İNERSİYAL NAVİGASYON SİSTEMLERİ (INS)

E. BEŞDOK [1], A. E. ÖZÇELİK [2]

[1]Erciyes Üniversitesi, Jeodezi ve Fotogrametri Mühendisliği Bölümü, ebesdok@erciyes.edu.tr
[2]Erciyes Üniversitesi, Jeodezi ve Fotogrametri Mühendisliği Bölümü, aeozcelik@erciyes.edu.tr

ÖZET

GPS haritacılıkta navigasyon ve ölçme amaçlı olarak oldukça kullanılmaktadır. GPS sistemi zamansal-konumsal bozunumlardan veya anlık-ölçme yöntemlerinden kaynaklanan sorunlar nedeni ile sinyal kesintilerine maruz kalmaktadır. Bu durumda ilgili GPS sinyalini kullanan sistemin görevini sürdürebilmesi için inersiyal navigasyon sistemleri (INS) olarak adlandırılan IMU donanımlarıyla desteklenmesi gereklidir.
Bu çalışmada INS sistemlerinin kullanım alanları ve sahip oldukları büyük potansiyelin tanınması imkânı bulunmuştur. INS sistemlerinin çalışma prensibi, donanım yapıları, navigasyon uygulamalarında kullanım ihtiyacı, avantaj ve dezavantajları gibi birçok konu ele alınmıştır. Ayrıca INS sistemlerinde navigasyon amaçlı kullanılan koordinat sistemleri hakkında da bazı tanımlamalar yapılmıştır.

Anahtar Sözcükler: GPS, İnersiyal Navigasyon Sistemleri (INS), İnersiyal Ölçme Birimleri (IMU)

INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS (INS)

ABSTRACT

The GPS technology is using for navigation and so positioning. Because of the temporal and spatial deformations or real-time measurement method problems, the GPS are exposed to cutoff the signal. So it is necessary that the system based on GPS have to be supported with the inertial measurement unit (IMU) especially called as INS (Inertial Navigation System).
In this project, various investigations have been made for the processing and data-fusion of signals that are obtained from INS and GPS tools. In this study, it has been possible to investigate the usage areas of INS systems and to identify the huge potential that they have. This paper regards as the prpinciple of the INS, the structure of the mechanism, the requirements on the navigation applications, advantages and disadvantages of the system. And also it is mentioned the coordinate systems using for navigation by the INS.

Keywords: GPS, Inertial Navigation Systems (INS), Inertial Measurement Units (IMU)

GİRİŞ

GPS haritacılıkta navigasyon ve ölçme amaçları için oldukça yoğun olarak kullanılmaktadır. Fotogrametrik amaçlı görüntü almaya yönelik uçuşlar sırasında GPS destekli navigasyon ve uçuş kontrol sistemleri yoğun olarak tercih edilmektedir. Fotogrametrik amaçlar dışında da GPS destekli rehberlik sistemleri kullanan navigasyon sistemleri bulunmaktadır. Bu tür sistemler Kara ve Hava ulaştırmasında hedef izleme, güdümleme, oto-pilot tasarımı, uçuş destek ve kontrol sistemi destek sistemlerinde ve navigasyon-rehberliği alanlarında yoğun olarak kullanılmaktadır.
GPS sistemi zaman konumsal-bozunumlardan veya anlık-ölçme yöntemlerinden kaynaklanan sorunlar nedeniyle sinyal kesintilerine maruz kalmaktadır. Bu durumda ilgili GPS sinyalini kullanan rehberlik veya destek sisteminin görevini sürdürebilmesi için ek donanımlarla desteklenmesi gereklidir. Bu amaçla kullanılan ek donanımlar arasında INS olarak adlandırılan IMU (anlık ölçme donanımları) donanımlarının önemli bir yeri bulunmaktadır. GPS sisteminin IMU ile desteklenmesi durumunda ise ortaya çok-kaynaklı işaretlerin uyumlandırılması problemi ortaya çıkar. Bu problem genel olarak Parçacık veya Kalman süzgeçlerine dayanan yapılar ile birbirleriyle ilişkilendirilmektedir.
Dinamik sistemde kontrol ve karar alma süreçleri birçok alt sistemler içerir. Mobil robotlar veya model uçak ve helikopterlere ait kontrol sistemleri kompleks dinamik sistemlerdir. Bu sistemlerin kontrolünde yoğunlukla kural-tabanlı mantıksal bileşenler, düşük seviyeli stabilizatörler ve hareket sağlayıcı üniteler kullanılmaktadır. Model helikopter sistemlerinin kontrolünde var olan hiyerarşi uygulama geliştiricilere sistem tasarımlarını alt-bölümler halinde ele alma imkânı vermektedir. Böylelikle model helikopter kullanımında navigasyon, stabilizasyon, uçuş planlama problemleri ve sistemleri ayrı-ayrı ele alınarak çözülebilmektedir. Nonlinear tahmin edici-model kontrolörü (NMPC) çeşitli kısıtlar altında insansız hava araçlarının kullanımına olanak sağlayan bir araçtır. Bununla birlikte model helikopter gibi dinamik bir sistemin eş-zamanlı kontrolü için gerekli

