

T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
BİLİMSEL ARAŞTIRMA PROJELERİ
KOORDİNASYON BİRİMİ



**PROJE BAŞLIĞI: İNSANSIZ KÜÇÜK BİR HELİKOPTERİN
MODELLENMESİ OTOMATİK KONTROLÜ VE
OTOPİLOTLU GERÇEK ZAMANLI UYGULAMASI**

Proje No: FBA-2015-5954

Proje Türü: BAP NAP

SONUÇ RAPORU

Proje Yürütücüsü:

Adı Soyadı: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Birimi/Bölümü: Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi/ Uçak Mühendisliği
Bölümü

Araştırmacılar:

Yrd. Doç. Dr. Murat ONAY

Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi/ Uçak Elektrik-Elektronik Bölümü

Öğr. Gör. Mehmet KONAR

Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi/ Uçak Elektrik-Elektronik Bölümü

Doktora Öğrencisi Fırat ŞAL

Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi/ Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı

Mayıs 2016

KAYSERİ

TEŐEKKÖR

Projenin gerçekleŐtirilmesi için gerekli kalemlerin alınmasında maddi olarak destek olan “Erciyes Üniversitesi BAP birimine” teŐekkürlerimi borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR	2
	Sayfa No
ÖZET	4
ABSTRACT	5
1. GİRİŞ/AMAÇ VE KAPSAM	6
2. GENEL BİLGİLER	7
3. GEREÇ VE YÖNTEM	14
4. BULGULAR	15
5. TARTIŞMA VE SONUÇ	16
KAYNAKLAR	17

ÖZET

Bu projede proje bütçesiyle Erciyes Üniversitesi Model Uçak Laboratuvarında oluşturulacak küçük bir insansız helikopter, öncelikle bilgisayar ortamında modellenecektir. Sonrasında yine bilgisayar ortamında belli performans kriterlerini (aşım, oturma zamanı ve kararlı hal hatası) en iyilemek için kontrol parametreleri (P, I ve D) bir rassal optimizasyon yöntemiyle belirlenecektir. Peşinden simülasyon ortamında en iyi uçuş koşullarının elde edildiği gösterilecektir. Projenin ikinci aşamasında ise proje bütçesiyle temin edilecek ticari otopilotun P, I, ve D parametrelerine bilgisayar ortamında elde edilen değerler girilecek ve gerçek uçuş koşullarında da en iyi performansın olduğu elde edildiği gözlemlenecektir.

Simülasyon modelinin oluşturulmasında Matlab programından faydalanılacaktır. Otopilot parametrelerinin belirlenmesinde rassal bir optimizasyon yöntemi olan Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation (SPSA) yönteminden faydalanılacaktır. Bu projede bu rassal yöntem en iyileme maksadıyla ilk defa literatürde kullanılacaktır. Proje sonunda teorik sonuçların pratik sonuçları da iyileştirmesi beklenmektedir.

Anahtar kelimeler: İnsansız Küçük Helikopter, Otopilot, Performans En İyileme

ABSTRACT

In this project a small unmanned helicopter which will be manufactured in Erciyes University Model Aircraft Laboratory using project budget will be modeled in simulation environment. After that again in simulation environment in order to make best some certain performance criteria (overshoot, settling time, and steady-state error), control system parameters (P, I, D) will be determined using a stochastic optimization method. After that in simulation environment it will be shown that best results are obtained. At the second stage of this project the P, I, D parameters of commercial autopilot purchased using project budget will be inserted with values obtained in computer environment. Then, in also real time flights it will be observed that the flight performance is the best.

In order to create simulation model MATLAB software will be benefited. In order to determine autopilot parameters a stochastic optimization method namely Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation (i.e. SPSA) will be used. In this project a stochastic optimization method will be first time used in the literature in order to maximize performance. At the end of project it is expected that theoretical results improve also practical results.

Keyword: Unmanned Small Helicopter, Autopilot, Performance Maximization

GİRİŞ / AMAÇ VE KAPSAM

Son yıllarda yaşanan teknolojik gelişmelerin sayesinde insansız hava aracı (İHA) sistemleri popülerliği giderek artan bir akademik çalışma ve mühendislik uygulama alanı haline gelmiştir. İHA, askeri uygulamalar başta olmak üzere doğal afetler, trafik denetimi, kaçak yapılaşma v.b. birçok durumun gözlem ve analizinin hızlı ve güvenli bir şekilde gerçekleştirilmesine imkân sağlamaktadır [1-4].

Proje yöneticisinin daha önceki çalışmalarında hayli gerçekçi ve karmaşık helikopter simülasyon modelleri üretilip (bknz. Referanslar [1-4]) bu modeller birçok çalışmalarında (bknz. Referanslar [5-21]) farklı durumlarda kullanıldı. Referanslar [22-24] de küçük İHA üretimi ve otopilotlu uçuşunu üzerine bir takım çalışmalar yapılmıştır. Fakat bu çalışmalarda otopilot kazançlarının seçimi üzerine profesyonel bir yaklaşım uygulanmamıştır. Ayrıca otopilotla helikopter uçuşunu üzerine ülkemizde yeterince çalışma yapılmamıştır. Proje ekibi daha önce İHA'lar üzerine birçok çalışma yapmış, yarışmalara katılmış ve başarılı sonuçlar elde etmiştir [25-27]. Proje ekibi şu an İHA üzerine bir Tubitak 3001 çalışması tamamlamıştır [28-29]. Ayrıca bir Tubitak 3501 [30] projesi ve bir de Tubitak 1001 projesi çalışmaları sürdürülmektedir. [31].

