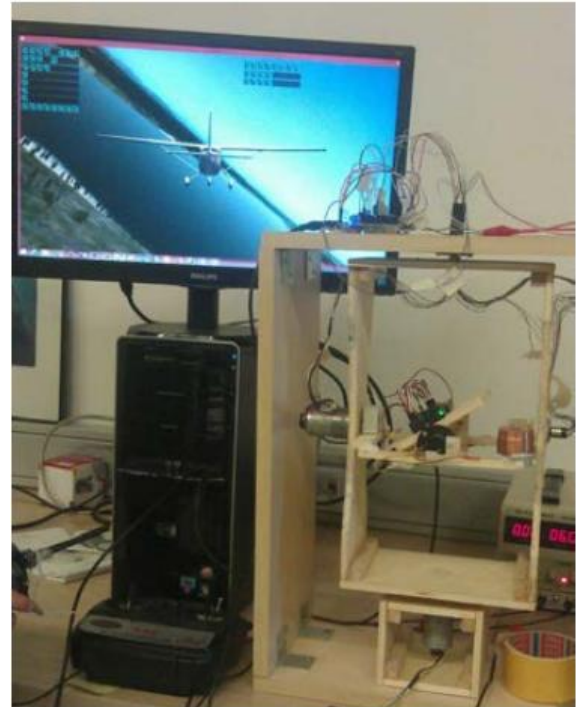
3. Test Plattform

Gerçek zamanlı benzetim ve kapalı döngü içerisinde donanım desteği hızla yaygınlaşmakta ve yeni uygulama alanları bulmaktadır [7]. Normal benzetim araçlarının temel dezavantajı işlemlerinin gerçek zamanlı olmamasından kaynaklanmaktadır [7]. Çok sayıda dinamik değişken içeren bu sistemlerin tüm çal ışma koşulları için testlerini gerçekleştirmek çoğu zaman olası olamamakta veya çok özel test ortamlarının kullanımını

gerektirmektedir. Son yıllarda, zaman alıcı ve pahalı olan bu yöntemlere seçenек olarak gerçek zamanlı sayısal benzetim yöntemi ve döngüde donanım test yöntemi geliştirilmiştir [7].

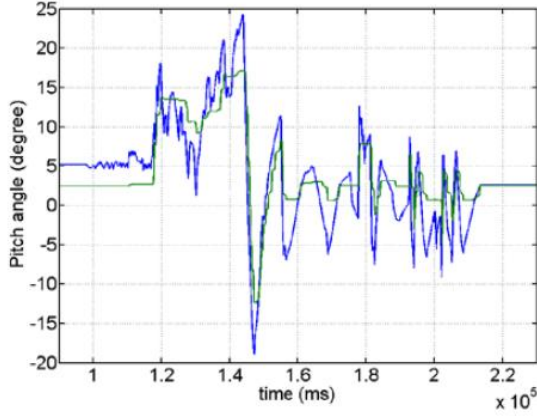
Tasarlanan otopilot ile uçuş testine çıkabilmek için simülasyon sonuçlarının yeterince iyi olduğundan emin olmak gerekmektedir. Bunun için uçuş simülasyonu kullanılarak uçuş öncesi testler yapılmalıdır. Döngüde donanımsal benzetim tekniği uçuş simülasyonu olarak kullanılmıştır. Otopilot ve onun eylemsizlik ölçüm ünitesi (IMU) simülasyonla entegre olabildiği için DDB sistemi kullanılmıştır.

Simülasyon yazılımı olarak Xplane programı kullanılmıştır. Çünkü bu program Cessna 172 modelini içermektedir, ayrıca verileri başka UDP etkinleştirilmiş uygulamalara gönderebilmektedir. Ardupilot Mega 2.0 otopilot olarak kullanılmıştır. Bunun sebebi Ardupilot'ın kendi mikrokontrolcülerini, 6 eksenli IMU'su ve barometresi bulunması bunun yanı sıra programlanmasının kolay olmasıdır.

