

RC Helikopterin Modellenmesi ve Otonom Uçuş Kontrolü

Tayyip Talha Karadeniz¹ Yusuf Taha Göközkut², Samet Karayılan³, İlker Üstoğlu⁴

¹Savunma Teknolojileri Yüksek Lisans Programı
İstanbul Teknik Üniversitesi

{karadeniz17}@itu.edu.tr

²Uçak ve Uzay Mühendisliği Bölümü
İstanbul Teknik Üniversitesi

{gokozkut17}@itu.edu.tr

³Elektronik Haberleşme Mühendisliği Bölümü
Elektrik Elektronik Fakültesi, İstanbul Teknik Üniversitesi

{karayilan17}@itu.edu.tr

⁴Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölümü
Elektrik Elektronik Fakültesi, İstanbul Teknik Üniversitesi

{ustoglui}@itu.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada kontrol teorisi bağlamında pratik bir problemin çözümüne örnek teşkil etmesi açısından bir hobi helikopterin modellenmesi ve kontrolü ele alınmıştır. Bu çalışmayla gerçek bir sistemin kontrol edilerek teorik kontrolcülerin uygulanmasına yönelik bir rehber oluşturulması amaçlanmıştır. Bildiri kapsamında; literatürde yer alan deneysel yöntemlerle bir helikopterin eylemsizlik momentleri, eyleyici dinamikleri ve ağırlık bilgileri hesaplanmıştır. Elde edilen bilgilere göre hareket denklemleriyle beraber Simulink ortamında helikopterin modeli oluşturulmuştur. Ardından otopilot tasarımına geçiş yapılmıştır. Öncelikle kontrol çevrimlerinin üst düzeyinde çalışacak ve helikopterin otonom uçuşunu sağlayacak, uçuşu Kalkış Tırman, Rota Takip, Eve Dön gibi modlara ayıran Uçuş Yönetim Sistemi tasarlanmıştır. Ardından kontrol çevrimlerinin çalışabilmesi için gerekli bilgilerin elde edilmesi için seyrüsefer algoritması yazılmıştır. Seyrüsefer algoritması ile ataletsel ölçü biriminden gelen veriler, tamamlayıcı filtre (ECF) yardımıyla değerlendirilerek duruş açılarına dönüştürülmüştür. Son olarak 3 farklı kontrol çevrimi ile yükseklik, dikilme ve baş açısız hız kontrolleri yapılmıştır. Yükseklik ve baş açısız hız kontrolleri ana rotordaki pervanelerin kontrol paylaşımını ilkesine dayanarak standart PI kontrolcülerini sürülmesiyle yapılmıştır. Dikilme kontrolü ise arka rotorun PI-PD kontrolcüsüyle sürülmesi ile gerçekleştirilmiştir. Sonuç kısmında seyrüsefer algoritmasının gerçek sistem üzerindeki sonuçları, kontrol algoritmasının ise benzetim ortamındaki sonuçları paylaşılmıştır.

Abstract

In this study, modeling and control of a hobby helicopter is discussed in order to set an example for the solution of a prac-

tical problem in the context of control theory. With this paper, it is aimed to create a guide for the application of theoretical controllers by controlling a real system. Within the scope of the paper; Moments of inertia, actuator dynamics and weight information of a helicopter were calculated by experimental methods in the literature. According to the information obtained, the model of the helicopter was created in the Simulink environment together with the equations of motion. Then, the transition to autopilot design was made. First of all, the Flight Management System, which will operate at the upper level of the control loops and ensure the autonomous flight of the helicopter, divides the flight into modes such as Takeoff, Climb, Route Tracking, and Return Home was designed. Then, a navigation algorithm was written to obtain the necessary information for the control loops to work. With the navigation algorithm, the data coming from the inertial measurement unit were evaluated with the help of the complementary filter (ECF) and converted into attitude angles. Finally, height, vertical and yaw rate controls were made with 3 different control loops. Height and yaw rate controls are made by driving the propellers on the main rotor with standard PI controllers based on the principle of control allocation. Pitch control was carried out by driving the rear rotor with the PI-PD controller. In the conclusion part, the results of the navigation algorithm on the real system and the results of the control algorithm in the simulation environment are shared.

1. Giriş

Çalışmanın ilk aşaması olan helikopterin modelinin ortaya çıkarılması için 3 eksenindeki eylemsizlik momentleri, ağırlık ve ağırlık merkezi ölçümü, hareket denklemleri ve eyleyici dinamikleri elde edilmiştir. Eyleyici dinamiklerinin içinde 3 farklı motorun besleme gerilimlerine karşılık düşen pervane hızları ve itki dav-

ranışları çıkartılmıştır. GÜdüm algoritması HA'nın tek bir komutla kalkış, görev ve iniş yapacak şekilde farklı uçuş modları baz alınarak oluşturulmuştur.

