

DÖRT ROTORLU BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ İRTİFA KESTİRİMİ

İlkay Gümüşboğa¹
Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay
Bilimleri Fakültesi, Eskişehir

ÖZET

Bu çalışma kapsamında dört rotorlu bir insansız hava aracı için Kalman filtresi tabanlı bir irtifa kestirimi algoritması tasarlanmış ve bu algoritma laboratuvar ortamında yapılan gerçek uçuş testleri sonucu elde edilen veriler ile test edilmiştir. Tasarlanan bu algoritmada hava aracı üzerine yerleştirilen AÖB'den (Ataletsel Ölçüm Birimi) alınan ivme bilgisi ve yine hava aracının alt kısmına yerleştirilen ultrasonik mesafe sensöründen alınan veriler kullanılarak irtifa kestirimi yapılmıştır. Havacılık seyrüsefer araştırmalarında karşılaşılan en büyük problemlerden biri tasarlanan algoritmanın bir hava aracı üzerinde test edildiğinde, gerçek seyrüsefer bilgisinin bilinmemesinden dolayı, elde edilen sonuçların başarımının denetlenememesidir. Yapılan bu çalışmada, laboratuvar ortamında kurulan bir test düzeneği kullanılarak kameralar ile gözlem esasına dayanan 3-boyutlu hareket yakalama sistemi kullanılmıştır. Bu sistem vasıtası ile hava aracının tüm uçuş süresince izlediği rota çok yüksek bir hassasiyet ile haritalandırılmıştır. Elde edilen bu veri ile gerçek durumları bilinen hava aracı için tasarlanan kestirim algoritması neticesi elde edilen sonuçların başarımı test edilmiştir.

GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA) günümüzde keşif, gözetleme, bilimsel araştırma ve askeri saldırı amaçları ile yaygın şekilde kullanılmaktadır. Yakın bir gelecekte havacılık otoriteleri tarafından, mevzuatın sivil kullanıma da uygun hale getirilmesi beklenmektedir. Dolayısı ile sayısı artacak bu insansız hava araçlarının güvenli bir şekilde görevlerini icra edebilmeleri için yüksek hassasiyetli seyrüsefer bilgisi üretip otonom kabiliyetler kazanması gerekir. Günümüzde konum belirlemenin en bilinen yöntemi Küresel Konumlandırma Sistemi (Global Positioning System - GPS) kullanımıdır. Ancak GPS tek başına havacılık uygulamaları için güvenilir değildir. Volpe Ulusal Ulaştırma Sistemleri Merkezi (Volpe Center)^(*) 2001 yılında yayınladığı bir raporda GPS'in insan hayatı, çevre ve ekonomi için tehdit oluşturabileceği unsurların varlığını tanımlamıştır [John A., 2001]. Ayrıca bu raporda GPS'in hataya açık (vulnerable) olmasının sebepleri de tanımlanmıştır. Dolayısı ile yüksek güvenilirlikli bir seyrüsefer çözümüne ulaşmak için tek başına GPS verisi kullanmak mümkün değildir. Bahsi geçen bu problemi çözmek için kullanılan en yaygın yöntem GPS verileri ile Ataletsel Navigasyon Sistemi (Inertial Navigation System - INS) verilerinin birleştirilmesidir. Bu yapıda, kısa süreli kesinliğe (short term accuracy) sahip, yüksek çıkış oranı (output rate) olan (ortalama 200 Hz) INS verisi ile uzun süreli kesinliğe (long term accuracy) sahip fakat düşük çıkış oranı olan (ortalama 10 Hz) GPS verisi birleştirilerek sürekli, yüksek bant genişliğine sahip ve bütünlük bir seyrüsefer çözümü elde edilir [Siouris G., 1993; Groves P., 2008].

(*) Volpe Ulusal Ulaştırma Sistemleri Merkezi, Amerika Birleşik Devletleri Ulaştırma Departmanına bağlı, ulaştırma ve lojistik konularında çalışan bir uzmanlık merkezidir.

