

Burcu Hatipoğlu
bhatipoglu@lapisteknoloji.com
Mekatronik Mühendisi
Lapis Havacılık Teknolojileri A.Ş.

DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN OTOPİLOT VE GÜDÜM SİSTEMİ TASARIMI

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA) pilot içermemeleri ve insan hayatı için tehlike arz eden ortamlarda etkin görev üstlenmeleri nedeniyle akademik, sivil ve askeri çalışmalarında önemli bir araştırma konusu haline gelmiştir. İnsansız hava araçları sabit ve döner kanatlı olmak üzere iki grup halinde kategorize edilmektedir. Sabit kanatlı hava araçları faydalı yük kapasitesinin fazla olması ve daha uzun uçuş süresi imkanı tanımışı nedeniyle tercih edilirken; döner kanatlı hava araçları yüksek manevra kabiliyeti, havada asılı kalma yeteneği ve dikey iniş-kalkış imkanı sağlamaıyla öne çıkmaktadır. Bu çalışmada dört rotorlu bir insansız hava aracının Newton-Euler denklemleri ile modellenmesi ve uçuş yönetim sistemi anlatılmaktadır.

2. SİSTEM DİNAMİKLERİ

Dört rotorlu bir hava aracı için temel olarak '+' ve 'x' olmak üzere iki ayrı konfigürasyon seçeneği bulunmaktadır. Her iki konfigürasyonda da itme (thrust) ve sapma (yaw) dinamikleri benzerken, yuvarlanma (roll) ve yunuslama (pitch) dinamikleri farklılık göstermektedir. '+' konfigürasyonuna sahip hava araçlarında yuvarlanma ve yunuslama dinamiklerinden yalnızca iki motor sorumluyken, 'x' konfigürasyonunda tilt moment üretimi için araç üzerindeki 4 motorun hepsi kullanılmaktadır. 'x' konfigürasyona sahip hava araçları, görüş alanı ön pervane ile kapanmayacağından kamera yerleştirip görüntü almak için daha uygundur. Keşif ve gözlem görevlerine elverişli olması sebebiyle çalışmada hava aracının

'x' konfigürasyonu tercih edilmiştir. Hava aracına etki eden kuvvet ve torklar Şekil 1'de şematik olarak verilmiştir.

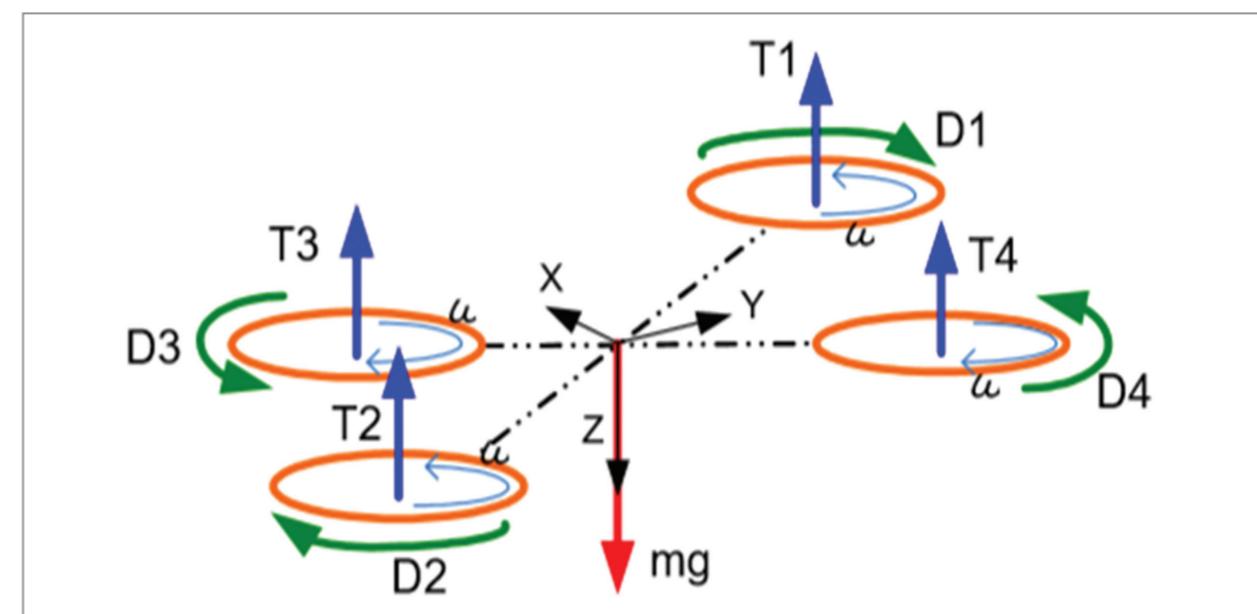
Konfigürasyon seçiminin ardından hava aracının matematiksel modeli aşağıda yer alan kabüller çerçevesinde Newton - Euler metodundan yararlanılarak çıkarılmış, sistem Matlab/Simulink ortamında simülle edilmiştir.