Seyrüsefer için ataletsel ölçüm birimi ve ultrasonik mesafe sensörü olmak üzere 2 adet yapı kullanılmıştır. IMU'nun içindeki ivme ve jiroskop sensörleri tamamlayıcı filtre kestirim algoritması ile anlamlı bilgilere dönüştürülerek dikilme ve yatış açılarının ölçümü sağlanmıştır. Baş açısının kestirilebilmesi için sisteme eklenmesi gereken yeni sensörler HA'nın ağırlığını motorlar tarafından kaldırılacak en düşük ağırlığa yaklaştıraçağı için ve algoritma zorlukları doğuracağı için yapılmamıştır. Bunun yerine baş açıl hızı kestirilmiştir. Ultrasonik mesafe sensörü ile yükseklik kestirimi yapılarak irtifa kontrolü için gerekli geribesleme elde edilmiştir.

GÜdüm algoritmasından oluşturulan komutlar, seyrüsefer algoritmasından elde edilen geribesleme yardımıyla kontrol çevrimleri yardımıyla gerçekleşir. HA'da üç temel kapalı çevrim kontrol sistemi tasarlanmıştır. İlk kontrol çevriminde HA'nın pervanelerine verilecek toplam gerilim üretilerek irtifa kontrolü yapılırken ikinci kontrol çevriminde ana rotorlardaki dönüş hızı farkı üretilerek HA'nın dönüş kontrolü yapılacaktır. Bu çevrimde baş açıl hızının yönlendirilmesi yapılmıştır. Son çevrimde de helikopterin arkasındaki kontrol yüzeyi olan pervane kullanılarak HA'nın dikilme kontrolü yapılacaktır. Dikilme kontrolü yardımıyla HA'nın gövde eksenindeki ileri geri hareketleri yönlendirilmiştir.

1.1. Literatür Taraması

Helikopter tasarımından modellemeden kontrole kadar farklı yaklaşımlar mevcuttur. Modelleme bölümünde eylemsizlik momentlerinin, ağırlık merkezinin nasıl hesaplanacağına dair araştırmalar mevcuttur. Seyrüsefer kısmında tamamlayıcı filtre uygulamaları bulunmaktadır.

Helikopter kontrolünde, parametre öngörüsünün ve deneylerin yapılabilirliğinin kolaylığı göz önüne alındığında PID son derece yaygın bir kontrol yöntemidir [2]. Bununla birlikte, öngörülen görevler için çok sıkı bir geri besleme kontrolü gereklidir ve PID kontrolörleri gibi geleneksel kontrol yaklaşımlarının doğru seçim olup olmadığı şüphelidir. Daha yüksek dereceli, model tabanlı kontrolörlerin daha iyi bir seçim ve daha etkili olması daha olasıdır. Bu sebeple farklı kontrol yaklaşımları da kullanılmıştır. Doğrusal kuadratik Gaussian kontrol [3] bulanık mantık adaptif kontrol [4], backstepping and sliding mod kontrol [5], dekuplaj (decoupling) [6] kontrol ve toplam enerji kontrol sistemi (TECS) [7] gibi farklı kontrol metotları bu yaklaşımlara örnek olarak verilebilir.

2. Modelleme

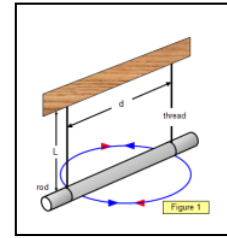
Bu bölümde helikopterin modellenme aşamasında gerekli parametrelerin nasıl elde edildiği ve helikopterin hareket denklemlerinin nasıl elde edildiği anlatılmıştır. İlk olarak helikopterin ağırlık ile ilgili deneyleri yapılmıştır. Ağırlık merkezi helikopterin 3 farklı eksenindeki denge noktası hesaplanı birleştirilerek elde edilmiştir. Ardından hassas terazi yardımıyla helikopterin ağırlığı ölçülmüştür. İkinci olarak literatürdeki [8] yöntemlerle helikopterin eylemsizlik momentleri hesaplanmıştır.

Eyleyici dinamiklerinin elde edilmesi için uygulanan geri-

lim ile pervanelerin dönüş hızı ve üretilen itki arasında bağıntı kurulmuştur. Bu ilişkinin elde edilmesi için motora farklı seviyelerde gerilim verilerek mesafe sensörü ile pervanelerin dakikada ne kadar döndüğü ve hassa terazi ile ne kadar ağırlık düşümü oluşturduğu ölçülmüştür. Son olarak helikopterin hareket denklemlerinin elde edilmesi için literatürde verilen denklemler [9] temel alınıp projede kullanılan helikopterin kendine has dinamikleri hesaba katılarak çıkartılmıştır.

