

GENİŞLETİLMİŞ KALMAN FİLTRESİ (GKF) TABANLI UÇAK ÜZERİ EŞ ZAMANLI KONUMLAMA VE HARİTALAMA (U-EZKH)

Abdullah Ersan OĞUZ*

HHO Dekanlığı Elkt. Müh. Böl.
aeoguz@hho.edu.tr

Hakan TEMELTAŞ

İTÜ Elk-Elkt. Fak. Kont. Müh. Böl.
hakan.temeltas@elk.itu.edu.tr

Geliş Tarihi: 15 Ağustos 2012, Kabul Tarihi: 24 Temmuz 2013

ÖZET

İnsansız Hava Araçları (İHA) kullanım ve geliştirilme amaçlarına uygun olarak verilen görevin tamamını veya bir bölümünü kendi kendine yani otonom olarak yapması beklenen hava araçlarıdır. Bu isteği karşılayabilmenin yani güvenli bir şekilde otonom seyrüsefer yapabilmenin ön koşulu ise hava aracının konumunun doğru şekilde bilinmesidir. Günümüzde konum belirlemenin en bilinen yöntemi Küresel Uydu Yönbulum Sistemlerinin(KUYS) kullanımıdır. Ancak KUYS'un olmadığı veya erişemediği ortamlarda güvenli konum belirlemek araştırmacılar için zor ve önemli bir konu olarak ortaya çıkmaktadır. KUYS'un olmadığı ortamlarda ne hava aracı konumunun ne de seyrüsefer yapılan bölgenin haritasının da bilinmemesi durumunda çözüm olarak karşımıza çıkan Eş Zamanlı Konumlama ve Haritalamadır.

Bu makalede İHA'larda KUYS'un olmadığı ve ortam haritasının bilinmediği durumlarda kullanılacak, GKF (Genişletilmiş Kalman Filtresi) tabanlı U-EZKH (Uçak Üzeri Eş Zamanlı Konumlandırma ve Haritalama) filtresi formülleri ortaya konulmuş ve GKF tabanlı U-EZKH'in MATLAB Simulink yardımıyla benzetimi yapılmıştır. Bu amaçla İnsansız Hava Aracı kinematik modeli elde edilmiş ve GKF tabanlı U-EZKH için durum ve gözlem modelleri oluşturulmuştur. GKF tabanlı U-EZKH belirlenmiş bir senaryoya uygun olarak benzetimle koşurulmuş ve sonuçları gösterilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Eş Zamanlı Konumlama ve Haritalama, Genişletilmiş Kalman Filtresi, Kısıtlamalar, Uçak Üzeri Eş Zamanlı Konumlama ve Haritalama.

EXTENDED KALMAN FILTER BASED AIRBORNE SIMULTANEOUS LOCALIZATION AND MAPPING

ABSTRACT

UAVs are expected to perform all or part of its mission as autonomous in accordance with predefined at the manufacture objectives and prerequest of safe autonomous navigation is to detect the UAV location precisely. Nowadays the most common method for location detection is the use of Global Navigation Satellite Systems (GNSS). However but it is a challenge for researchers to determine location in GNSS denied enviroments. Although new methods are emerging continuously, the most notably one is Simultaneous Localization and Mapping (SLAM), which is a good solution when both UAVs position and region map are not known.

In this research, formulas of Extended Kalman Filter (EKF) based (A-SLAM) Airborne Simultaneous Localization and Mapping, filter for UAVs when GNSS denied and map is not known are put forward and EKF based A-SLAM simulation is performed by MATLAB Simulink and for this purpose, the UAV kinematic model is obtained and both state and observation models are constructed, simulation results of EKF-based A-SLAM in accordance with a certain scenario are yielded.

Keywords: Simultaneous Localization and Mapping, Extended Kalman Filter, Airborne Simultaneous Localization and Mapping.