- Sistem riyit ve simetriktir.
- Pervaneler riyittir.
- Sistemin ağırlık merkezi ile gövdeye sabitlenmiş eksen takımı (body fixed frame) çakışmaktadır.

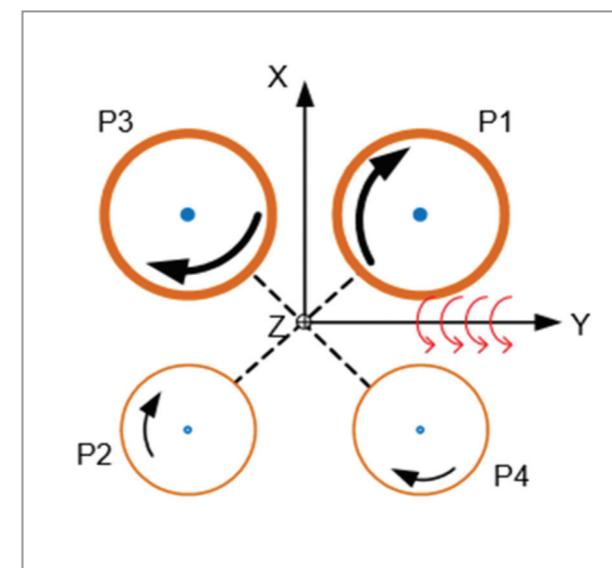
Quadrrotor 6 serbestlik dereceli bir sistem olup 12 adet durum (state) kullanılarak açıklanmaktadır. İlk 6

durum yönelim açlarını (ϕ, θ, ψ) ve bu açılardaki değişimi (p, q, r) ifade etmektedir. Diğer 6 durum ise dünya eksen takımına göre pozisyon (x, y, z) ve gövde eksen takımına göre hızları (u, v, w) ifade etmektedir. Quadrrotor üzerindeki rotorlar gövdeye sabit olduğundan hava aracının eğim açısı, aracın yatay hareketi ile değiştirilmektedir. Bu nedenle, yuvarlanma (roll) ve yunuslama (pitch) momentlerinin oluşturulması için pervanelerdeki hız farkından yararlanılmaktadır. Hava aracının Y eksenine etrafındaki dönüşünün sağlanması için 1 ve 3. pervanelerin hızları artarken 2 ve 4. pervanelerin hızları azalmaktadır. Aracın Y eksenine etrafındaki yunuslama momenti Şekil 2'de şematik olarak gösterilmiştir.

Sistem modeli oluştururken itki grubunu temsil etmek için matematiksel eşitlikler yerine test



Şekil 1. Hava Aracına Etki Eden Kuvvet ve Torklar



Şekil 2. Yunuslama (Pitch) Momentinin Üretimi

verilerinin kullanılması tercih edilmiştir. Kurulan test düzeneğinde motorlara farklı PWM değerleri gönderilmiş; itme, tork, devir, voltaj ve akım bilgileri kayıt altına alınmıştır. Düzenekten toplanan PWM-itme kuvveti ilişkisi Matlab'ın polinomial eğri uydurma fonksiyonları kullanılarak simülasyon modeline entegre edilmiştir. Ayrıca sürüklendirme ve itme katsayılarının hesaplanması için yine test verilerinden yararlanılmıştır. Son olarak X ve Y eksenlerindeki jiroskopik momentler de hesaplanarak hava aracının matematiksel modeli tamamlanmıştır.