Birçok amaçla kullanılacak insansız küçük helikopterler üzerine ülkemizde yeterince arge çalışması yapılmamıştır. Bu proje sayesinde insansız küçük bir helikopter oluşturulacak ve tedarik edilecek otopilotun kazanç katsayıları ilk defa performansı en iyileyecek şekilde rassal bir optimizasyon yöntemi vasıtasıyla belirlenecektir. Bu da çözüme hızlı bir şekilde ulaşılmasını sağlayacaktır. Matlab programı vasıtasıyla simülasyon modeli oluşturulabilecektir ve uçuş testlerine geçmeden önce teorik olarak bulunan sonuçların performansı en iyilediği gözlemlenecektir. Proje sonucunda teorik ve pratik sonuçların uyum içinde olduğu ve kullanılan optimizasyon yönteminin performansı en iyilemede etkili bir yol olduğunu gösterme projenin bir diğer önemli amacıdır.

GENEL BİLGİLER

Kullanılan Helikopter Modelleri

Kullanılan helikopter modelinin modelleme süreci Referanslar [5,6] de detaylı olarak sunulmuştur. Temel modelleme yaklaşımı şöyledir: Öncelikle, helikopter gövde, kuyruk kısmı, iniş takımı, yarı serbestlik derecesinde çarpınma hareketini gerçekleştiren 4 adet paleden meydana gelen ana rotor ve kuyruk rotorunu içeren çoklu vücut yaklaşımı (İngilizce bilinen adıyla multibody system) ile ele alınmıştır (Referanslar [5,6] de daha fazla detay bulunabilir). Ana rotor giriş aşağı saptırması için bir Pitt-Peters statik giriş akışı formülasyonundan yararlanılmıştır. Ayrıca paleler için doğrusal sıkıştırılmaz aerodinamik yaklaşımı kullanılmış, öte yandan ise gövde için bir analitik aerodinamik formülasyon yoluna gidilmiştir.

Modelleme safası fizik prensiplerinden yararlanılmasından oluştuğundan ve buna ilaveten modelleme varsayımlarından ötürü, sonuç olarak sonlu sayıda bayağı (adi) diferansiyel denklemlerden meydana gelen dinamik modeller elde edilmiştir. Bu matematik model kontrol sistemi tasarımı için çok elverişlidir, çünkü modern kontrol teorisinin doğrudan kullanımını sağlar ve modern kontrol teorisi adi diferansiyel denklemlerden kolayca elde edilmiş sistem dinamiğinin durum uzay modelini kullanır.

Şimdiye kadar özetlenen modelleme metodolojisi Maple 16 yazılımında ele alındıktan sonra kapalı formda (İngilizce bilinen adıyla implicit form) doğrusal olmayan helikopter modeli aşağıdaki gibi elde edilmiştir:

$$f(\dot{x}, x, v) = 0 \quad (1)$$

Yukarıda $f \in \mathbb{R}^{18}$, $x \in \mathbb{R}^{15}$, and $v \in \mathbb{R}^4$ boyutlarındadır. Ayrıca x and v doğrusal olmayan durum değişkeni ve kontrol vektörleridir. f (18) ve x (15) arasındaki sayısal boyut farklılığı üç

adet statik ana rotor aşağı saptırma denklemlerinden kaynaklanmaktadır. İlk denklemdeki 18 doğrusal olmayan denklem şunlardan oluşmaktadır: 9 tane rijit gövde denklemi, 6 tane pale çırpınma denklemi ve 3 tane ana rotor aşağı saptırma denklemi. Bu modeldeki denklemler çok fazla sayıda terimden meydana gelmektedir (yüz binin üstünde) ve hızlı hesaplamayla kullanımına müsaade etmemektedir. Bundan dolayı derecelendirme planı (ordering scheme) adı verilen bir model basitleştirme yöntemi doğrusal olmayan adi diferansiyel denklemlerdeki terim sayısını azaltmak için yararlanılmıştır.

Derecelendirme planı, bir denklemdeki parametreleri iteratif bir şekilde bu var olan denklemdeki diğer parametrelere göre göreceli büyüklüklerine göre eliminasyonunu sağlar. Herbir parametrenin büyüklüğü helikopterin uçuşu sırasında durum ve kontrol değişkenlerinin alabileceği umulan değerlere dayandırılarak kestirilir (Referanslar [5,6] da ayrıntılı bilgi mevcuttur). Şunun işaret edilmesi çok önemlidir ki derecelendirme planı fizik prensipleriyle yaratılan denklemlerin sayısını değiştirmez, bu yaklaşım sadece baskın terimleri koruyarak denklemleri daha kısa hale getirir.