* Sorumlu Yazar

1. GİRİŞ

Askeri ve sivil uygulamada büyük öneme sahip olan İnsansız Hava Araçları (İHA) geçmişte olduğu gibi bugünde araştırmacılar için önemli bir ilgi alanıdır. İHA'ların doğası gereği verilen görevin tamamını veya bir kısmını kendi kendine yani otonom olarak yapabilmeleri beklenir. İHA'nın otonom olarak güvenli bir seyrüsefer yapabilmeleri için İHA konumunun doğru olarak bilinmesi hayati önemdedir. Günümüzde konum belirlemede Küresel Uydu Yönbulum Sistemleri (KUYS) ana sistem ve sensör olarak ortaya çıkmıştır. Yaşanan tecrübeler normal durumlarda KUYS'in istenilen güvenilirlikte konum belirlenmesi için yeterli olduğunu göstermekte olmasına rağmen KUYS'nin olmadığı özel durumlarda (coğrafi engeller nedeniyle sinyal kesilmesi, sinyal karıştırma ve uydu sistemine erişim izninin verilmemesi) İHA'nın konumunun nasıl belirleneceği konusunda çalışmalar devam etmektedir. KUYS olmadığı ortamlarda harita bilgisinin de olmaması durumunda eş zamanlı olarak konumun belirlenmesi ve ihtiyaç duyulan harita bilgisinin oluşturulması problemi bir bütün olarak GKF (Genişletilmiş Kalman Filtresi) tabanlı U-EZKH (Uçak Üzeri Eş Zamanlı Konumlandırma ve Haritalama) ile çözülebilmektedir.

EZKH problemi robotik alanında çalışanlar için endüstriyel ve askeri olarak çekiciliğini uzun yıllardır sürdürmektedir. EZKH problemi ilk olarak R.Smith ve P.Cheesman tarafından [1] ortaya konulmuş, G. Dissanayake, H.F. Durrant-Whyte ve T. Bailey [2] tarafından geliştirilmiş ve T.Bailey ve D.White [3,4] tarafından genel kavram olarak sunulmuştur. Araştırmacılar bir yandan kara, deniz ve hava araçlarına yönelik EZKH uygulamaları yaparken, bir yandan da filtre yapısından kaynaklı hataları en aza indirmenin yollarını aramaktadırlar. Çalışmalarda Kalman filtre tabanlı EZKH yapısı üzerinde kısmi gözlenebilirlik etkileri [5,6,7], kararlılık [8] ve tutarlılık problemi [9,10] incelenmiş ve çözüme yönelik öneriler getirilmeye çalışılmıştır. Aynı zamanda Hava Araçlarına yönelik uygulamalar da devam etmiştir [11,12,13]. Seyrüsefer sırasında kullanılan ve EZKH yapısı tarafından oluşturulan haritanın boyut ve işlem yükü açısından nasıl optimize edileceği L.M.Paz and J.Neira [14] tarafından ayrıca incelenmiştir.

Bu makalede hava aracı kinematik modeli 2.kısımda ayrıntılı olarak verilmiştir. 3. kısımda GKF Tabanlı U-EZKH yapısı açıklanmış, lineer olmayan öngörü ve gözlem modeli ortaya konulmuş, tahmin ve düzeltme adımlarında yapılan işlemler açıklanmış ve lineerleştirme için kullanılan jakobiyen matrisler oluşturulmuştur. 4. kısımda benzetim yapılmış, elde edilen sonuçlar 5.bölümde değerlendirilerek KUYS'in olmadığı durumlarda konum belirlemede kullanılan Atalet Seyrüsefer Sistemi ile karşılaştırılmış ve gelecek çalışmalara yönelik öneriler tartışılmıştır.

2. İHA KİNEMATİK MODELİ

Hava Aracı gövde düzleminde oluşan hareketlerin seyrüsefer düzlemine aktarılması işlemi haritalama açısından önemlidir. Bu amaçla Euler açısız dönüşümleri kullanılmaktadır. Hava aracının gövde düzleminde ki yönsel ivmeleri ve açısız hızları seyrüsefer düzlemine aktararak, hava aracının seyrüsefer düzleminde ki konumu hesaplanmıştır. Bu işlem sırasında oluşan genel denklem ise Hava aracının kinematik denklemi olarak ifade edilir. Hava aracının yönsel ivmelerinin seyrüsefer düzlemine aktarılması ile elde edilen matrisel ifade;

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\Psi & \cos\Psi\sin\theta\sin\phi - \cos\phi\sin\Psi & \cos\Psi\sin\theta\cos\phi + \sin\phi\sin\Psi \\ \cos\theta\sin\Psi & \cos\phi\cos\Psi + \sin\theta\sin\phi\sin\Psi & -\sin\phi\cos\Psi + \sin\theta\cos\phi\sin\Psi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1)$$

şeklinde dir. Aynı şekilde açısız hızların gövde düzleminde seyrüsefer düzlemine aktaran matrisel ifade;

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2)$$

olarak yazılır. Bu ifadelerde yer alan $[u,v,w]^T$ gövde düzleminde oluşan yönsel ivme, $[p,q,r]^T$ ise gövde düzleminde oluşan açısız hızlardır.