olan hızlı tepkilerin üretilebilmesi için NMPC yetersiz kalmaktadır. Bazı araştırmacılar NMPC'nin uygulanmasında dinamik sisteme ait giriş ve durum matrislerinin belli olması koşullarına bağlı uygulamalar geliştirmiştir.
Radyo kontrollü helikopter modelciliği radyo verici ve alıcı sistemleri ile minyatür bir helikopterin uzaktan kumanda edilerek uçurulması demektir.
Navigasyon, yıllardan beri birçok alanda kullanılan bir uygulamadır. Kuşlar, arılar ve hemen hemen doğada var olan her şey uzaydaki bir noktadan diğer bir noktaya yer değişmelerinde navigasyon bilgisini kullanmaktadırlar. İnsanlar navigasyon bilgisini elde etmek için, temel olarak, güneş ve yıldızları kullanmışlardır. Yıllar boyunca, sınırlı alandaki veri algılama sistemlerimizi daha iyi ve daha hassas olarak geliştirmek için birçok çalışmalar yapılmaktadır. Bu çalışmada, gelişmiş veri algılayıcılardan biri olan anlık ölçme donanımları (IMU) ele alınmaktadır. Bu tür algılayıcılar, sisteme ait ivmelenmeyi ve açısal hızlanmayı ölçerek, bu verileri sistemin anlık konum ve yönelme verilerine dönüştürmektedir [1].

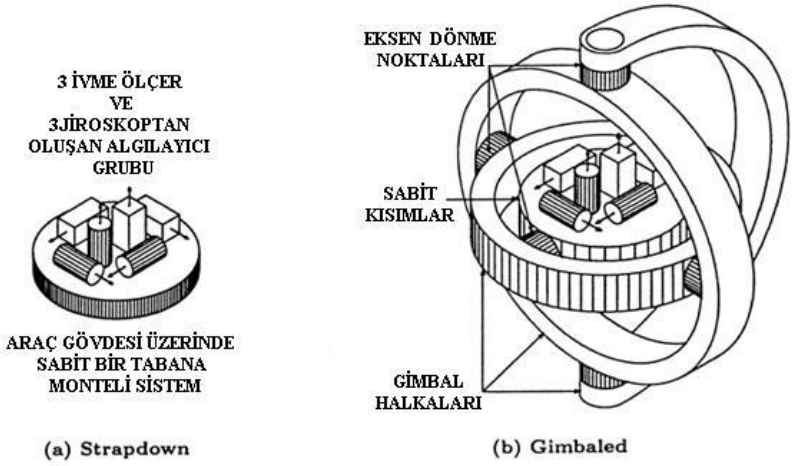
İNERSİYAL NAVİGASYON SİSTEMLERİ (INS)

İnersiyal, kuvvet ya da dönme momenti uygulanmaksızın cisimlerin Newton I. hareket kanununa göre sabit bir açısal hızlanmayı sürdürülebilmesi için eğilim göstermesidir. Ataletsel referans sistemi Newton hareket kanunlarının geçerli olduğu bir koordinat sistemidir. Ataletsel referans sistemlerinde dönüklük ve ivmelenme yoktur. Ataletsel algılayıcılar gyroskoplarla dönüklük değişimlerini ve ivmeölçerlerle ivmelenmeyi ölçerler. İvmeölçerler yer çekim ivmelenmesini ölçemezler. Ataletsel algılayıcılarda giriş ekseni ölçülen vektör bileşenlerini tanımlanmasını sağlamaktadır. Çoklu eksen içeren algılayıcılarda birden fazla bileşen ölçülebilmektedir [2].
İnersiyal Navigasyon Sistemleri maliyetlerinin fazla olması nedeniyle çoğunlukla askeri uygulamalarda kullanılmaktadır. IMU sistemleri uygulamalarda istenilen doğrulukta sonuçlara ulaşmak için yüksek hassasiyet bileşenlerini içermelidir. En önemli bileşenlerin başında, sistemin yönelme verilerini ölçen, gyrolar gelmektedir. Yönelme verileri uygun olarak yerçekimi oluşturması açısından önemlidir. İvmeölçerlerin yerçekimi oluşturması, sistemde hareket olmadığı halde, sistemin bu durumu hareket varmış gibi algılamasına neden olmaktadır. Ayrıca ivmeölçerlerin yüksek kalitede olması önemlidir. INS sistemlerinin çok maliyetli olması karşısında düşük maliyette bir çözüm GPS/INS entegrasyonuyla oluşturabilmektedir. Bu iki sistemin entegrasyonu, INS üzerindeki hataların azaltılmasına ve düşük maliyetli IMU sistemlerinin kullanılmasını sağlamaktadır. Böylece düşük maliyetli ve hassas INS sistemleri, yüksek maliyette gerçekleştirilmiş olan birçok uygulama (uzaktan kontrollü araçlar, otonom araçlar, askeri uygulamalar vb.) için geliştirilebilmektedir [1].
İnersiyal navigasyon ilgili nesnenin/aracın başlangıç konumunun, hızının ve yönelim/dönüklük verilerinin bilinmesine ve yönelim değişimlerinin yanında ivmelenmenin de ölçülmesine dayanmaktadır. Bir inersiyal navigasyon sistemi (INS), inersiyal ölçü donanmılarından (IMU) ya da inersiyal referans birimlerinden (IRU) ve yerçekim ivmesini hesaplamak için navigasyon belirleyicilerden oluşmaktadır. IMU sistemleri dış yönelimlerin dönüklük parametrelerini belirleyen jiroskoplardan ve algılayıcı hızı ve konumunu belirleyen ivmeölçerlerden oluşmaktadır. İnersiyal navigasyonda, INS sistemine sahip olan bir aracın konum, hız, dönüklük, dönüklük değişimlerinin kestirimini sürdüren gyroskoplar ve ivmeölçerler kullanılmaktadır. Jiroskoplar ve ivmeölçerler için birçok tasarım mevcuttur. Fakat tümü inersiyal navigasyon için kullanılmamaktadır. İvmeölçerler yerçekimi ölçümlerinde ya da hesaplamalarında, sismik sinyallerin algılanmasında vb. gibi bazı uygulamalarda kullanılmaktadır [2].