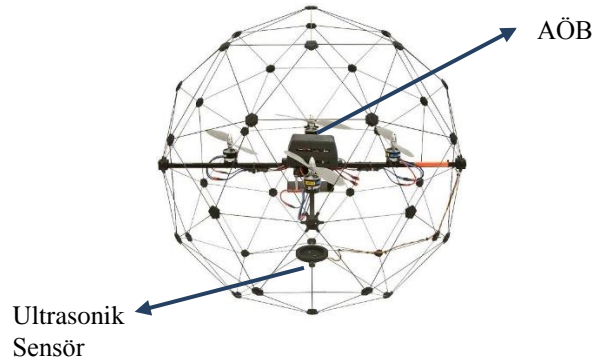
¹ Araştırma görevlisi, Havacılık Elektrik ve Elektronik Böl., E-posta: ilkaygumusboga@anadolu.edu.tr

PROBLEM TANIMI

Bu çalışmada, laboratuvar ortamında yapılan gerçek uçuş testleri sonucu elde edilen AÖB sistemi üzerinden z-eksenli (düşey eksen) ivme verisi ve hava aracının altına yerleştirilerek hava aracının yerden yüksekliğini ölçen ultrasonik mesafe ölçer verisi kullanılarak hava aracının irtifa bilgisi Kalman filtresi kullanılarak kestirilmiştir. Böyle bir problem tanımı için iki durum değişkeninin kestirimi söz konusudur. Bunlar; z-ekseninde pozisyon durumu ve yine z-ekseninde hız durumudur ve Denklem (1)'de gösterilmişlerdir.

$$\mathbf{x} = [x_{konum}, x_{hız}]^T \quad (1)$$

DeneySEL olarak yapılan bu çalışma için kullanılan hava aracı ve üzerinden veri elde edilen ölçüm sistemleri konumları ile birlikte Şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1: Dört Rotorlu Hava Aracı (Qball Sistemi)

Kullanılacak hava aracının z-ekseninde yapacağı hareket için kullanılacak hareket modeli Denklem (2)'de gösterilmiştir. Burada \mathbf{F} , durum-geçiş matrisi; \mathbf{G} , kontrol girdisi modeli; \mathbf{a}_k z-eksenli ivme ve Δt ise ölçüm aralığı (yenileme süresi) olarak tanımlanmıştır.

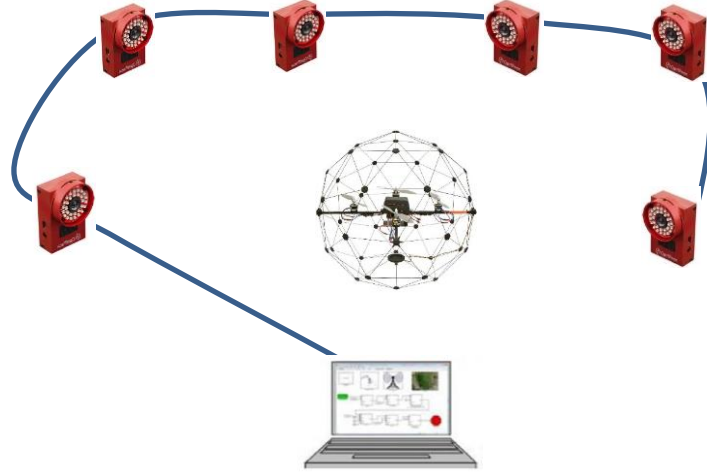
$$\mathbf{x}_k = \mathbf{F}\mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{G}\mathbf{a}_k$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} \\ \Delta t \end{bmatrix}$$