3. GKF Tabanlı U-EZKH

Bu kısımda U-EZKH için GKF tabanlı filtre kullanılmıştır. Öncelikle lineer olmayan öngörü ve gözlem modeli verilmiş, daha sonra ise GKF tahmin adımı ve güncelleme adımları açıklanmıştır.

3.1 Lineer Olmayan Öngörü ve Gözlem Modeli

Lineer olmayan sistem modelinde kullanacağımız durum vektörü Hava Aracı durum vektörü ile harita vektöründen oluşur. Hava aracı durum vektörü pozisyon (x,y,z) , hız (V_x,V_y,V_z) ve Euler açılarından (ϕ, θ, Ψ) Yatış Açısı, θ Hücüm Açısı, Ψ Uçuş Başı oluşturulmuştur. Harita vektörü ise, her işaretçi nesneye ait pozisyon (x_L,y_L,z_L) bilgilerinden oluşmaktadır. Bu vektörün uzunluğu $3 \times n$ (n : işaretçi nesne sayısı) olur.

$$x(k) = \begin{bmatrix} x_{UAV} \\ x_{MAP} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Genişletilmiş Kalman Filtresi lineer durum uzayı ile modellenen sistemlerde önceki durum ve ölçüm değerine göre sonraki durumu tahmin eden filtre yapısıdır. Kalman filtresinde olduğu gibi tahmin ve düzeltme adımlarından oluşur. Filtrede kullanılacak durum uzay modeli;

$$x(k+1) = f(x(k),u(k),v(k)) \quad (4)$$

olarak ifade edilir. Durum uzay modelinde k+1 anındaki durum vektörü k anındaki durum vektörü ve giriş verisine bağlı olarak bulunur.

İşaretçi nesne konumu gözlem modelinde gösterildiği gibi uzaklık ve açı olarak polar koordinatlarda bulunur. Sensör düzleminden koordinat düzlemine dönüşümü Transformasyon matrisleri kullanılarak yapılır. Gözlem modeli aracın k anındaki konum bilgilerine bağlıdır ve

$$z(k+1) = h(x(k), \omega(k)) \quad (5)$$

olarak ifade edilir. Burada v(k) ve w(k) sıfır ortalamalı beyaz gürültüdür.

Kapalı formda yazdığımız durum uzay modelini daha açık ifadelerle ve matris olarak yeniden yazabiliriz;

$$f_{uav} = \begin{bmatrix} P^n(k) \\ V^n(k) \\ \Psi^n(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P^n(k-1) + \Delta t * V^n(k-1) \\ V^n(k-1) + \Delta t * T_b^n(k-1) * f^b(k) \\ \Psi^n(k-1) + \Delta t * E_b^n(k-1) * w^b(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_{p^n} \\ w_{v^n} \\ w_{\psi^n} \end{bmatrix} \quad (6)$$

Burada durum uzay modelinin pozisyon, yönsel hız ve Euler açılarından oluştuğu görülecektir. Durum uzay modeli hava aracı kinematik denkleminde elde edilmiştir.

3.2. GKF Tahmin Adımı

U-EZKH problemi stokastik tahmin problemidir. GKF yapısına uygun olarak kinematik sistem modeli kullanılarak oluşturulur. GKF tabanlı U-EZKH yapısı Kalman Filtresinde olduğu gibi tahmin ve güncelleme adımlarından oluşur. Modeli lineerleştirmek için jacobiyen matrisleri kullanılır. GKF tabanlı U-EZKH yapısında k anındaki durum tahmini ifadesi Hava Aracının k anındaki durum ve giriş değerlerine göre;

$$\hat{x}(k+1|k) = f(x(k|k), u(k)) \quad (7)$$

olarak yazılır. Benzer şekilde gözlem tahmini ise

$$z(k+1|k) = h(\hat{x}(k+1|k)) \quad (8)$$

olarak ifade edilir. Hesaplanan tahmini kovaryans ifadesi ise;

$$P(k+1|k) = \nabla F_x \cdot P(k|k) \cdot \nabla F_x^T + \nabla F_u \cdot Q \cdot \nabla F_u^T \quad (9)$$

olarak yazılır.