İnersiyal navigasyon sistemleri başlıca iki gruba ayrılabilir;

- Gimballed (platform) sistemler
- Strap-down sistemler

Gimballed sistemlerde üçlü ivmeölçer, 3 adet gyrodan iç kısımdaki gimbala rijit olarak monte edilmiştir (Şekil.1(a)). İç kısımdaki gimbal araç dönüklüklerine karşı izole edilmiştir ve sistemin hareketi boyunca istenilen yönelimlerde araç hareketleri sabitlenmektedir. Stabil platform üzerinde bulunan jiroskoplar platformun herhangi bir dönüklük anını algılamak için kullanılır. Elde edilen veriler platformun dengede kalabilmesini sağlamak amacıyla servo geri besleme lopları ile gimbal milleri dönme momentleri erişim düzeneğinde gimbalların kontrolu için kullanılır[2].
Strap-down inersiyal navigasyon sistemleri dik ivmeölçerler kullanırlar ve gyro üçlüleri hareketli aracın eksenleriyle ilişkilendirilir(Şekil.1(b)). Sistemin açısal hareketi algılayıcılar kullanılarak sürekli ölçülmektedir [2].



Şekil 1. İnersiyal Ölçüm Donanımları [3].

Gimballed INS

INS sistemlerin ilk geliştirilen türüdür. İvmeölçerler, navigasyon koordinat sistemi bazlı gimballed platformu üzerine monte edilmiştir. Sistem elemanları, INS sisteminin monte edildiği araç üzerindeki sabit platformun durum değişikliklerini belirleyen iç ve dıştaki gimballar üzerine yerleştirilmiştir. Bu tür sistem yapısı bazı olumsuz yönlere sahiptir [1];

- Bağlantı noktaları sürtünmesizdir.
- Platform sistemini, gömülü bir sistemde her zaman iyi sonuç vermeyen navigasyon sistemiyle uyumlu hale getirmek için güç harcamaktadır.
- Sistem kalibrasyonu zor ve otonom araçlar üzerinde uzman personel tarafından düzenli bakım gerekmektedir.

Strap-down INS

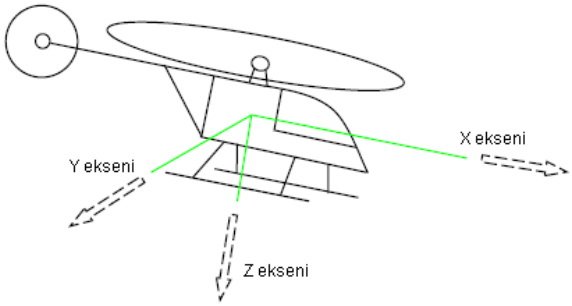
Bu tür INS sistemi gimballed INS sistemlerine göre daha basit bir donanıma sahiptir. İvmeölçerler ve gyrolar sistem gövdesi ekseni üzerine monte edilmiştir ve mekanik olarak hareketli değildir. Bunun yerine, IMU ve araç yönelim verilerini ölçen ve ölçümleri sistem gövde ekseninden navigasyon eksenine dönüştüren bir yazılım kullanılır. Bu yöntem gimballed sistemlerde karşılaşılan sorunları ortadan kaldırır ve büyük ölçüde sistem boyutunu, maliyetini, güç tüketimini ve sistem kompleksliğini azaltmaktadır [1].