Derecelendirme planından uygulandıktan sonra elde edilen matematik model 18 doğrusal olmayan denklemle birlikte hayla oldukça komplekstir. Bu proje çalışmasında kontrol sisteminin tasarımı için hesaba katılan temsili yörüngeler düz seviye uçuşlarıdır. Doğrusal olmayan hareket denklemleri için düz seviye uçuşu uçuş sınır koşulları kullanıldığında, 12 adet trim (denge) denklemi bulunur ($0=0$ şeklindeki denklemler elemine edilmiştir). Bu trim denklemleri farklı düz seviye uçuşu koşulları için Matlab kullanılarak fsolve komutundan yararlanılarak çözüldü. Trimden sonra matematik model Maple 16 vasıtası ile doğrusallaştırılmıştır ve sürekli doğrusal zamandan bağımsız sistemler elde edilmiştir.

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u \quad (2)$$

Yukarıda x_p ve u perturbe edilmiş durum değişkenleri ve kontrolçülerdir. Matrisler A_p ve

B_p 15x15 ve 15x4 boyutlarında matrislerdir. Durum değişkenleri vektörü 9 tane gövde durum değişkeninden ve 6 tane pale çarpınma durum değişkeninden oluşur. Kontrollerin vektörü üç ana rotor kontrolünden (kollektif ile boylamasına ve enlemesine dairesel kontroller) ve bir tane kuyruk rotoru kontrolünden oluşur. Tablo 1 de üretilen küçük helikopterin geometri verileri sunulmuştur.

Tablo 1

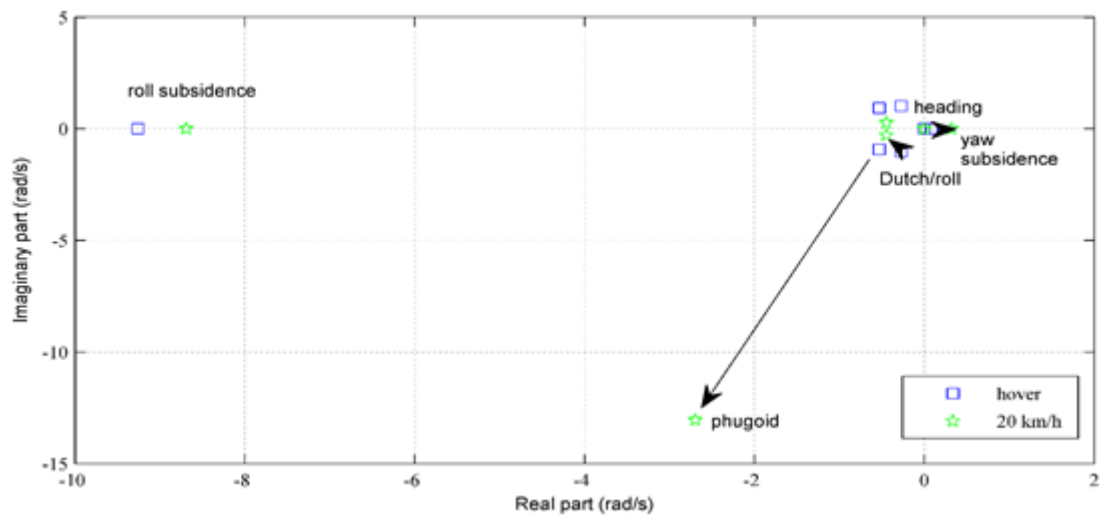
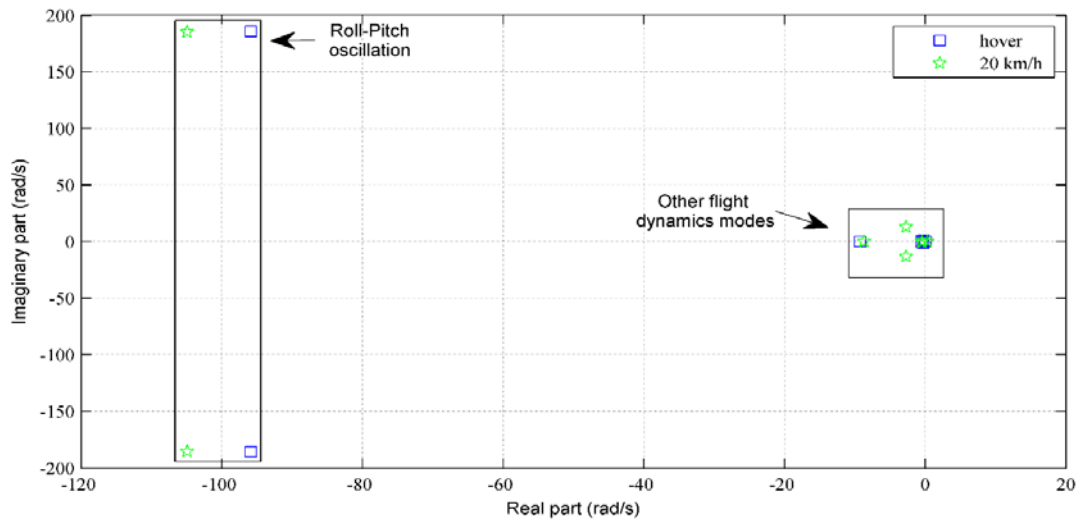
<i>Değişken Adı</i>	<i>Simgesi ve Boyutu</i>	<i>Büyüklüğü</i>
Ana rotor çapı	R, [m]	0.75
Ana rotor kordu	c, [m]	0.045
Helikopter kütlesi	M, [kg]	5
Yunuslama momenti ataleti	I_{yy} , [kg.m ²]	$3.8494 \cdot 10^{-3}$
Sapma momenti ataleti	I_{zz} , [kg.m ²]	$3.8844 \cdot 10^{-3}$
Yuvarlanma momenti ataleti	I_{xx} , [kg.m ²]	$9.3551 \cdot 10^{-4}$
Ana rotor pale taşıma eğimi	a_0 , [°]	5.73