2.1. Eylemsizlik Momentleri

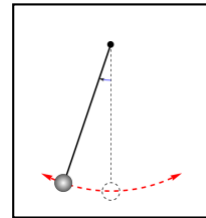
Eylemsizlik momentlerinin hesabı için literatürde farklı yöntemler belirtmiştir. Bu proje kapsamında [1] kaynağında anlatılan yöntem kullanılmıştır. Şekil 1'de gösterilen deney kurulumu olarak helikoptere basit sarkaç hareketi yaptırılmıştır. Daha sonra, hareket boyunca 10 osilasyon süresi tutularak hareketin periyodu bulunmuştur. Ardından bulunan değer, denklemde yerine yazılarak deneysel yer çekimi hesaplanmıştır.



Şekil 1: Eylemsizlik momentleri hesabı için kullanılan konfigürasyon.

$$I = \frac{mgd^2T^2}{16\pi^2l} \quad (1)$$

Denklem 1'deki I eylemsizlik momentini [$kg.m^2$], m kütleyi [kg], g deneysel yer çekimi değerini [m/s^2], d ipler arasındaki uzaklığı [m], T periyodu [s] temsil etmektedir.



Şekil 2: Deneysel yer çekimi hesabı için kullanılan konfigürasyon.

$$g = \omega^2 h = \frac{4\pi^2 h}{T_g^2} \quad (2)$$

Denklem 2'deki h çubuğun uzunluğunu [m], T_g deney sonucu elde edilen periyodu [s] ifade etmektedir.



Şekil 3: Y – ekseninde eylemsizlik momenti için kurulan deney.

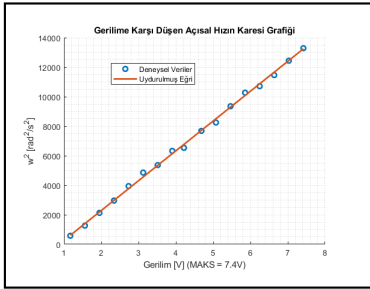
Şekil 3'teki deney kurulduktan sonra helikoptere Şekil 1'deki dönme hareketi yaptırılıp 10 osilasyon süresi tutularak hareketin periyodu hesaplanmıştır. Ardından hesaplanan T değeri eylemsizlik momenti denkleminde yerine konularak eylemsizlik momenti bulunmuştur. Bu deneyler Z ve X eksenleri için de kurulduktan sonra eylemsizlik momentleri Denklem 3'deki gibi elde edilmiştir.

$$\begin{aligned} I_{xx} &= 0.0025 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{]} \\ I_{yy} &= 0.0092 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{]} \\ I_{zz} &= 0.0076 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{]} \end{aligned} \quad (3)$$

2.2. Eyleyici Dinamikleri ve Ağırlık Hesapları

Modelleme aşamasında ilk olarak pervanelerin dakika başına devir ile gerilim arasındaki ilişki elde edilmiştir [6]. Bu ilişkinin elde edilmesi için pervane motoruna farklı seviyelerde gerilim uygulandıktan sonra mesafe sensörü ile ölçüm yapılmıştır. Ardından elde edilen devir/dakika ölçümleri ile gerilim bilgileri kullanılarak en küçük kareler yaklaşımı ile bir eğri elde edilmiştir. Elde edilen eğri Şekil 4'te verilmiştir.

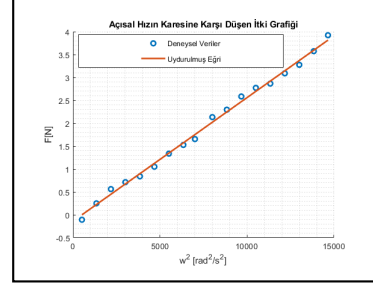
Ardından açılma hızının itki ile ilişkisinin elde edilmesi için helikopter hassas terazinin üzerine koyularak ilgili dönüş hızlarındaki ağırlık düşümleri gözlenmiştir. Bu ağırlık düşümleri ile itki haritası oluşturulmuştur. Elde edilen grafik Şekil 5'te gösterilmiştir. Ana rotor pervanelerinden ikisinin de pervanenin gerilim-açılma hız-itki ilişkileri benzer olduğu iki pervane için aynı model kullanılmıştır.



Şekil 4: Ana rotor pervane açılma hızlarının gerilimle ilişkisi.

Ağırlık merkezi hesaplanırken öncelikle helikopterin 3 eksenindeki denge noktaları bulunmuştur. Ardından bu denge noktaları birleştirilerek ağırlık merkezinin konumu elde edilmiştir.

Hassas terazi ile yapılan ölçümlerde helikopterin kütlesi, 0.65 kilogram olarak ölçülmüştür.



Şekil 5: Ana rotor pervane açılma hızlarının itki ile ilişkisi.