Koordinat Sistemleri

INS, Newtonun hareket kanunlarına dayalı olarak çalışmaktadır. IMU üzerine uygulanan herhangi bir kuvvet, belirli bir referans koordinat sisteminde gösterilen, ivmelenme ve dönüklüklere neden olmaktadır. Oluşan ivmelenme ve dönüklük verileri işlenerek aracın navigasyonu için uyarlanmış koordinat sisteminde araca ait konum ve hız bilgilerinin elde edilmesi sağlanmaktadır. İnersiyal verilerin amaca uygun işlenmesini mümkün kılmak için birçok koordinat sistemi ve bu koordinat sistemleri arasında dönüşümler gerekmektedir [4].
Navigasyon uygulamalarında en az iki koordinat sistemine ihtiyaç duyulmaktadır. Bir tanesi obje/inersiyal (araç) verilerin gösterimi için, bir diğeri harita üzerinde navigasyon verilerinin gösterimi için gerekmektedir [6].

Araç Koordinat Sistemi (Body Frame)

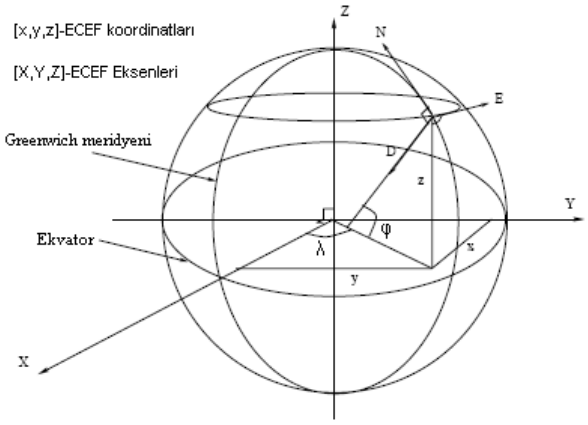
İnersiyal algılayıcılar için en temel koordinat sistemidir. Bu koordinat sistemin eksenleri araç koordinat sistemi eksenleriyle aynıdır. x ekseni ileri yönü, y ekseni sağ yönü ve z ekseni de x ve y eksenine dik olarak aşağı yönü göstermektedir. Sistemin orijini ağırlık merkezindedir. Aracın hız vektörleri bu koordinat sisteminde $[u,\vartheta,\omega]$ ile ifade edilmektedir [6].



Şekil 2. Araç Koordinat Sistemi (Body Frame) [5].

Yeryüzü Koordinat Sistemi (Earth Surface North-East-Down (NED) Frame)

Bu koordinat sisteminde, "N" vektörü kuzeyi, "E" vektörü doğuyu ve "D" vektörü yerel yerçekimi vektörü boyunca aşağı yönü göstermektedir. "N" ve "D" vektörleri dünya yüzeyine teğet olan bir düzlem üzerinde konumlanmaktadır. "D" vektörü bu düzlemin orijin noktasından geçmektedir. Bu sistem daha çok orijine yakın mesafelerdeki uygulama alanlarında kullanılmaktadır [6].



Şekil 3. Yeryüzü Koordinat Sistemi (Earth Surface North-East-Down (NED) Frame) [6].

WGS-84 Koordinat Sistemi (World Geodetic System 1984)

WGS-84 koordinat sistemi daha çok küresel haritalamada kullanılmaktadır. İki açı ve yükseklik verileri içermektedir. Uzun mesafeli navigasyon uygulamalarında tercih edilmektedir. Yükseklik sıfıra eşitlendiğinde dünya deniz seviyesi belirlenebilmektedir. Boylam (λ); Başlangıç meridyeninde (Greenwich) boylam sıfıra eşittir (λ=0). Boylamlar başlangıç meridyeninden 0º'den başlayarak doğu yönünde 360º'ye tamamlanmaktadırlar. Boylam değerinden, başlangıç meridyenine göre ne kadar doğuda ya da batıda olduğumuz bilgisine ulaşılmaktadır. Enlem (φ); Ekvatorda enlem değeri sıfıra eşittir (φ=0). Enlemler ekvatordan 0º'den başlayarak kuzey kutbunda 90'a (φ=90º) ve güney kutbunda 90 (φ= -90º) olmak üzere toplam 180º' ye ulaşmaktadır. Enlem değerlerinden, ekvatordan kutuplar yönünde ne kadar uzaklaştığımız bilgisi edinilmektedir. Yükseklik (h); Bir noktanın deniz seviyesinden olan yükseklik değeridir [6].