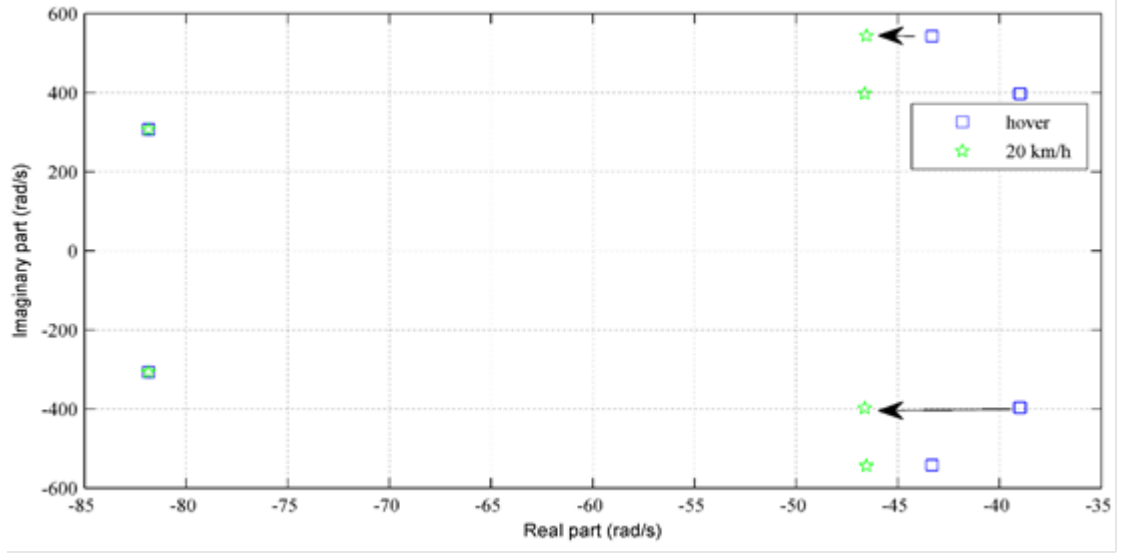
$$A_h = \begin{bmatrix} -3.2681e-4 & -3.85833e-4 & -1.6198e-4 & -2.4915e-3 & 9.9164e-5 & 3.2964e-8 & 0 & -5.3065e-4 & 0 & 4.0464e-6 & 9.5104e-7 & -7.5876e-2 & -6.4767e-4 & -6.4766e-4 & 9.0766e-5 \\ 4.3356e-4 & -4.6508e-4 & -9.8709e-5 & -1.1796e-4 & -2.7102e-3 & -2.2989e-3 & 5.3021e-4 & -7.4151e-9 & 0 & 1.4318e-6 & 6.0663e-5 & -7.2807e-4 & 4.3044e-5 & 8.5275e-2 & 7.2840e-4 \\ 1.1896e-5 & 8.4786e-7 & -5.8499e-3 & -6.1579e-6 & 2.3229e-3 & 1.5773e-9 & 2.1647e-5 & 1.8162e-7 & 0 & -1.1080e-1 & -2.3233e-3 & 5.5464e-6 & -1.9896e-8 & 5.9124e-6 & 4.9234e-8 \\ -1.8716e-2 & -6.9388e-4 & 4.4618e-3 & 4.8047e-3 & 8.5840e-2 & -9.8520e-4 & 0 & 0 & 0 & 6.2037e-4 & -2.7123e-3 & 3.1655e-2 & 1.8685e-2 & -3.6868 & -3.1669e-2 \\ 8.8809e-4 & -1.6653e-2 & -6.6947e-3 & -7.6382e-2 & 3.4316e-3 & 7.5606e-13 & 0 & 0 & 0 & 6.4947e-5 & -1.7206e-4 & -3.2803 & -2.8178e-2 & -2.8177e-2 & -1.6622e-2 \\ -1.9727e-3 & 2.6895e-2 & 3.0346e-1 & -4.4181e-3 & 8.3794e-3 & -9.0104e-3 & 0 & 0 & 0 & 6.5277e-5 & -1.5853e-1 & 2.3443e-3 & 2.1535e-3 & -3.7616e-1 & -3.2357e-3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1.3974e-5 & -3.4226e-4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 9.9917e-1 & 4.0794e-2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -4.0794e-2 & 9.9917e-1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -7.9682e-4 & -1.8380e-4 & 1.96509 & 2.2565e-3 & 2.6790e-4 & 5.9118e-8 & 0 & 0 & 0 & -4.1527 & -1.0958 & -7.4827e-4 & -1.3943e-6 & 2.2099e-4 & -1.5989e-3 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -5.3701e-3 & 1.0077e-1 & -9.7089e-3 & 2.8272 & 1.5550 & 1.0965e-12 & 0 & 0 & 0 & -4.5415e-3 & -2.4957e-4 & -7.9100 & -1.1367 & -1.1367 & -2.0241 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 9.7775e-2 & 5.6513e-3 & 1.2707e-2 & 1.5570 & -2.8135 & -1.4288e-3 & 0 & 0 & 0 & 8.9976e-4 & -7.1348e-3 & 1.1417 & 2.0271 & -8.4994 & -1.1418 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$B_h = \begin{bmatrix} -5.5991e-7 & 3.0094e-4 & -1.6464e-4 & -2.6687e-14 \\ -1.0219e-4 & -7.8108e-5 & -3.3862e-4 & 2.9152e-4 \\ 1.0795e-3 & 5.7193e-8 & -1.2773e-5 & 1.0196e-8 \\ 4.5102e-3 & -3.3893e-2 & 1.4723e-2 & -6.3684e-3 \\ 1.0252e-4 & 1.3093e-2 & 3.0151e-2 & 4.8872e-12 \\ 2.8752e-1 & -3.8319e-3 & 2.0016e-3 & -1.2988e-1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.5478 & 2.2151e-6 & 4.6351e-3 & 3.8214e-7 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.4880e-4 & 1.56678 & 4.3727e-2 & 7.0876e-12 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.5812e-2 & -4.9154e-2 & 1.5692 & -9.2357e-3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$A_{20} = \begin{bmatrix} -7.5797e-3 & -4.7019e-4 & -1.0855e-4 & -2.5285e-3 & 1.7450e-3 & 2.5395e-4 & 0 & -5.2719e-4 & 0 & 4.7724e-5 & 4.6878e-6 & -7.5885e-2 & -6.4759e-4 & -6.4420e-4 & 1.0747e-4 \\ 4.7931e-4 & -4.6890e-3 & 2.2143e-4 & -1.4830e-3 & -2.7417e-3 & -4.6357e-2 & 5.2660e-4 & -2.8562e-6 & 0 & 4.2376e-6 & 7.5574e-5 & -7.2956e-4 & 5.0862e-5 & 8.5267e-2 & 7.2926e-4 \\ 1.2964e-4 & 1.9271e-5 & -6.9605e-3 & -3.7298e-4 & 4.6703e-2 & 4.9579e-8 & 2.4889e-5 & 6.0430e-5 & 0 & -1.1080e-1 & -2.3233e-3 & 1.6990e-4 & 3.1813e-7 & 1.3751e-5 & 2.7397e-7 \\ -2.1050e-2 & 1.2854e-1 & -1.3390e-2 & -1.2199e-1 & 8.3814e-2 & -1.3003e-2 & 0 & 0 & 0 & 1.5159e-3 & -1.5154e-3 & 3.1888e-2 & 2.1985e-2 & -3.68183 & -3.1656e-2 \\ -2.1982e-1 & -2.0065e-2 & -1.0724e-2 & -7.4387e-2 & -1.1159e-1 & -1.3197e-9 & 0 & 0 & 0 & 7.2683e-3 & -8.5389e-4 & -3.2759 & -2.8169e-2 & -2.7973e-2 & -1.9663e-2 \\ -3.5038e-4 & 1.6783e-1 & 3.0936e-1 & -8.7136e-2 & 1.1132e-2 & -3.2839e-2 & 0 & 0 & 0 & -4.5117e-4 & -1.8697e-1 & -2.9876e-3 & 2.2373e-3 & -3.7003e-1 & -5.5503e-3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 5.4178e-3 & -1.1463e-1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 9.9888e-1 & 4.7212e-2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -4.7521e-2 & 1.0054 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 8.7542e-4 & -6.5356e-3 & 1.9651 & 4.3877e-2 & 5.5115e-5 & 1.8582e-6 & 0 & 0 & 0 & -4.1527 & -1.0958 & -1.2636e-2 & -1.6154e-4 & 6.1717e-4 & -3.1791e-2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -3.2399e-1 & 1.0509e-1 & -1.4876e-2 & 2.8332 & 1.3878 & -1.9132e-9 & 0 & 0 & 0 & -8.1573e-2 & -1.5825e-3 & -7.9020 & -1.1367 & -1.1378 & -2.0285 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1.0318e-1 & 1.9124e-1 & 1.0450e-1 & 1.3726 & -2.8193 & -1.8852e-2 & 0 & 0 & 0 & 2.6967e-3 & -6.5807e-2 & 1.1406 & 2.0319 & -8.4904 & -1.1417 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$B_{20} = \begin{bmatrix} -1.7842e-5 & 2.9734e-4 & -1.8659e-4 & 3.5322e-12 \\ 3.4149e-5 & -8.8481e-5 & -3.3200e-4 & 2.9148e-4 \\ 1.0537e-3 & -1.3976e-6 & -2.5397e-4 & 2.4280e-8 \\ -1.4278e-3 & -3.8296e-2 & 1.4442e-2 & -6.3683e-3 \\ 3.0913e-3 & 1.2927e-2 & 3.4133e-2 & -6.4630e-10 \\ 3.2484e-1 & -4.1033e-3 & 1.6472e-2 & -1.2986e-1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.5507 & 4.9812e-4 & 9.2091e-2 & 9.1005e-7 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 5.4797e-3 & 1.5680 & 4.9500e-2 & -9.3698e-10 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.8215e-1 & -5.5504e-2 & 1.5731 & -9.2324e-003 \end{bmatrix} \quad (4)$$