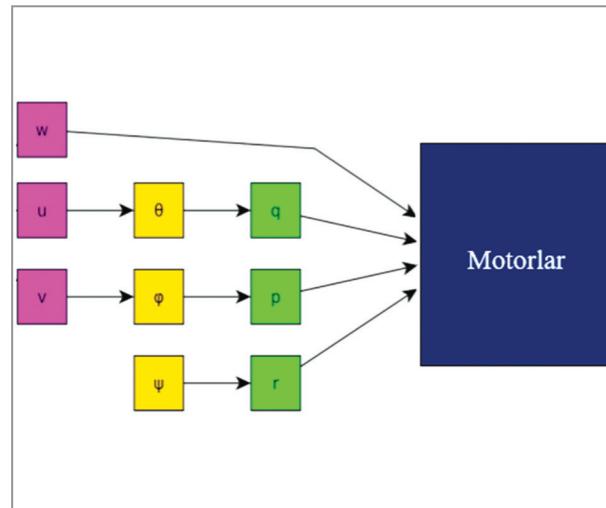
3. OTOPİLOT TASARIMI

Çalışmada uçuş denetimi için PID yöntemi tercih edilmiştir. PID denetleyiciler sisteme verilen referans giriş sinyali ile gerçek çıktı arasındaki hataya dayalı

olarak çıkış sinyali üretmektedir. PID denetleyicideki P (proportional) teriminin artması sistemin yükselme süresini azaltırken, I (integral) teriminin artması kararlı durum hatasını düşürmektedir. Türevsel denetleyici D teriminin ise sistem kararlılığının artmasında ve üst aşının azalmasında etkisi vardır.

Tek denetim sistemi döngüsünün aksine, iç içe geçmiş denetim sistemi döngülerini sistemin daha hassas kontrol edilmesine imkan tanır. Ardışık döngüler sayesinde elde edilen kontrol sinyallerine kolaylıkla sınırlama koyulabilir. Ardışık döngülerin sağladığı esneklik ve hassasiyet avantajından dolayı, çalışmada Şekil 3'te verilen algoritma tercih edilmiştir. Oluşturulan yapıda u, v, w, ψ ifadeleri referans olarak seçilirken, P/PI/PID denetimciler ile sistemin kararlılığını artması ve istenilen spesifikasyonların sağlanması amaçlanmıştır. Kullanılan denetim döngülerinden içten dışa doğru: açısal hız kontrolü (q, p, r), yönelim kontrolü (θ, ψ, ϕ) ve hız kontrolü (w, u, v) olarak sıralanmaktadır.

Hava aracının yatay hızları (u, v) iç içe 3 kontrol döngüsü ile, sapma açısı (ψ) ise iç içe 2 kontrol