Yeryüzü Merkezli İnersiyal Koordinat Sistemi (ECI)

İnersiyal referans sistemleridir. İnersiyal koordinat sistemi, yeryüzü dönüşünden bağımsız olarak, uzak mesafeli olan yıldızlara sabitlenen ve bu yönleri gösteren bazı eksenlerden oluşmaktadır. Orijin; Yeryüzü ağırlık merkezidir. X-ekseni; Vernal Equinox adlı uzun mesafedeki bir yıldız yönünü göstermektedir. X vektörü ekvator düzlemi boyunca konumlanmaktadır. Y-ekseni; X vektörüyle birlikte ekvatoral düzlemde konumlanmaktadır. Y

ekseni, X ve Z eksenleriyle birlikte sağ el kurallı dik koordinat sistemini oluşturmaktadır. Z-ekseni; Z ekseni yeryüzü dönüklük vektörüne paralel konumlanmaktadır [6].

Yeryüzü Merkezli Yeryüzüne Bağlı Koordinat Sistemi (ECEF)

Yeryüzü dönüşüne bağlı olarak ve yeryüzü merkezine sabitlenen bir koordinat sistemidir. ECEF koordinat sistemi GPS sisteminde kullanılmakta ve WGS-84 olarak adlandırılmaktadır. GPS ölçümlerinde bu koordinat sistemi kullanılmaktadır. Ayrıca, bu sistem, kartezyen koordinatlardan ($[x,y,z]_{ECEF}$) dolayı, yeryüzü Kartezyen koordinat sistemi olarak ta adlandırılmaktadır. Orijin olarak, yeryüzü ağırlık merkezi kabul edilmektedir. X-ekseni, Greenwich meridyeni ve ekvator kesişimi yönündedir. Y-ekseni, sağ el kuralı ile tanımlanan ECEF dik koordinat sistemini tamamlamaktadır. Z-ekseni, Z_{ECI} ekseni ile aynı şekilde konumlanmaktadır [6].

İNERSİYAL ÖLÇÜ DONANIMLARI (IMU)

IMU kullanılarak elde edilen, aracın ivme $[a_x,a_y,a_z]$ ve dönüklük değerleri [p,q,r] gibi, veriler IMU sistemleri tarafından işlenerek araca ait konum, hız ve yönelme verilerinin elde edilmesini sağlamaktadır. Araç gövde eksenindeki ivmelenme navigasyon eksen sistemine dönüştürülür ve yer çekimi vektörü etkisi kaldırılır. Sonuçta oluşturulan ivme vektörü zamana bağlı olarak integrali alınarak aracın hızı elde edilir. Diğer bir yöntem, gövde eksen sisteminde, yerçekimi etkisi kaldırılarak araç ivme vektörünün integrali alınır [6].

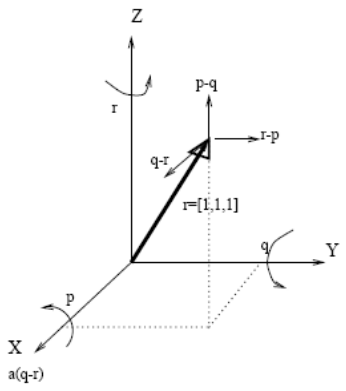
$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ \omega \end{bmatrix} = \int \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} dt \qquad (1)$$

Hız vektörünün $[u, v, w]$, zamana göre integrali alındığında araç konum bilgilerine ulaşılır [6].

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \int C_{bn}(\varphi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} u \\ v \\ \omega \end{bmatrix} dt \qquad (2)$$

Dönüklük Açıları

Yeryüzünde konumlandırılmış navigasyon sistemi (düzlemi), bir hava aracına ait ivmelenme değerlerini ve dönüklük oranlarını ölçebilir. Hava koordinat düzleminde, inersiyal algılayıcılar hava aracı koordinat düzlemine rigid olarak monte edilmektedir. Araç koordinat düzlemine monte edilen ve sahip olduğu her bir donanımın hareketsiz olduğu bu algıcılara strapdown inersiyal algılayıcılar adı verilmektedir. Hava navigasyon uygulamalarında IMU (Inertial Measurement Unit) sistemleri, hava aracına ait ivme değerlerini $[a_x, a_y,a_z]$ ve dönüklük oranlarını [p,q,r] belirlemektedir. Elde edilen bu vektör verileri navigasyon koordinat sistemine dönüştürülmesi/indirgenmesi gerekmektedir. Bu dönüşümde kullanılan matris C_bn ile ifade edilmektedir. "bn" araç koordinat düzleminden navigasyon koordinat düzlemine geçişte vektör dönüklüklerini ifade etmektedir. Dönüklükler 3 açıyla gerçekleşmektedir ve bu açılar eulerangles ([φ,θ,ψ] [roll, pitch, yaw]) olarak adlandırılmaktadır. Bu dönüklükler araç koordinat düzlemine göre gerçekleşmektedir [6].
Araç ekseni üzerinde IMU tarafından ölçülen eksen dönüklükleri $[p,q,r]^T$ ile ifade edilmektedir. $[1,1,1]^T$ vektörünün $[p,q,r]^T$ ile çarpım sonucu elde edilecek sonuç vektör, $[q-r,r-p,p-q]^T$ şeklinde olacaktır. $[1,1,1]^T$ vektörü, $[1,0,0]^T$,$[0,1,0]^T$ ve $[0,0,1]^T$ vektörlerinin lineer kombinasyonu sonucu oluşan bir vektördür. Şekil 4'te $[1,1,1]^T$ vektörü, X, Y, ve Z eksenlerine ait dönüklük değerleri $[p,q,r]^T$ ve değişim vektörleri gösterilmektedir [6].