2.3. Hareket Denklemleri

Helikopterin 12 adet durumu vardır. Model kurulurken bu durumların değişim denklemleri elde edilir. Bu değişimler entegre edilerek helikopterin bir sonraki çevrimdeki durumların değerleri elde edilir. Durumların dinamik denklemleri literatürden alınarak helikopterin karakteristik özelliklerine uyarlanarak elde edilmiştir. [10].

$$\dot{u}(t) = vr - wq - g \cdot \sin(\theta) + \frac{F_x(t)}{m} \quad (4)$$

$$\dot{v}(t) = -ur + wp - g \cdot \sin(\phi) \cos(\theta) + \frac{F_y(t)}{m} \quad (5)$$

$$\dot{w}(t) = uq - vp - g \cdot \cos(\phi) \cos(\theta) + \frac{F_z(t)}{m} \quad (6)$$

$$\dot{\phi}(t) = p + \tan(\theta)[q \cdot \sin(\phi) + r \cdot \cos(\phi)] \quad (7)$$

$$\dot{\theta}(t) = q \cdot \cos(\phi) - r \cdot \sin(\phi) \quad (8)$$

$$\dot{\psi}(t) = \frac{q \sin(\phi) + r \cos(\phi)}{\cos(\theta)} \quad (9)$$

$$\dot{p}(t) = \frac{q \cdot r (I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} + \frac{M_x(t)}{I_{xx}} \quad (10)$$

$$\dot{q}(t) = \frac{pr (I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} + \frac{M_y(t)}{I_{yy}}$$

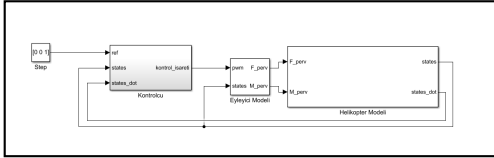
$$\dot{r}(t) = \frac{pq (I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} + \frac{M_z(t)}{I_{zz}}$$

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= u \cdot \cos(\theta) \cos(\psi) \\ &+ v \cdot [-\cos(\phi) \sin(\psi)] \\ &+ \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) \\ &+ w \cdot [\sin(\phi) \sin(\psi)] \\ &+ \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}(t) &= u \cdot \cos(\theta) \sin(\psi) \\ &+ v \cdot [\cos(\phi) \cos(\psi)] \\ &+ \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) \\ &+ w \cdot [-\sin(\phi) \cos(\psi)] \\ &+ \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) \end{aligned}$$

$$\dot{z}(t) = -u \cdot \sin(\theta) + v \cdot \sin(\phi) \cos(\theta) + w \cdot \cos(\phi) \cos(\theta) \quad (12)$$

Bundan önceki modelleme aşamalarında elde edilen veriler ve denklemler kullanılarak MATLAB/Simulink ortamında benzetim gerçekleştirilmiştir. Açık çevrim model eyleyici modeli ve helikopter modeli olmak üzere iki temel parçadan meydana gelmektedir. Açık çevrim model, ileriki aşamada anlatılacak kontrolcü yapısı ile geribeslemeye alınmıştır. Şekil 6'da Simulink ortamındaki genel yapı gösterilmiştir.

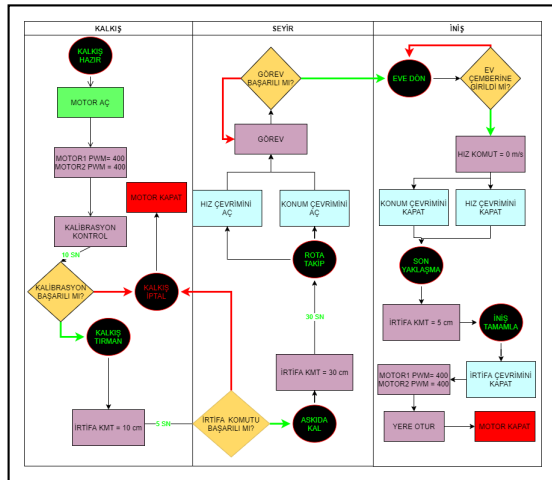


Şekil 6: Simulink modeli genel yapısı.

3. Tasarım

3.1. Uçuş Yönetim Sistemi

Güdümlü algoritması başlığı altında temel olarak farklı uçuş modları ile kalkış, seyir ve iniş fazlarını otonom şekilde yönetebilecek Şekil 7'de gösterilen Uçuş Yönetim Sistemi adı verilen algoritma anlatılmıştır. Ancak tüm uçuşu yönetebilecek seyir-sefer ve kontrol algoritmaları çeşitli nedenlerle oluşturulamadığı için kurulan yapı, helikopter üzerinde uygulanmamıştır. Helikopter seyir uçuşu yapmayacağı için rota optimizasyonu ve rota planlama algoritmaları da kurgulanmamıştır. Algoritmada; KALKIŞ HAZIR, KALKIŞ TIRMAN, KALKIŞ İPTAL, ASKIDA KAL, ROTA TAKİP, EVE DÖN, SON YAKLAŞMA ve İNİŞ TAMAMLA olmak üzere 8 uçuş modu bulunmaktadır.



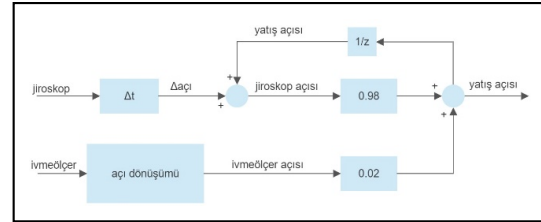
Şekil 7: Uçuş Yönetim Sistemi.