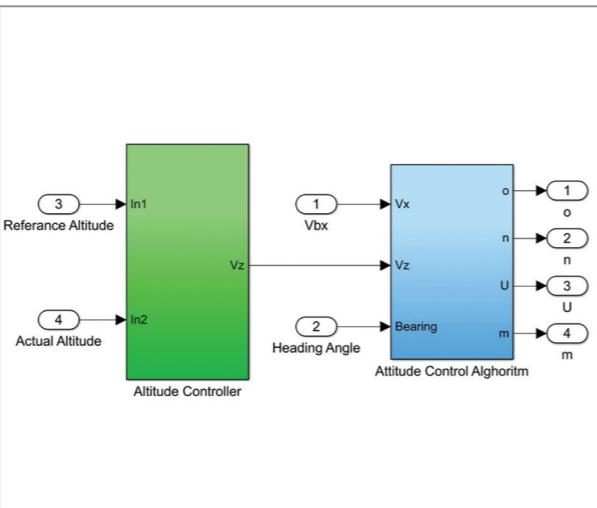


Şekil 3. Denetim Döngüsü Şematiği

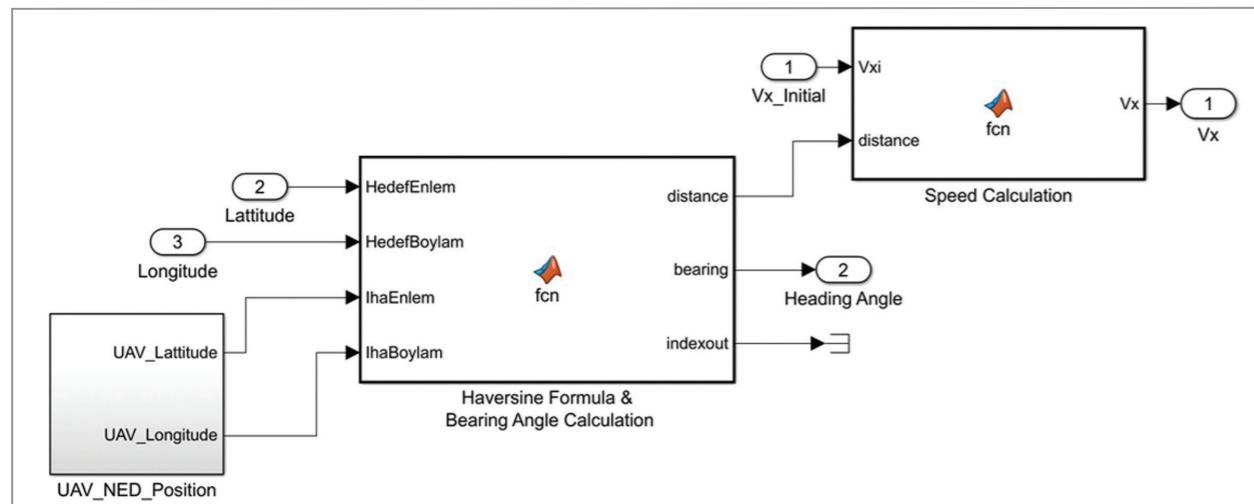
döngüsü ile kontrol edilmektedir. Aracın dikey hız (w) kontrolü için tek bir denetim döngüsü kullanılmıştır. Yukarıda verilen denetim sistemi şematiğine ek olarak, yükseklik kontrolü de oluşturularak otopilot algoritması tamamlanmıştır. Otopilot algoritmasının simülasyon modeli Şekil 4'te verilmiştir.

4. GÜDÜM SİSTEMİ TASARIMI

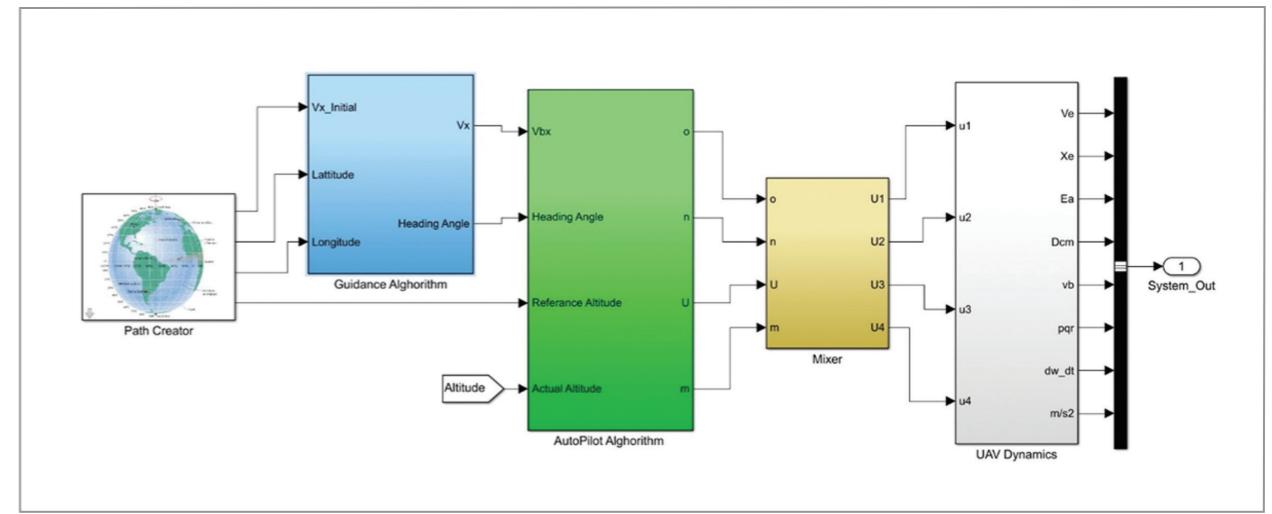
Güdüm sistemi hava aracının üç boyutlu ortamındaki konumundan ayrılarak varması planlanan başka bir konuma mümkün olan en az hatayla ulaşmasını sağlamak için kullanılmaktadır. Güdüm algoritması sayesinde otopilot sisteme girdi oluşturacak kafa açısı, iki nokta arasındaki en kısa mesafe, uçuş süresi ve hız bilgisi gibi veriler elde edilmektedir. Oluşturulan algoritmda İHA'nın anlık konumu ile hedef nokta arasındaki en kısa mesafeyi bulmak amacıyla Haversine formülünden yararlanılmıştır. Ek olarak, kullanıcı tarafından sisteme verilen maksimum hız, hava aracı hedefe yaklaşıkça azaltılarak aracın hedef koordinatları ıskalaması engellenmiştir. Güdüm algoritmasının simülasyon modeli Şekil 5'te ki gibidir.