Şekil 4. $[p,q,r]^T$ ile çarpım sonucu elde edilen eksen vektörleri

Bu vektörler $I^{(3\times3)}$birim matrisi şeklinde düzenlenebilir ve dönüklük matrisiyle çarpımı sonucu;

$$PQR(p,q,r) = I^{3\times3} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \tag{3}$$

eşitliği şeklinde ifade edilebilmektedir. Değişim vektörleri diferansiyel eşitlikler ile ifade edilirse;

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -p \\ 0 & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = exp\left(\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -p \\ 0 & p & 0 \end{bmatrix} t \right) + constant \tag{5}$$

Çözümde zaman aralığı olarak Δt alındığında, φ=Δtp elde edilir ve böylece;

$$exp\left(\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\varphi \\ 0 & \varphi & 0 \end{bmatrix} \right) = I^{3\times3} + \sum_{k=1}^{\infty} \frac{1}{k!} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\varphi \\ 0 & \varphi & 0 \end{bmatrix}^k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \tag{6}$$

eşitliği elde edilir. Bu eşitlik, q ve r eksen dönüklükleri için de aynı şekilde oluşturulabilir.

Dönüklük Hesaplama Algoritmaları

Belirli bir koordinat sistemine, göre araca ait yönelim değerlerinin hesaplanması için birçok yöntem bulunmaktadır. Bu yöntemler arasında en çok kullanılanları Euler's angles ve rotation quaternion yöntemleridir. Euler's angles yöntemi, aracın yönelimlerini sürekli olarak izlemek için kullanılan ilk yöntemdir. Bu yöntem, doğrusal olmayan diferansiyel denklemlerin integrasyonuna dayanmaktadır. Fakat, bu yöntem birçok trigonometrik uygulamalar gerektirmektedir. Özellikle pitch açısının ±90º olması gibi trigonometrik durumlar Euler's angles hesaplamalarını etkilemektedir [4].

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\varphi).\tan(\theta) & \cos(\varphi).\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi).\cos^{-1}(\theta) & \cos(\varphi).\cos^{-1}(\theta) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{7}$$

Quaternion yöntemi, matematiksel amaçlı olarak W.R. Hamilton tarafından geliştirilen, daha etkili ve daha uygun olan yüksek derecede karmaşık sayılar yöntemidir. Gerçek ve karmaşık değerlerin kombinasyonundan oluşmaktadır. Quaternion denklemler gerçek (skaler) ve vektör (imaginary) olmak üzere iki kısımdan oluşmaktadır. Birim vektörler karmaşık sayılar olan i,j,k dır [4].

$$\vec{q} = \underbrace{q_0}_{skaler\ kısım} + \underbrace{q_1.\vec{i} + q_2.\vec{j} + q_3.\vec{k}}_{vektör\ kısım} \tag{8}$$

Quaternion yöntemi ayrıca üç boyutlu uzayda vektör dönüklüklerinin belirtilmesi içinde kullanılmaktadır. Sabit bir D ekseninde θ dönüklük açısı olmak üzere quaternion q denklemi [4];

$$q = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \vec{u}\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \tag{9}$$

şeklinde tanımlanmaktadır. u dönüklük ekseninin (D) birim vektörünü ifade etmektedir. Klasik quaternion diferansiyel denklemi, quaternion tabanlı yönelim belirleme algoritmasının giriş kısmı olarak kullanılmaktadır. Aynı zamanda, araç koordinat sisteminden navigasyon koordinat sistemine, gerçek zamanlı, dönüklük quaternion hesaplamalarının yapılmasını sağlamaktadır [4].

$$\dot{q} = \frac{1}{2} q_0 \omega_{m/n}^{(m)} \tag{10}$$

Araç koordinat sisteminden navigasyon koordinat sistemine dönüşüm için oluşturulacak dönüklük matrisi, quaternion bileşenlerinin ve ayrıca Euler's angles yönteminin de bir fonksiyonu olarak ifade edilmektedir. Araç koordinat sisteminden navigasyon koordinat sistemine dönüklük matrisi R_{m2n} olarak ifade edilirse, dönüklük matrisi;

$$R_{m2n} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\varphi\sin\theta\cos\psi - \cos\varphi\sin\psi & \cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\varphi\sin\theta\sin\psi + \cos\varphi\cos\psi & \cos\varphi\sin\theta\sin\psi - \sin\varphi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\varphi\cos\theta & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \tag{11}$$

$$R_{m2n} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_1^2 & 2(q_3q_2 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix} \tag{12}$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Dönüklük matrisine bağlı olarak dönüklük açılarının Quaternion bileşenlerinin fonksiyonu olarak aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır [4].