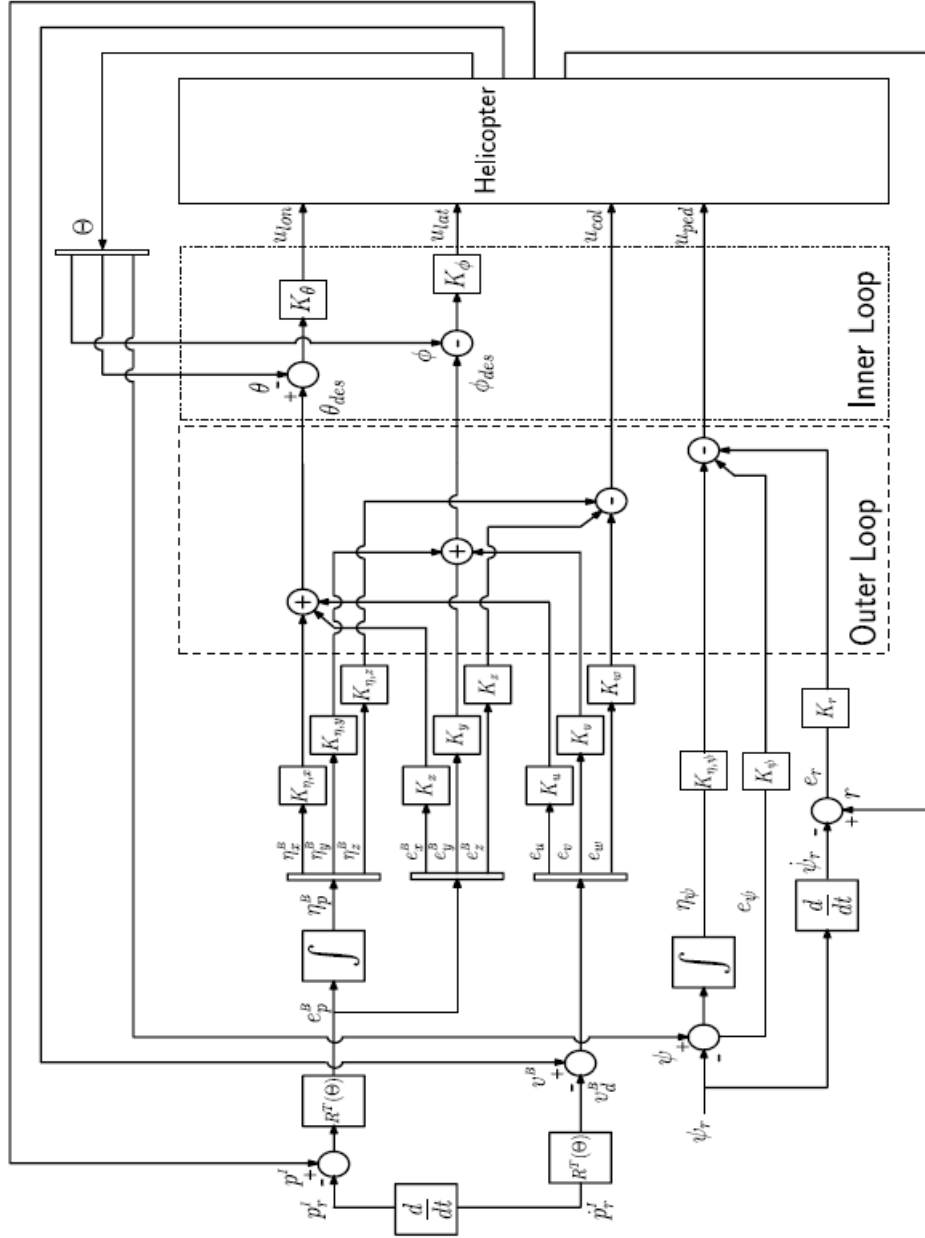




Şekil 1. Farklı Uçuş Koşullarında Uçuş Dinamiği Modları

Denklemler (1)'den (4)'e farklı uçuş koşulları için durum-uzay modelleri sunulmuştur.