3.2. Seyrüsefer Algoritması

Seyrüsefer algoritması, dikilme ve yatış açılarını, baş açısal hızını ve yerden yüksekliği ve düşey hızı verecek şekilde tasarlanmıştır. Seyrüsefer algoritmasında kullanılmak üzere sisteme

eklenen sensörler IMU ve ultrasonik mesafe sensörleridir.

Dikilme ve yatış kestirimi için IMU'nun içindeki jiroskop ve ivmeölçerden gelen veriler tamamlayıcı filtreye sokulmuştur. x, y ve z eksenlerindeki ölçümleri kısa vadede jiroskop; uzun vadede ivmeölçer daha isabetli şekilde ölçebilmektedir. Tamamlayıcı filtre, jiroskoptan gelen ölçümleri yüksek geçiren filtreden; ivmeölçerden gelen verileri alçak geçiren filtreden geçirme prensibiyle çalışan bir filtredir. Böylece her iki sensörden gelen verilerin de anlamlı frekanstaki kısımları kestirime dahil edilerek ortaya anlamlı bir veri çıkarılır. İvmeölçer ve açısal hız verileri gürültüden arındırılmak için alçak geçiren filtreden geçirilmiştir. Dikilme ve yatış kestirimleri için kullanılan blok diyagramı Şekil 8'de gösterilmiştir.



Şekil 8: Tamamlayıcı filtre algoritması.

Blok diyagramından hareketle kurulan otopilota geçirilen denklemler:

$$\begin{aligned} \theta_{ivmeölçer} &= \text{atan} \left(\frac{a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \right) \\ \phi_{ivmeölçer} &= \text{atan} \left(\frac{a_y}{\sqrt{a_x^2 + a_z^2}} \right) \\ \phi_{kestirim} &= \phi_{ivmeölçer} \times 0.02 \\ &+ (p_{jiroskop} \times \Delta t \\ &+ \frac{\phi_{kestirim}}{z}) \times 0.98 \\ &+ (q_{jiroskop} \times \Delta t \\ &+ \frac{\theta_{kestirim}}{r}) \times 0.98 \end{aligned} \quad (13)$$

Baş açısı kestirimi için manyetometre veya GPS gibi ek sensörlere ihtiyaç olduğu için bu durum, yalnızca ivme verileriyle kestirilememektedir. Dolayısıyla baş açısı doğrudan kontrol edilemeyecektir. Bunun yerine dolaylı olarak kontrol edilemek için baş açısal hızı kestirilip kontrol edilmiştir. Baş açısal hızı, doğrudan jiroskop verisinden alınmıştır.

$$r_{kestirim} = r_{jiroskop} \quad (14)$$

Yerden yükseklik kestirimi, herhangi bir algoritma kullanmadan doğrudan ultrasonik mesafe sensörü kullanılarak yapılmıştır. Yükseklik sensörü verileri de IMU verileri gibi alçak geçiren filtreden geçirilmiştir. Düşey hız kestirimi için alçak geçiren filtreden geçirilmiş olan yükseklik sensörü verilerinin türevi alınır. Elde edilen sinyal, ivmeölçerden gelen az ivmesi ile beraber kullanılarak düşey hız kestirimi yapılır. Dikilme hızı kestirimi için doğrudan IMU jiroskobundan gelen açısal hız verisi kullanılmaktadır.

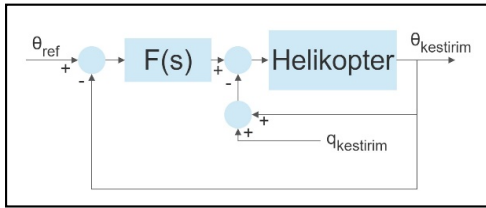
$$q_{kestirim} = q_{jiroskop} \quad (15)$$

3.3. Kontrol Algoritması

Mevcut helikopterde 2 adet ana rotor ve 1 adet de arka rotor olmak üzere 3 farklı kontrol yüzeyi vardır. Bu 3 kontrol yüzeyi için 3 kontrol çevrimi kullanılmıştır. Çevrimlerden ilki arka rotorun komutunu üreterek dikilme kontrolünü yapmak için kurulmuştur. İkinci ve üçüncü çevrim, irtifa ve baş açısı dönüşünü kontrol etmek için ana rotorlardan üretilmesi gereken toplam komutu ve bu komutun her iki rotora nasıl dağıtılacağını komutlar.

Helikopterin ileri, geri ve askıda kalma hareketlerini başarıyla yapabilmesi için dikilme kontrolünün başarıyla yapılması hayati öneme sahiptir. Örneğin askıda kalma hareketi için dikilmenin 0° etrafında tutulması gerekmektedir. Eğer dikilme pozitif veya negatif yönde artarsa helikopter, istenilenin dışında ileri veya geri hareket eder. Daha da kötüsü helikopter, kararsızlığa sürüklenerek kırım vakaları yaşanabilir.