$$\theta = arcsin(-2(q_1q_3 + q_0q_2)) \tag{13}$$

$$\varphi = arctan\left(\frac{2(q_3q_2 - q_0q_1)}{-1 + 2(q_0^2 + q_1^2)}\right) \tag{14}$$

$$\psi = arctan\left(\frac{2(q_1q_2 - q_0q_3)}{-1 + 2(q_0^2 + q_3^2)}\right) \tag{15}$$

KALMAN FİLTRESİ

Kalman filtreleme tekniği kullanılarak Gaussian beyaz gürültü tarafından bozulan lineer sistemlerin anlık durumları kestirilmektedir. Aynı zamanda doğrudan ve dolaylı olarak yapılan ölçümlerle ortalama çıkarım bilgileri sağlamaktadır. Kalman filtreleme yönteminde gerekli olan durum çıkarımını yapmak yerine ortak gürültüleri içeren dolaylı ölçümler kullanılarak gerekli durum kestirimi gerçekleştirilmektedir. Örneğin; GPS/INS entegre sisteminde Kalman filtreleme yöntemiyle, GPS ölçümleri ve INS durum modelleri kullanılarak, konum, hız ve dönüklük gibi INS verilerindeki hataların belirlenmesi sağlanmaktadır. Kalman filtreleme GPS ve INS sistemleri için standart entegre yöntemi olarak kullanılmaktadır. Kalman filtreleme yönteminin birçok kısıtlayıcı etkisinden dolayı GPS/INS entegre algoritmaları tabanlı alternatif filtreleme yöntemleri araştırılmaktadır **[10]**.

GPS/INS Entegrasyonu

INS konum hesaplaması için sürekli olarak üç yönlü açısal hızlanmayı, ivmelenmeyi ve dönüklükleri ölçen müstakil navigasyon algılayıcıdır. Navigasyon uygulamalarında bağımsız bir INS kullanımın en önemli avantajı, araca ait hız ve konum bilgilerinin dinamik olarak sağlanması ve ivmelenme, açısal dönüklük ve yönelim

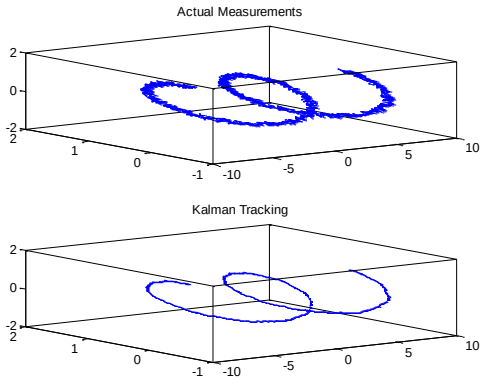
verilerinin yüksek hızla güncellenerek kısa zamanlı yüksek performans elde edilmesidir. İvmeölçer hata kaynaklı olarak konum hatalarının zamana bağlı olarak çoğalması, yatay platformun doğrultulama hatası gibi dönüklük hatalarından kaynaklanan jiroskop hataları gibi INS kullanımının bir takım dezavantajları bulunmaktadır. Her iki hata zamana bağlı bir fonksiyon olarak oluştuğundan dolayı INS dış destek olmaksızın sadece sınırlı zamanlarda doğru sonuçlar vermektedir. Entegre edilen navigasyon sistemleri, bağımsız olarak çalışan GPS ya da INS donanımlarına kıyasla daha iyi performans sağlamaktadırlar. Örneğin; GPS den elde edilen konum ve hız verileri, uzun vadede konum doğruluğunun geliştirilmesi amacıyla, INS verilerini güncelleme adına mükemmel bir dış destekleyici olarak kullanılmaktadır. Buna karşılık, GPS sinyallerinin kesilmesi süresince INS konum ve hız verilerini hassas bir şekilde sağlamaktadır **[10]**.

Kalman Filtresi Kullanılarak Sanal Veriler Üzerinde Gerçekleştirilen Uygulama

t zamana adımlarında spinal hareketler yapan bir işarete ait ölçüler aşağıda verilen parametrelerle türetilmiş olsun;

```
t=(-pi:0.01:pi)';
x=(-2*pi:0.1:2*pi)';
y=sin(x);
z=cos(x);
Measurements=[x y z];
MeasurementWithNoise= Measurements +rand(size(a,1),3)/5;
```

MeasurementWithNoise değişkeni tarafından içerilen ölçme verilerine Kalman Filtresini uygulamak için aşağıda verilen Kalman Filtresi kodu kulanılmıştır. Tanımlanan sisteme ait ölçmeler ve Kalman Filtresine ait sonuçlar (100Hz. ölçme frekansı için) Şekil-1'de gösterilmektedir.