DENEY DÜZENEĞİ VE UÇUŞ TESTİ

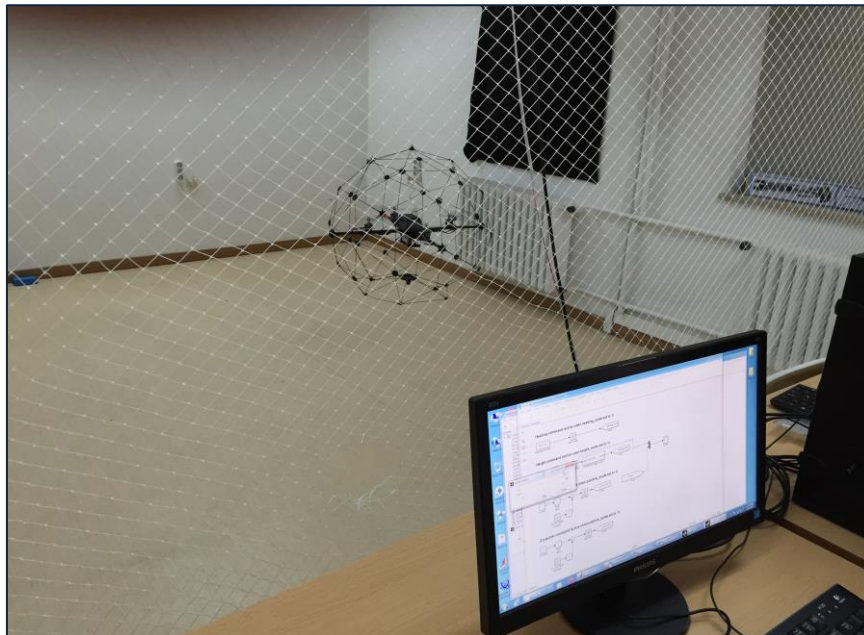
Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde kurulan Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı (KAL) bünyesinde dört rotorsuz bir insansız hava aracı deney düzeneği olan QBall-X4 sistemi mevcuttur. Bu deney düzeneği, bilgisayar üzerinde kurulu bir görev kontrol yazılımı ile çalışan ve bir kablosuz ağ haberleşmesi sistemi ile kontrol istasyonuna bağlı bir sistemdir. Sistemin birlikte çalıştığı görev kontrol yazılımı MATLAB / Simulink yazılımı ile birlikte çalışabilir yapıdadır. QBall-X4 sistemi ve alt bileşenleri Şekil 2'de temsil edilmiştir.



Şekil 2: Qball-X4 Sistem Bileşenleri

Q-ball sistemi iç ortamda çalışan bir deney düzeneğidir. GPS sinyallerinin düşük güçlü sinyaller olmasından ötürü iç ortama bu sinyallerin sağlıklı ulaşabilmesi mümkün değildir. Bu sebepten ötürü Q-ball deney düzeneği iç ortamda kendi konumlandırmasını ortama yerleştirilen sabit altı adet kamera verisini kullanarak yapmaktadır. Laboratuvarın belirli yerlerine sabitlenmiş kameralar, bir kalibrasyon prosedürünün ardından hava aracı sisteminin kontrol istasyonuna, belirli bir referans koordinat çerçevesine göre konum bilgisi üretmektedir. Kameralar aldıkları görüntü üzerinde filtrelemeler yaparak dört rotorlu hava aracı üzerine belirli bir konfigürasyonda yerleştirilen kızılötesi yansıtıcıları tespit etmektedir. Her bir kamerada tespit edilen bu kızılötesi yansıtıcıların iki boyutlu resim karesinden üç boyutlu hacme bir projeksiyonu oluşturulur. Böylece hava aracının laboratuvar ortamı içerisindeki konumu tespit edilir [Quanser].

Bilgisayar bağlantılı olan Qball sistemi uzaktan kumanda vasıtası ile yükselme hareketi, sonrasında belirli bir irtifada uçuş ve sonrasında da alçalma hareketi şeklinde uçurulup elde edilen AÖB ve ultrasonik sensör verileri kullanılarak Kalman filtresi ile irtifa kestirimi yapılmıştır. Uçuş testi süresince aynı zamanda referans konum bilgisinin alınacağı kamera sisteminden elde edilen veriler de kaydedilmiştir. Bu çalışmada bahsi geçen deney süresince yapılan gerçek zamanlı uçuş testi süreci Şekil 3'de resmedilmiştir.