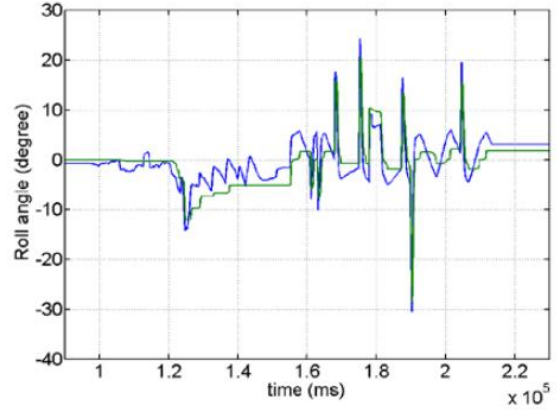


Şekil 9: DDB Test Platformu ve Xplane Simülasyon Programı

Simülasyondaki Cessna 172 hava aracı uçarken, Xplane roll ve pitch açı değerleri üretir. Bu değerler UDP portuna gönderilir. Xplane'in UDP portu verileri tutar, verilerden header'ları seçer ve açı boyutlarını platformun mikrokontrolcülerine seri port üzerinden gönderir. Platformun mikrokontrolcüler bu verileri, pitch ve yaw eksenleri için referans değerleri olarak okur. Motorların şaftlarına bağlı bulunan enkoderler okunarak platform çıkışları ve PID girişleri oluşturulur. Ardından her PID kontrolcüsü çıkışlarını hesaplar ve kontrol yüzeylerini ayırmak için tek tek bağlı olan motorları sürer. Bununla beraber alıcı ve vericilerin otopilota komut göndermeleri gerekmektedir. Otopilot verilen komuta göre eleron ve elevatör için yeni değerleri hesaplar ve seri porta gönderir. Haberleşme uygulaması bu değerleri okur ve Xplane'in anlayacağı mesajlara çevirir ardından Xplane'in dinlediği UDP portuna yazar. Xplane bu değerlere göre elevatörü ve eleronu hareket ettirir. Bunun üzerine uçağın durumu değişir ve yeni açı değerleri oluşur.



Şekil 10: Yunuslama (Pitch) Eksenini Stabilizatör Sonuçları



Şekil 11: Yuvarlanma (Roll) Eksenini Stabilizatör Sonuçları

Stabilizatör, otopilot tasarımının ilk adımındır. Güvenilir otopilot matrisleri bu testler sonucu seçilmiştir. 10. ve 11. Şekillerde tasarlanan otopilotun, stabilizatör modunda koşturulmuş sonuçları bulunmaktadır. Bu modda yuvarlanma ve dönme hareketleri yapması olasıdır ama eğer kumanda çubukları bırakılırsa otopilot devreye girip uçağı dengeye getirir. Manevralar tamamlandığında uçağın dengeye geldiği Şekil 10 ve 11'de görülmektedir. Simülasyonun 14. saniye civarında pitch açısı için manevra tamamlanmıştır. 17. saniye civarında hava aracı dengeye gelmiştir. Yuvarlanma açısı için manevralar 16. saniye civarında bitmiş ve 17. saniye civarında hava aracı dengeye gelmiştir. Ardından 19. saniyede başka bir manevra daha yapılmış olup, 2 saniye içinde hava aracı denge konumuna geri dönmüştür. Diğer zamanlarda stabilizatör modu açık değildir.

4.Sonuçlar ve Gelecekteki Çalışmalar

Bu çalışmada Cessna 172 uçak modelinin düz uçuş koşulları için elevator ve eleron açılarına tasarlanan kontrolcüler X-plane simülasyon ortamında veriler oluşturularak doğrulanmıştır. Bu veriler, MATLAB kullanılarak sistem tanımlama işleminden geçmiştir. Eleron ve elevatör davranışlarının dinamik modeli başarıyla oluşturulmuştur.

Gelecek çalışmalarda yüzey kaybı senaryoları belirlenip ve kayıpların oluşturacağı etkileri

elimine etmek için bu çalışmaya dayanarak kontrolcüler geliştirilecektir.

Teşekkür

Bu makaleyi yazarlar, 113E581 numaralı proje altında sürdürülen bu çalışmayı desteklediği için Tübitak'a teşekkür eder.

Kaynakça

[1] Gundlach, J., (2012), *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. AIAA Education Series, Virginia

[2] Korkmaz, H., Ertin, O.B., Kasnakoglu, C., and Kaynak, Ü., Design of a Flight Stabilizer System for a Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle Using System Identification. *Advances in Control and Automation Theroy for Transportation Applications (ACATTA 2013), Istanbul, Turkey on September 16-17,2013*

[3] Nelson, R.C., (1998) *Flight Stability And Automatic Control*. (Second Edition) McGRAW-HILL International Editions: Aerospace Science & Technology Series

[4] Etkin, B., & Reid, L.D., (1995) *Dynamics of Flight Stability and Control Third Edition*. Hamilton Printing Company

[5] *The Basics of Flight*. website: http://www.aviastar.org/theory/basics_of_flight/control.html

[6] Arısoy, A., Bayrakçeken, K.M., TOK (2012) Niğde, Türkiye, *Kayma Kipli Kontrol Yöntemi İle Dört Rotorlu Hava Aracının Kontrolü*

[7] Sarıkan A., Aydemir M.T. (2009) *Gerçek Zamanlı Benzetim ve Kapalı Döngü İçerisinde Donanım Desteği: Uygulamalar ve Sınırlamalar*