Şekil 4. Otopilot Simülasyon Modeli



Şekil 5. Güdüm Algoritması



Şekil 6. Hava Aracı Simülasyon Modeli

Güdüm algoritması tasarımının ardından uçuş yönetim sistemi ile hava aracının matematiksel modeli birleştirilerek Şekil 6'daki simülasyon modeli elde edilmiştir.

5. SONUÇLAR

Oluşturulan model farklı koordinat, yükseklik ve hız girdileri altında sınanmıştır. Şekil 7'de 39° kuzey, 39° batı koordinatından yola çıkan hava aracının 3 farklı hedefe uğrayıp başlangıç noktasına geri dönerken izlediği rota görülmektedir. Alınan sonuçlara göre hava aracı hedef koordinatlara maksimum 7 cm hata payı ile ulaşabilmektedir.

Hava aracından Şekil 7'de verilen hedef koordinatlara ulaşırken yüksekliğini 1020 metrede sabit tutması istenmiştir. Şekil 8'de hava aracının 1000 metre yükseklikte bulunan ilk konumundan ayrılarak 1020 metre yüksekliğe tırmanışı görülmektedir.

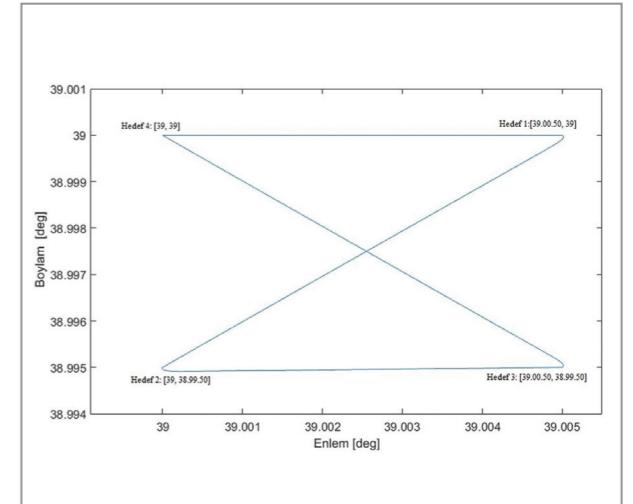
Simülasyon ortamında elde edilen sonuçlar, hava aracının verilen referans girdileri başarılı bir şekilde takip ettiğini göstermektedir. İlerići çalışmalarında simülasyon modeline kullanılacak bataryanın dinamikleri de eklenerek, uçuş testleri ile simülasyon çıktıları karşılaştırılacak ve kontrolü katsayıları üzerinde ayarlama işlemi yapılacaktır.

6. KAYNAKLAR

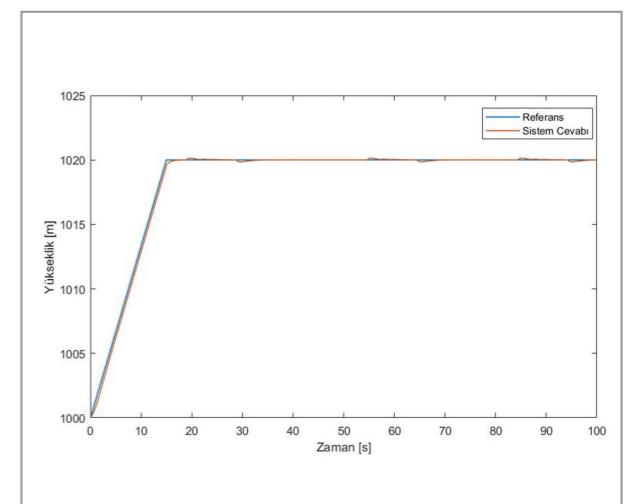
[1] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying," Lausanne Polytechnic University, 2007.

[2] D. Mellinger, M. Shomin, and V. Kumar, "Control of quadrotors for robust perching and landing," in International Powered Lift Conference, October 5-7, 2010, 2010.

[3] M.S.Büyüksarıkulak, "Autopilot design for a quadrotor", METU, 2014.



Şekil 7. Hedef Takip Çıktısı



Şekil 8. Yükseklik Çıktısı