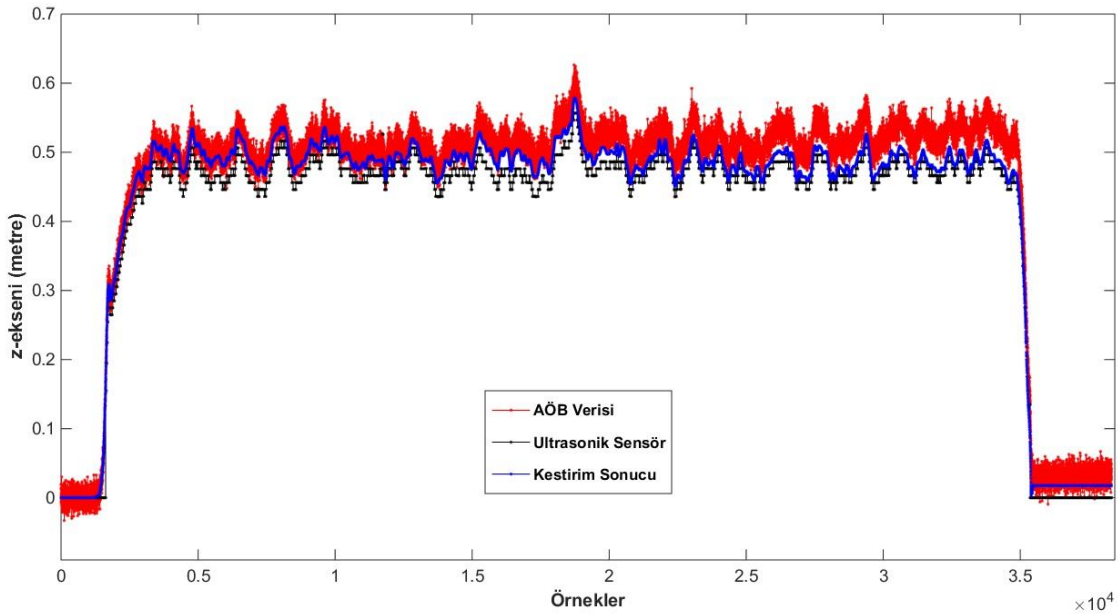
Şekil 3: Uçuş Testi Süreci

DENEYSEL SONUÇLAR

Gerçekleştirilen uçuş testi neticesinde elde edilen z-ekseni için ivme verisi ve ultrasonik mesafe ölçer verisi Kalman filtresinin girdilerini oluşturacak şekilde irtifa kestirimi yapılmıştır. Öngörü (prediction) ve düzeltme (correction) şeklinde iki fazda çalışan Kalman filtresi algoritmasında hareket modeli çıktısı olarak ölçülen gürültülü ivme değeri kullanılarak Denklem (2)'de tanımlanan şekilde durumlar ile ilgili öngörü fazı işletilmiştir. Daha sonra ultrasonik mesafe sensöründen alınan veri ölçüm verisi şeklinde kullanılarak ilk fazda elde edilen öngörü bilgisi düzeltilmiştir.

Uçuş testi süresince elde edilen gürültülü AÖB verileri kullanılarak [Groves P., 2008]'de detayları tanımlanan eksen dönüşümleri (AÖB verisi gövde eksen takımından ataletsel eksen takımına dönüştürülmüştür) ve seyrüsefer denklemleri kullanılarak z-eksenindeki konum ve hız bilgileri elde edilmiştir. Aynı zamanda hava aracının yatay düzlem ile arasındaki mesafeyi ölçen ultrasonik sensör verileri de kaydedilmiştir. Bu iki gürültülü veri Kalman filtresi ile birleştirilip daha düşük kesinsizliğe sahip, yumuşak (smoot) bir irtifa bilgisi elde edilmiştir. Şekil 4'te AÖB'den elde edilen z-ekseni konum bilgisi, ultrasonik mesafe sensör bilgisi ve kestirilmiş konum bilgisi aynı grafikte gösterilmiştir. Burada açık şekilde görüleceği üzere AÖB den elde edilen veriler ile elde edilen z-ekseni konum bilgisi zamanla gerçek değerden uzaklaşmaktadır. Bu durum AÖB sisteminin dezavantajlarından en önemlisi olan rastgele yürüme (random walk) hatasıdır.