3.3. GKF Güncelleme Adımı

Bu adımda tahminlerin güncellenmesi işlemi gerçekleştirilir. Güncellenen durum tahmini ifadesi;

$$x(k+1|k+1) = \hat{x}(k+1|k) + W \cdot v(k+1) \quad (10)$$

dir. Burada W kalman kazancı ve $v(k+1)$ innovasyondur. Benzer şekilde güncellenen kovaryans ifadesi;

$$P(k+1|k+1) = P(k+1|k) - W \cdot S(k+1) \cdot W^T \quad (11)$$

olur. İnnovasyon ve innovasyon kovaryansı (kovaryans hatası) hesabı aşağıdaki gibi yapılır.

$$v(k+1) = z(k+1) - z(k+1|k) \quad (12)$$

$$S(k+1) = \nabla H_x \cdot P(k+1|k) \cdot \nabla H_x^T + R \quad (13)$$

Son olarak Kalman Kazancı

$$W = P(k+1|k) \cdot \nabla H_x^T \cdot S^{-1}(k+1) \quad (14)$$

ifadesi ile hesaplanır.

U-EZKH yapısında lineerleştirme için kullanılan, İHA kinematik modelinin araç konum, hız ve Euler açılarına göre kısmi türevlerinden oluşan $\nabla f_{uav}(k)$ jacobiyen matrisi;

$$\nabla f_{uav}(k) = \begin{bmatrix} \frac{\partial P^n(k)}{\partial P^n(k-1)} & \frac{\partial P^n(k)}{\partial V^n(k-1)} & \frac{\partial P^n(k)}{\partial \Psi^n(k-1)} \\ \frac{\partial V^n(k)}{\partial P^n(k-1)} & \frac{\partial V^n(k)}{\partial V^n(k-1)} & \frac{\partial V^n(k)}{\partial \Psi^n(k-1)} \\ \frac{\partial \Psi^n(k)}{\partial P^n(k-1)} & \frac{\partial \Psi^n(k)}{\partial V^n(k-1)} & \frac{\partial \Psi^n(k)}{\partial \Psi^n(k-1)} \end{bmatrix} \quad (15)$$

genel ifadesi ile gösterilebilir.

Lineer olmayan süreç modelinin giriş değişkenlerine ait kısmi türevlerinden oluşan $\nabla f_w(k)$ jacobiyenini matrisel olarak ifade edersek;

$$\nabla f_w(k) = \begin{bmatrix} \frac{\partial P^n(k)}{\partial f^b(k-1)} & \frac{\partial P^n(k)}{\partial w^b(k-1)} \\ \frac{\partial V^n(k)}{\partial f^b(k-1)} & \frac{\partial V^n(k)}{\partial w^b(k-1)} \\ \frac{\partial \Psi^n(k)}{\partial f^b(k-1)} & \frac{\partial \Psi^n(k)}{\partial w^b(k-1)} \end{bmatrix} \quad (16)$$

Gözlem modeline göre işaretçi nesne bilgisinin sensör düzleminde kartezyen koordinatlarla gösterimi de aşağıdaki gibi olur.

$$z(k) = [\rho \ \varphi \ \mathcal{A}]^T = \begin{bmatrix} \sqrt{x_s^2 + y_s^2 + z_s^2} \\ a \tan(y_s / x_s) \\ a \tan(z_s / \sqrt{x_s^2 + y_s^2}) \end{bmatrix} \quad (17)$$

İşaretçi nesne sensör düzlemi konumunun seyrüsefer düzlemine dönüşümü;

$$Z^n(k) = P^n + (T_b^n * L_b^n) + (T_s^n * T_s^b * z(k)) \quad (18)$$

şeklinde ifade edilir

Gözlem sensörü olarak kullanılan kameranın gövde ile yaptığı açı $\alpha=90^\circ$ ise sensör düzlemi ile araç gövde düzlemi arasında ki dönüşüm matrisi,

$$T_s^b = \begin{bmatrix} \cos(-\alpha) & 0 & -\sin(-\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\alpha) & 0 & \cos(-\alpha) \end{bmatrix} \quad (19)$$