Dikilme çevrimi, geribesleme yolundan dikilme kestirimini alır ve arka rotorun gerilimini kontrol işareti olarak oluşturur. Kontrolcü olarak PI-PD kontrolcü kullanılmıştır. PI-PD kullanılmasının nedeni, PI kontrolcü kullanıldığı zaman çok yüksek aşım oluşmasıdır. Katsayı ile düzeltilmeyen bu durumun baskın bölgedeki sıfırdan kaynaklandığı düşünüldüğü için geribesleme yoluna PD eklenmiştir. Dikilme açısının türevi, dikilme hızı olduğu için de dikilme kestiriminin türevini almak yerine doğrudan dikilme hızının kestirimi kullanılmıştır. Çevrimin blok diyagramı Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 9: Dikilme çevrimi.

Tablo 1'de çevrimin kontrolcü katsayıları gösterilmiştir. Helikopterin ileri, geri yönde hızlanması için dikilme açısı kul-

Tablo 1: Dikilme çevriminin kontrolcü katsayıları

Çevrimler	Katsayılar
K_p (PI)	500
K_i (PI)	250
K_p (PD)	50
K_d (PD)	2000

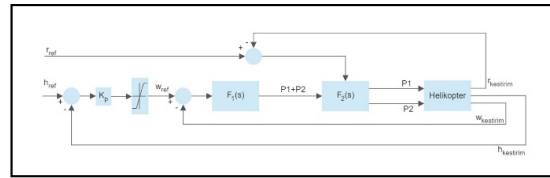
lanılır. Helikopterin burnu bir yöne doğru verilerek gövde ekseninde üretilen itkinin bir kısmı taşıma için kullanılırken bir kısmı da hızlanma için kullanılır. Bunun için de dikilme kontrolünün dışında bir hız çevrimi oluşturulmalıdır. Ancak proje kapsamında olmadığı için hız kontrolü yapılmamış dolayısıyla hız çevrimi oluşturulmamıştır.

Helikopterin yükseklik değişimi, doğrudan pervanelerin ürettiği itki ve helikopterin ağırlığına bağlıdır. Her ne kadar 3 pervaneden de itki üretilse de arka pervanenin yüzey alanı ve dönüş hızı ana pervanelere kıyasla çok düşük olduğu için ürettiği itki kısıtlıdır. Bu yüzden, arka pervane irtifa kontrolü ya-

parken ihmal edilerek dikilme kontrolü ile yükseklik kontrolü ayrı kontrollere olarak yapılabilmektedir.

İrtifa kontrolü için kullanılacak pervaneler aynı zamanda dönüş kontrolü için de kullanılacaktır. Sistemdeki iki ana pervane helikopteri döndüren jiroskopik etkiye sahiptir. Bu pervaneler ters yönde döndükleri için birbirlerinin jiroskopik etkilerini sönümler ve baş açısının dönüşü için zıt etki yaparlar. Dönüş için bu pervanelerin dönüş hızını değiştirmek gereklidir. Dolayısıyla, irtifa çevriminin içindeki bir çevrimle de helikopterin dönüş kontrolü yapılacaktır.

Kurulan yapı ile öncelikle helikopterin istenen irtifada tutunması için gerekli olan ve iki pervanenin motorlarına verilecek toplam gerilim üretilirken içerideki dönüş çevrimi ile bu toplam gerilim, iki pervanenin motorlarına ayrıştırılır. Çevrimin blok diyagramı Şekil 10'da gösterilmiştir.



Şekil 10: İrtifa ve dönüş çevrimi.

Şekil 10'da gösterilen parametrelerden; h_ref yükseklik komutunu, w_ref yükseklik komutunu, q_ref düşey hız komutunu, F1(s) düşey hız kontrolcüsünü, F2(s) dönüş kontrolcüsünü, h_kestirim yükseklik kestirimini, r_kestirim baş açısı hız kestirimini, w_kestirim düşey hız kestirimini temsil etmektedir. Kp ise oransal kontrolcü olarak irtifa kontrolcüsünü temsil etmektedir. Çevrimin kontrolcü katsayıları Tablo 2'de gösterilmiştir. İrtifa

Tablo 2: İrtifa ve dönüş çevrimlerinin kontrolcü katsayıları

Çevrimler	Katsayılar
K_p	0.1
K_p ($F_1(s)$)	20
K_i ($F_1(s)$)	5
K_p ($F_2(s)$)	8
K_i ($F_2(s)$)	2

hatası, K_p ile çarpılarak düşey hız komutu üretmektedir. Düşey hız komutu, üstten ve alttan limitlenir. Dolayısıyla yüksek irtifa farklarında doğrudan alt veya üst limit komutlanmaktadır. Üretilen düşey hız komutu, kestirimden çıkartılarak $F_1(s)$ kontrolcüsü beslenir. $F_1(s)$, helikopterin istenen irtifada tutunması için her iki pervaneye de verilmesi gereken toplam gerilimi üreten bir PI kontrolcüdür. Burada üretilen kontrol işareti, pervanelere bölüştürülmek üzere referans olarak dönüş kontrolcüsüne sokulur.