Kullanılan Helikopter Uçuş Kontrol Sistemi



Şekil 2. Helikopter Otopilotunun Blok Diyagramı

Şekil 2’de kullanılan otopilot detaylı yapısı sunulmuştur.

GEREÇ VE YÖNTEM

Alınan Proje Kalemlerinin Kullanılması

Proje bütçesiyle alınan malzemeler ile küçük insansız helikopter üretimi gerçekleştirilmiştir. Peşinden Maple 16 programı ve hızlı çalışma istasyonu analitik olarak yüzbinlerce terimden oluşan helikopter modelinin oluşturulması, basitleştirilmesini olanaklı kılmıştır. Maple 16 programında en son adım olarak helikopter doğrusal durum uzay modeli trim değerlerinin parametrik fonksiyonu olarak bulunmuştur ve sonrasında bu durum uzay modeli Matlab yazılımına aktarılmıştır. Ayrıca proje bütçesi ile temin edilen otopilot sistemi ile otonom uçuşlar gerçekleştirilmiştir.

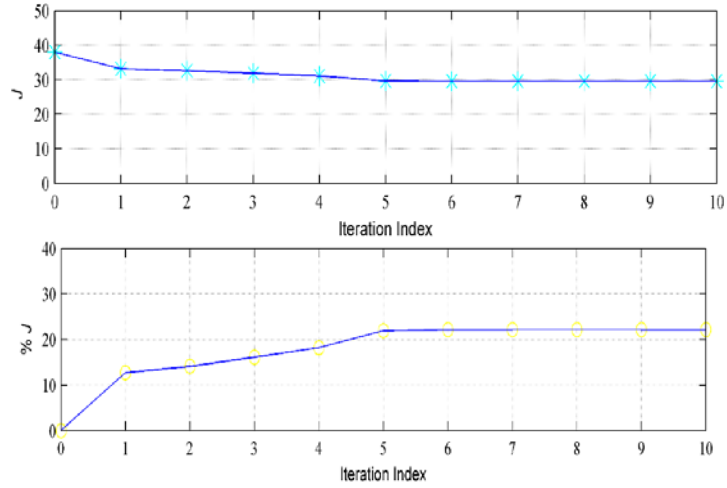
BULGULAR

Gerçek zamanlı uçuşlarda yüksek kalitede otonom uçuşlar elde edilmiştir. Sonuçlar youtube ortamında paylaşılmıştır:

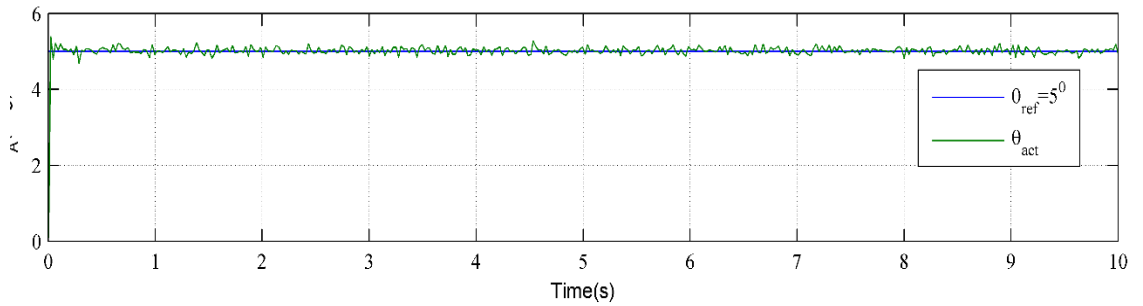
<https://www.youtube.com/watch?v=MaInSBpQHAM>

<https://www.youtube.com/watch?v=vs156z4XMI8>

Ayrıca simülasyon ortamında elde edilen sonuçlar ve maliyet optimizasyonu sonuçlarında aşağıda verilmiştir.



Şekil 3. Maliyet Minimizasyonu



Şekil 4. Yörünge Takibi

TARTIŞMA VE SONUÇ

Bu konferans çalışmasında küçük bir üretilmiŐ helikopterin otonom performansının maksimizasyonu amaçlanmıŐtır. Bu maksatla niversite bünyesinde bir helikopter imalatı gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon sonucu otonom performans %23 iyileŐtirilmiŐtir. Proje sonuçları ile bir uluslararası bildiri sunulmuŐ ve bir de yayın yapılmıştır.