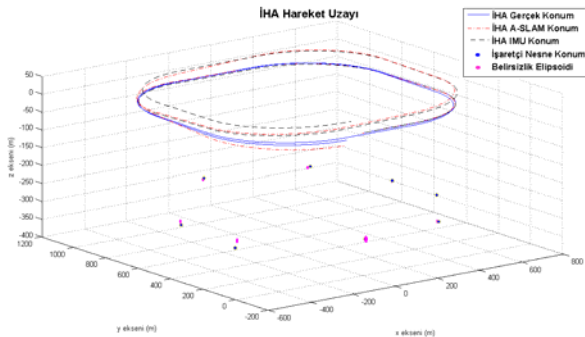
Gözlem modeline ait jacobian matrisi $\nabla h(k)$, gözlem modelinin araç konum, yönsel hız ve euler açılarına göre kısmi türevlerinden oluşur. Gözlem modeli jacobiyen matrisi;

$$\nabla h = H = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho(k)}{\partial P^n(k)} & \frac{\partial \rho(k)}{\partial V^n(k)} & \frac{\partial \rho(k)}{\partial \Psi^n(k)} \\ \frac{\partial \varphi(k)}{\partial P^n(k)} & \frac{\partial \varphi(k)}{\partial V^n(k)} & \frac{\partial \varphi(k)}{\partial \Psi^n(k)} \\ \frac{\partial \vartheta(k)}{\partial P^n(k)} & \frac{\partial \vartheta(k)}{\partial V^n(k)} & \frac{\partial \vartheta(k)}{\partial \Psi^n(k)} \end{bmatrix} \quad (20)$$

olarak yazılır.

4. BENZETİM SONUÇLARI

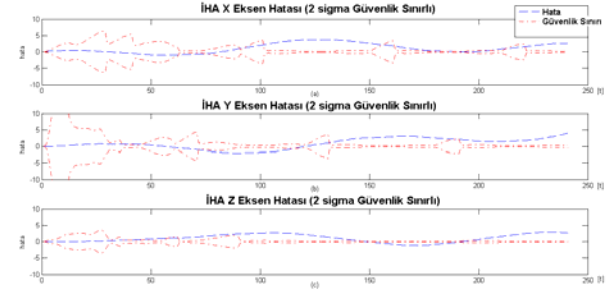
Benzetimde sabit hız ve irtifada hareket eden hava aracı tam bir döngü oluşturacak şekilde 1400 metreye 1400 metrelik bir alan üzerinde ortalama 30 m/s hızla uçmaktadır. Burada sensör olarak kamera ile işaretçi nesne algılaması ve EZKH ile konum ve haritanın belirlenmesi hedeflenmiştir. Hava aracı uçuşa $[0, 0, 0]$ noktasından başlamış olarak kabul edilmiştir. Toplam benzetim süresi 240 saniye ile sınırlanmıştır. Sensör olarak IMU kullanılmıştır. Hava aracının gerçek pozisyonu ise KUYS'dan elde edilmiştir. Sekiz işaretçi nesne haritaya işlenmiştir. Hava aracı hareket uzayı Şekil 1'de görülmektedir.



Şekil 1. Hava Aracı ve İşaretçi Nesne Konumu.

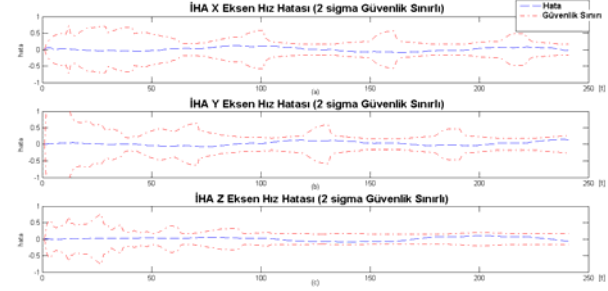
Şekil 1'de düz çizgi İHA gerçek konumunu, nokta ve kesikli çizgi U-EZKH tarafından hesaplanan İHA konumunu, kesikli çizgi Atalet Seyrüsefer Sistemi

(IMU) tarafından hesaplanan İHA konumunu, koyu noktalar işaretçi nesne gerçek konumunu ve açık renk elipsoitler ise belirsizlik elipslerini göstermektedir.



Şekil 2. İHA Konum Hatası.

Hava aracının x,y,z eksenlerine (seyrüsefer düzlemi) göre konum hatasının zamana göre değişimi Şekil 2'de gösterilmiştir. Burada hava aracı konum hatası kesikli çizgi ve 2σ güvenlik sınırı ise nokta ve kesikli çizgi ile gösterilmiştir.