İçerideki $F_2(s)$ PI kontrolcüsü, $F_1(s)$ tarafından sağlanan referans işaretinin yanında baş açısının dönüş hızının hatası ile beslenmektedir. $F_2(s)$ kontrolcüsü, verilen dönüş referansının tutturulabilmesi için hangi pervanenin diğerine göre ne kadar hızlı dönmesi gerektiğini hisseden bir kontrolcüdür. İlk döngüde P1 ve P2 eşit değerlerde oluşturulduktan sonra $F_2(s)$ 'de üretilen kontrol işareti, P1 + P2 her zaman $F_1(s)$ tarafından üretilen referansa eşit olacak şekilde, bir gerilime eklenir

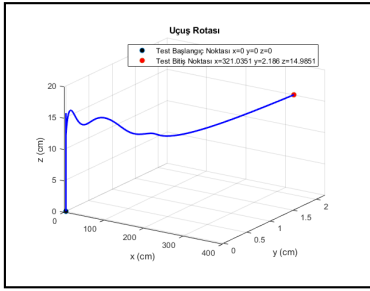
diğerinden çıkartılmaktadır. Böylece yükseklik kontrolü bozulmadan dönüş kontrolü yapılabilmektedir. Bu kontrol yapısının başarılı şekilde çalışmasını sağlayan durum, iki pervanenin itki haritalarının çok benzer olmasıdır (Şekil 5). Eğer iki pervanenin itki ve moment karakteristikleri benzer olmasaydı bu kontrol yapısı helikopteri kararsız bir duruma götürebilirdi.

4. Sonuçlar

Bu tez kapsamında bir hobi helikopterinin otonom uçuşu için; modellenmesi, gerekli mekanik ve elektronik tasarımının yapılması, kontrol, güdüm ve seyrişerfe algoritmalarını barındıran otopilot tasarımının yapılıp işlemciye yazılması aşamaları gerçekleştirilmiştir.

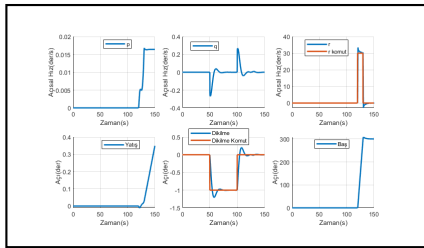
Kurulan model ve tasarlanan otopilot ile MATLAB/Simulink ortamında benzetim yapılmıştır. Şekil 6'da gösterilen model ode3 çözücüsü ile 0.001 örnekleme zamanı ile çözdürülmüştür.

Uçuş testi olarak, helikoptere 15 cm irtifa komutu, ardından dikilme ve dönüş komutları verilerek davranışı incelenmiştir. Şekil 12'de testin uçuş rotası gösterilmiştir.

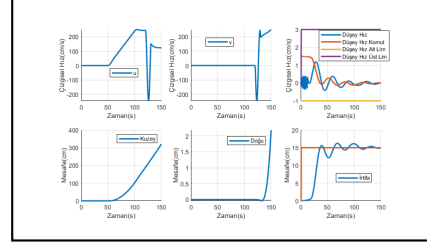


Şekil 11: Uçuş testi rotası.

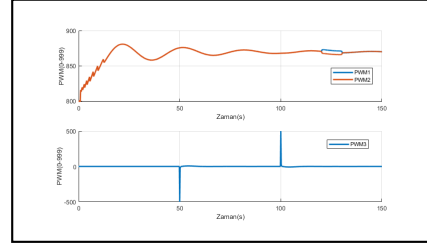
Şekil 12, Şekil 13 ve Şekil 14'te yapılan simülasyona ait grafikler verilmiştir.



Şekil 12: Açışal dinamiklerin simülasyon sonuçları.



Şekil 13: Çizgisel dinamiklerin simülasyon sonuçları.

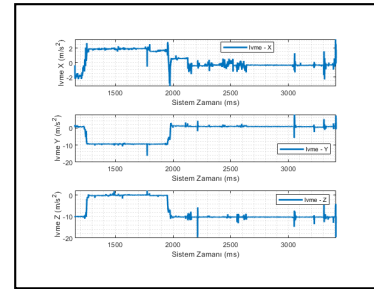


Şekil 14: Motorlara verilen gerilim komutları.

Tasarlanan otopilotun kontrol algoritması, donanım sıkıntıları dolayısıyla gerçek helikopter üzerinde yeterince denenemmiştir. Ancak yerde bazı testler yapılarak diğer tasarımlar test edilmiştir.

Bu testte öncelikle helikopterin burnu düz konumdan yukarı kaldırılmıştır. Ardından tamamen yana yatırılmış daha sonra tekrar düz konuma alınmış ve bu aşamalarda ölçüm ve kestirim sonuçları incelenmiştir.