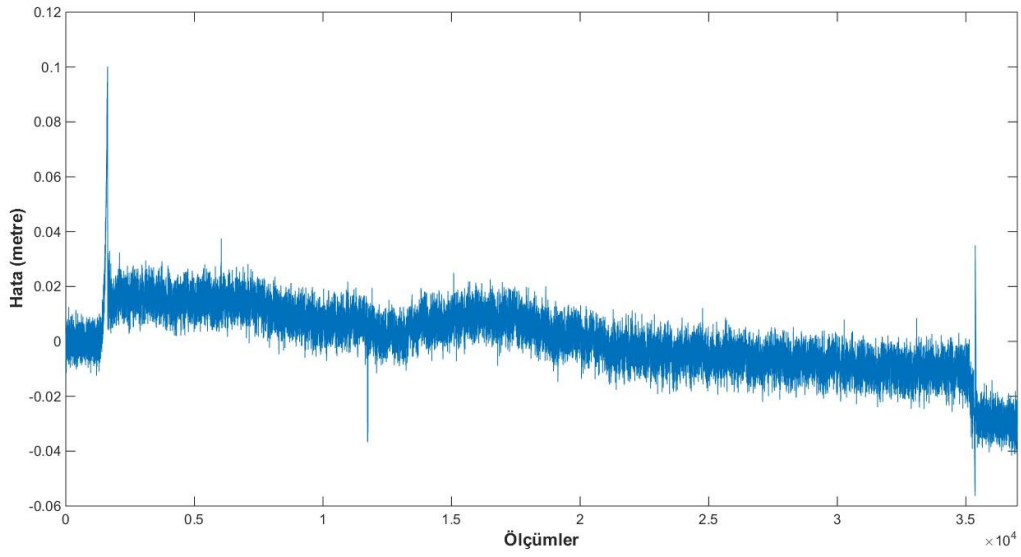
Kestirim başarısının gösterilmesi için gerçek konum bilgisi ile kestirilmiş konum bilgilerinin arasındaki farkın zamana göre değişimi Şekil 5'te gösterilmiştir.



Şekil 4: Uçuş Testi Verileri ve Kestirim Sonucu

SONUÇ

Yapılan bu çalışma ile gürültülü sensör verilerinin birleştirilmesi sonucu seyrüsefer bilgisinin kesinsizliğinin azaltılması işlemi olarak özetlenebilecek irtifa kestirim algoritması tasarlanmış ve laboratuvar ortamında gerçek sistem üzerinde test edilmiştir. Hava araçlarında gerçek seyrüsefer bilgisinin belirlenmesi çok zor teknikler gerektirdiği için genellikle tasarlanan seyrüsefer algoritmalarının başarımları testleri özellikle akademik alanda yapılamamaktadır. Bu çalışma için laboratuvar ortamında kullanılan test düzeneği tasarlanan algoritmanın başarımının test edilmesini mümkün kılmıştır.



Şekil 5: z-ekseni Kestirim Hatası Grafiği

Kaynaklar

Groves, Paul D., 2008. *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems*, Artech House, Boston.

John A. Volpe National Transportation Systems Center, 2001. *Vulnerability Assesment of the Transportation Infrastructure Relying on the Global Positioning System*, August 29.

Quanser Innovative Educate. *Quanser QBall-X4 User Manual*. Doküman Numarası 888.

Siouris, G. M., 1993. *Aerospace Avionics Systems*, New York : Academic Press.