KAYNAKLAR

- [1] Dikmen, İ. C., Arısoy, A. ve Temeltaş, H. 2010. “Dikey İniş-Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü”, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 3, 33-40.
- [2] Erdemir, S. 1998. “İHA Sistemlerinde Hava Aracı ve Görev Faydalı Yükleri”, ASELSAN, 45.
- [3] Güney K., Onay, M. 2004. “İnsansız Hava Araçlar ve İmge İşlemenin Vizyonu”, V. Havacılık Sempozyumu, Kayseri.
- [4] Onay, M., Özkoca, M., Çıklaiblikçi, K. İ., Batgı, S. 2013. “İnsansız Hava Aracı ile Trafik Denetimi”, IV. Karayolu Trafik Güvenliği Sempozyumu, Ankara.
- [5] Oktay, T. Constrained control of complex helicopter models. PhD Dissertation, Virginia Tech, Blacksburg, VA, May 2012.
- [6] Oktay, T. and Sultan, C. Constrained Predictive Control of Helicopters. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2012; 85(1): 32-47.
- [7] Oktay, T. and Sultan, C. Simultaneous helicopter and control-system design. AIAA Journal of Aircraft 2013, 50 (3): 911-926.
- [8] Oktay, T. and Sultan, C. Modeling and control of a helicopter slung-load system, Aerospace Science and Technology 2013; 29 (1): 206-222.

- [9] Oktay, T. and Sultan, C. Flight control energy saving via helicopter rotor active morphing. *AIAA Journal of Aircraft* 2014; 51, 1784-1804.
- [10] Oktay, T. and Sultan C. Variance Constrained control of maneuvering helicopters with sensor failure. *Proc. of the IMechE, Part G: J. Aerospace Engineering* 2013; 227(12): 1845-1858.
- [11] Oktay, T. and Sultan, C. Variance constrained control of maneuvering helicopters, American Helicopter Society 68th Annual Forum, May 2012, TX, USA.
- [12] Oktay, T. and Sultan, C. Integrated maneuvering helicopter model and controller design. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, August 2012, MN, USA.
- [13] Oktay, T. and Sultan, C. Model Predictive Control of Maneuvering Helicopters. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, August 2012, MN, USA.
- [14] Oktay, T. and Sultan, C. Robustness of variance constrained controllers for complex helicopter models. *American Control Conference*, June 2013, WA, USA.
- [15] Oktay, T. Combined OVC and IVC Design. *Proc. of the IMechE, Part G: J. Aerospace Engineering* 2015; 229, 2196-2204.
- [16] Oktay, T. Hareketli Yatay Kuyruk Yüzeyi ile Helikopter Kontrolünde Enerji Tasarrufu. *BAP NAP FBA-2013-4179*.
- [17] Oktay, T. and Sultan, C. Comfortable Helicopter Flight via Passive/Active Morphing, *IEEE Aerospace and Electronical Systems*. 2015, 51, 2876-2886.

- [18] Oktay, T. ve Sal, F. Helikopter Birleştirilmiş Başkalaşım Yönteminin Genişletilmiş Analizi, III. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi (UHAT 2015), İzmir Ekim 2015.
- [19] Oktay, T. ve Sal, F. Combined Passive and Active Morphing For Helicopter Flight Control Energy Save, International Symposium on Sustainable Aviation, Haziran 2015.
- [20] Oktay, T. and Sal, F. Combined Passive and Active Morphing For Helicopter Flight Control Energy Save, JOURNAL OF THE BRAZILIAN SOCIETY OF MECHANICAL SCIENCES AND ENGINEERING, Online First durumda.
- [21] Sal F. Birleştirilmiş Pasif ve Aktif Başkalaşım Vasıtasıyla Helikopter Kontrolcünde Enerji Tasarrufu. ERÜ SHYO Yüksek Lisans Tezi, Temmuz 2015.
- [22] Kim S. et al. Control system design and testing for a small-scale autonomous helicopter. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2010; 82(6): 353-359.
- [23] Dharmayanda, H. R. et al. State-space identification and implementation of Hinf control design for small-scale helicopter, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2010; 82(6) : 340-352.
- [24] Joelianto, E. et al. Model predictive control for autonomous unmanned helicopters, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2010; 82(6) : 375-387.
- [25] 2013 AIAA Design/Build/Fly Yarışması Erciyes Üniversitesi Raporu.
- [26] 2014 AIAA Design/Build/Fly Yarışması Erciyes Üniversitesi Raporu.

- [27] 2013 International Future Flight Design Competition Yarışması Erciyes Üniversitesi Raporu.
- [28] Oktay, T., Onay M., ve Konar M. Uçuş Kontrol Sistemi ve Küçük İnsansız Hava Aracının Eş Zamanlı Tasarımı ve Gerçek Zamanlı Uygulaması, Tubitak 3001 Projesi, kapandı.
- [29] Oktay T., Onay M., ve Konar M. Kanat ve Yatay Kuyruk Aktif Başkalaşımı Sayesinde Yük Taşıyan İnsansız Hava Araçlarının (İHA) Performansının İyileştirilmesi ,Tubitak 3501 Projesi sürüyor.
- [30] Oktay T., Onay M., ve Konar M. Taktik İnsansız Hava Aracı Tasarımı, Üretimi ve Otonom Kontrolü, ile Teorik ve Pratik Yeni Otonom Performans İyileştirme Yöntemlerinin Uygulamaları, Tubitak 1001 Projesi, sürüyor.
- [31] Oktay T and Onay M. Simultaneous Autopilot and Unmanned Aerial Vehicle Design. 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Krakow, Poland, June 2015.