Şekil 3. İHA Yönsel Hız Hatası.

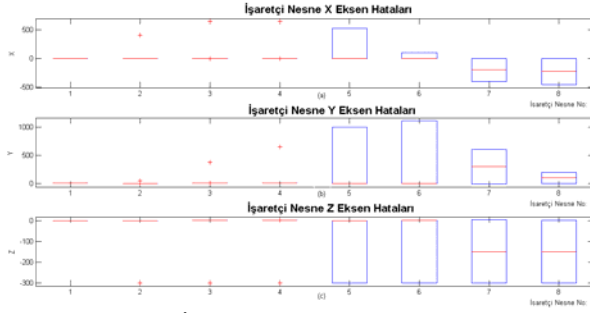
Hava aracının x,y,z eksenlerine (seyrüsefer düzlemi) göre yönsel hız hatası Şekil 3'de gösterilmiştir. Burada hava aracı yönsel hız hatası kesikli çizgi ve 2σ güvenlik sınırı ise nokta ve kesikli çizgi ile gösterilmiştir.



Şekil 4. İHA Euler Açısı Hatası.

Hava aracının ϕ -yalpa (roll), θ -yunuslama (pitch) ve ψ -yönlenme (yaw) açılarına ait hata grafiği Şekil 4'de gösterilmiştir. Burada hava aracı açısı hatası kesikli

çizgi ve 2σ güvenlik sınırı ise nokta ve kesikli çizgi ile gösterilmiştir.



Şekil 5. İşaretçi Nesne Konum Hatası.

İşaretçi nesne konum belirsizlikleri Şekil 5'de verilmiştir. Şekilden görüldüğü gibi işaretçi nesne konumundaki belirsizlikler benzetim süresi ilerledikçe artmaktadır.

Çizelge 1. GKF tabanlı U-EZKH Hata Tablosu.

Ortalama Hata		
	IMU	GKF U-EZKH
Ortalama Konum Hatası(m)	34,44	24,05
Ortalama Açılı Hatası(Derece)	0,84	0,80

İHA'nın eksenlere göre 240 sn'lik uçuş süresince yaptığı ortalama hata (İHA'nın gerçek konumu ile U-EZKH tarafından hesaplanan konum arasındaki fark) Çizelge 1'de görülmektedir. Hesaplanan ortalama hata miktarı benzetim süresi ile karşılaştırıldığında çok büyük değerler almasa da Kalman Filtre yapısından kaynaklanan birikimli hata oluşumu nedeniyle uçuş süresi uzadıkça artma eğilimi göstermektedir. Şekil 2 incelendiğinde konum hatasının benzetim sonuna doğru artma eğilimi olduğu görülmektedir. Ayrıca hata miktarının 2σ güvenlik sınırı içerisinde kalmaması diğer bir sorun olarak ortaya çıkmaktadır. Bu durumun U-EZKH yapısında kullanılan jakobiyen matrislerin lineerleştirilmesinden ve gözlenemeyen alt uzaylardan kaynaklandığı düşünülmektedir.

5. SONUÇ

Bu çalışma ile İHA aracı için oluşturulan GKF tabanlı U-EZKH yapısı İHA kinematik denklemleri kullanılarak formüle edilmiş ve benzetimi yapılmıştır. Çizelge ve şekiller incelendiğinde 240 sn süresince İHA konumunun belirlenmesi mümkün olmuş ve hata miktarı atalet seyrüsefer sistemine göre kabul edilebilir seviyede kalmıştır. Ancak Kalman Filtresi yapısından kaynaklanan birikimli hata oluşması nedeniyle daha uzun süreli benzetimlerde hata

miktarının artması kaçınılmaz olarak görülmektedir. Ayrıca Şekil 2'de görüldüğü gibi hata miktarının 2σ güvenlik sınırı içerisinde kalmaması U-EZKH güvenilirliğini azaltmaktadır.

Oluşturulan GKF tabanlı U-EZKH yapısının KUYS olmadığı durumlarda kullanılacak bir alternatif olduğu çalışmadan görülmektedir. Gelecek çalışmalarda Kalman Filtresinin birikimli hata oluşturmasından kaynaklanan uçuş süresinin artması ile oluşacak hata miktarının kabul edilebilir aralıkta olması için U-EZKH yapısında iyileştirmeler yapılması denenebilir. Şekil 2'de görülen hata miktarının 2σ güvenlik sınırı içerisinde kalmaması probleminin nedeni olduğu düşünülen jakobiyen matrislerin lineerleştirilmesinden kaynaklanan hatanın azaltılması veya başka filtre yöntemlerinin uygulaması yapılabilir. Bu amaçla lineer olmayan sistemlere uygulanabilen GKF dışındaki Dağılımlı Kalman filtresi, Parçacık Filtresi gibi Kalman Filtre türleri U-EZKH yapısına adapte edilebilir.