Şekil 15'te ivme Z değeri incelendiğinde testin başında helikopter düz konumda dururken düşey ekseninde bir hareket olmadığı için o eksenindeki ivme olarak yalnızca yer çekimi ivmesinin ölçüldüğü görülmektedir. Yanal ekseninde herhangi bir hareket olmadığı için ivme Y verisi de 0 $[m/s^2]$ olarak ölçülmektedir. İvme X verisi de helikopter burnunu yukarı verdiği için negatif olarak ölçülmektedir.

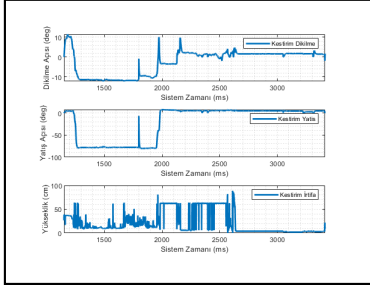


Şekil 15: Yer testi ivme ölçümleri.

Helikopter yana yatırıldığı anda Y ve Z eksenleri yer değiştirdiği için Z eksenindeki ölçüm 0 gelirken; Y eksenindeki ölçüm, doğrudan yer çekimi ivmesine eşit olarak gelmiştir. Eksen takımları yön değiştirdiği için de -2 $[m/s^2]$ olarak ölçülen İvme X verisi, 2 $[m/s^2]$ olarak ölçülmektedir. Testin son kısmında da helikopter düz zeminde serbest şekilde durduğu için İvme Y ve ivme Z verileri testin başındaki gibi gelirken helikopterde dikilme açısı olmadığı için İvme X verisi 0 $[m/s^2]$

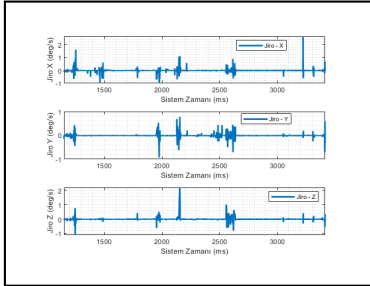
olarak ölçülmektedir.

Şekil 16'da dikilme açısının testin başlangıcında artırıldığı için 10° , ardından helikopter yatırıldığı için aynı değerin negatif geldiği ve son kısımda da 0° olarak kestirildiği görülmektedir. Yatış kestiriminin ise testin başında ve sonunda 0° geldiği, helikopterin yatırıldığı anda ise doğru olarak 90° kestirildiği görülmektedir. İrtifa kestiriminin helikopterin yatırıldığı ve dikilmenin 10° olduğu anlarda yeterli düzeyde çalışmadığı anlaşılmaktadır. Testin son kısmında ise irtifanın doğru olarak 0.2 [m] kestirildiği görülmektedir.



Şekil 16: Yer testi kestirim değerleri.

Şekil 17'de yer testinin jiroskop ölçümleri verilmiştir. Veriler incelendiğinde Şekil 4.10 ve Şekil 16 üzerinden yapılan anlatımlarla örtüştüğü görülmektedir.



Şekil 17: Yer testi açısal hız ölçümleri.

Yapılan bu test, seyrüsefer algoritmasının helikopterin düşük dikilme ve yatış açılarında (< 10) doğru şekilde çalıştığını; aynı zamanda haberleşme ve veri yapılarının doğru şekilde kurulduğunu göstermektedir.

5. Kaynakça

- [1] Federal Aviation Administration (2000). Rotorcraft Flying Handbook. U.S. Department of Transportation.
- [2] R.A. Garcia, F.R. Rubio, M.G. Ortega (2012). IFAC Proceedings Volumes ,Robust PID Control of the Quadrotor. Sevilla.
- [3] L. Zhao, V.R. Murthy (2009). Optimal controller for an autonomous helicopter in hovering and forward flight. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando.
- [4] Robert L. Wade, Gregory W. Walker (1996). Flight test results of the fuzzy logic adaptive controller-helicopter (FLAC-H). International Society for Optics and Photonics United States Department of Transportation. Orlando.
- [5] S. Nouabdallah, R. Siegwart (2005). Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor, Proceedings of the 2005 IEEE international conference on robotics and automation. Barcelona.
- [6] F. Peter, B. Samir, L. Stefan, S. Roland (2011). Modeling and decoupling control of the coax micro helicopter. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. San Francisco.
- [7] C. W. Sheng, C.C. Pang, Y.D. Ciann, J.F. Yaug (2007). Total energy control system for helicopter flight/propulsion integrated controller design. Journal of guidance, control, and dynamics.
- [8] Koken, Michael (2017). The Experimental Determination of the Moment. The University of Akron, Ohio.
- [9] Koçer, Başaran Bahadır (2014). Küçük Ölçekli Bir Helikopterin Modellenmesi ve Kontrolü, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen BİLimleri Enstitüsü, İstanbul.