5. KAYNAKLAR

- [1] R.Smith and P.Cheesman, "On the representation of spatial uncertainty" Int. J. Robot. Res., vol. 5, no. 4, pp. 56–68, 1987
- [2] G.Dissanayake, H.F.Durrant-Whyte and T. Bailey, A Computationally Efficient Solution to the Simultaneous Localisation and Map Building (SLAM) Problem, ICRA, 2000
- [3] Tim Bailey and Hugh Durrant-Whyte, Simultaneous Localization and Mapping (SLAM): Part I The Essential Algorithms., IEEE Robotics and Automation Magazine, 2006
- [4] Tim Bailey and Hugh Durrant-Whyte, Simultaneous Localisation and Mapping (SLAM): Part II State of the Art., IEEE Robotics and Automation Magazine, September 2006
- [5] J.Andrade-Cetto, and A.Sanfeliu, The Effects of Partial Observability in SLAM, IEEE Int. Conf. Robot. Automat., New Orleans, pp.397-402, 2004
- [6] M.Bryson, and S.Sukkarieh, Observability Analysis and Active Control for Airborne SLAM, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.44, No.4, pp.261-280, 2008
- [7] G.P.Huang, N.Trawny, A.I.Mourikis and S.I.Roumeliotis, Observability-based consistent EKF estimators for multi-robot cooperative localization, Autonomous Robots, Volume 30, Number 1, pp. 99-122, 2011
- [8] T.Vidal-Calleja, J.Andrade-Cetto and A.Sanfeliu, Conditional for Suboptimal Filter Stability in SLAM, IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, Sendai Japan, 2004

- [9] T.Bailey, J.Nieto, J.Guivant, M.Stevens and E.Nebot, Consistency of the EKF-SLAM Algorithm, IROS'06 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, China, 2006
- [10] J.A.Castellanos, J.Neira, J.Tardos, Limits to The Consistency of EKF-Based SLAM, IAV2004 5th IFAC Symp. on Intelligent Autonomous Vehicles, 2004
- [11] J.Kim and S.Sukkarieh, Airborne Simultaneous Localisation and Map Building, IEEE Int. Conf. Robot. Automat., Taipei Taiwan, 2003
- [12] J.Kim, S.Sukkarieh, S.Wishart, Real-Time Navigation, Guidance and Control of a UAV Using Low-Cost Sensors, International Conferance of Field and Service Robotics, Yamanashi, Japan, pp.95-100, 2003
- [13] J.Kim, S.Sukkarieh, Autonomous Airborne Navigation in Unknown Terrain Environments, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.40, No.3, pp.1031-1044, 2004
- [14] L.M.Paz, and J.Neira, Optimal local map size for GKF-based SLAM, IROS'06 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, China, 2006

ÖZGEÇMİŞLER

Abdullah Ersan OĞUZ

1974 yılında Ankara'da doğmuştur. 1994 Ankara Üniversitesi Elektronik Mühendisliği Bölümü mezunudur. Yüksek Lisans Eğitimini GAZİ Üniversitesinde, Doktora Eğitimini ise HUTEN'de tamamlamıştır. Kontrol ve Seyrüsefer konularıyla ilgilenmektedir.

Hakan TEMELTAŞ

1984 yılı İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Fakültesi mezunudur. Yüksek lisansını 1987 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde, Doktora çalışmasını 1993 yılında The University of Nottingham'da tamamlamıştır. Halen İTÜ Kontrol ve Kumanda Sistemleri A.B.D Başkanı olarak görev yapmaktadır. Yurt dışında ve yurt içinde çeşitli projelerde yürütücü ve araştırmacı olarak çalışmıştır. Şu anda da yürütücülüğünü yaptığı Tubitak destekli projeleri bulunmaktadır. Çok sayıda makalesi uluslararası dergi ve sempozyumlarda yayınlanmıştır. Çeşitli uluslararası dergiler ve Tubitak için hakemlik yapmaktadır.