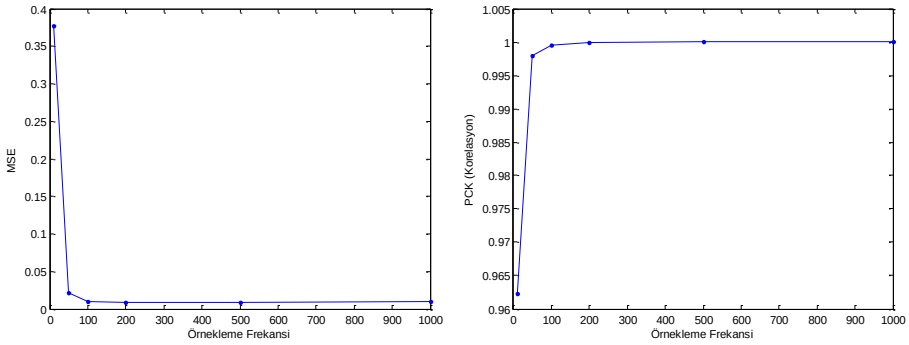


Şekil 5. Örnek veri üzerinde Kalman Filtresi Uygulaması: Sinyal üzerinde gürültü süzme etkisi açıkça görülmektedir.

Ölçme Frekansı	MSE	Pearson Korelasyon Katsayısı
10	0.3773	0.9623
50	0.0211	0.9979
100	0.0098	0.9995
200	0.0085	0.9999
500	0.0091	1.0000
1000	0.0095	1.0000

Tablo 1: Kalman Filtresi ve Orijinal-Gürültüsüz ölçme verileri arasında hesaplanan MSE hata ölçütü değerleri.

Tablo 1 verilerinin daha kolay yorumlanması için Şekil 6 (a,b) incelenebilir. Şekil 6 (a,b)'de görüldüğü gibi matematik model aynı kalmak koşuluyla ölçme frekansı artacak olursa dış-doğruluk ve lineer-benzerlik kalite ölçütleri Kalman Filtresi açısından oldukça hızlı etkilenmektedir.



(a) **(b)**

Şekil 6. Kalman Filtresinin Ölçme frekansına olan bağımlılığının incelenmesi; Ölçme frekansı arttıkça : (a) gerçek değerlere olan yakınsama iç-doğruluğu artmaktadır, (b) gerçek değerlere olan lineer benzerlik yükselmektedir.

SONUÇ

Kalman Filtresinin başarımının ölçme donanımlarının kalitesi ve çalışma frekansı ile yakından ilgili olduğu görülmüştür. Kullanımı öngörülen GPS donanımının teknik çalışma aralığı Yükseklik verisini –küçük ölçekli forogrametri uygulamaları açısından- yüksek iç ve dış-doğrulukla elde etmek için yetersizdir. Yüksek örnekleme ihtiyacının karşılanmasında GPS donanımının özellikleri yanında haberleşme protokolünden kaynaklanan Donanım-Gecikmesi olarak adlandırılan teknik problemlerde etkendir. Bu durum özellikle Gerçek Uçuş koşullarında eş-zamanlı veri işlemeyi ve yer-operatörünün navigasyon yolunu izleme başarısını açıkça etkilemektedir.

KAYNAKLAR

[1] KEVIN J. WALCHKO, “Low Cost Inertial Navigation: Learning to Integrate Noise and Find Your Way” A Thesis Presented to The Graduate School of The University Of Florida in Partial Fulfillment of The Requirements For The Degree of Master of Science (2002).

[2] KOCAMAN S., “GPS and INS Integration with Kalman Filtering for Direct Georeferencing of Airborne Imagery” Geodetic Seminar Report, ETH Hönggerberg, Zürich Institute of Geodesy and Photogrammetry (2003).

[3] MOHINDER S. GREWAL, LAWRENCE R. WEILL, ANGUS P. ANDREWS (2001), Global Positioning System, Inertial Navigation and Integration, John Wiley and Sons, Inc., Newyork.

[4] DAMIEN KUBRAK, “Hybridisation of a GPS Receiver with Low-Cost Sensors for Personal Positioning in Urban Environment”, Thèse présentée pour obtenir le grade de Docteur de l’École Nationale Supérieure des Télécommunications Spécialité : Électronique et Communications (2007).

[5] Chun-Ming Tsai, “Navigation System for a Helicopter UAV”, Bachelor of Applied Science in The School of Engineering Science Simon Fraser University (2004).

[6] Sven Rönnbäck, “Development of a INS/GPS Navigation Loop”, Master’s Thesis, Luleâ University of Technology Department of Computer Science and Electrical Engineering (2000).

[7] Lana, A., “Kalman Filtresi ve Olasılıksal Veri İlişkilendirme Yöntemlerini Kullanan Çoklu Hedef İzleme Algoritmaları”, Y. Lisans Tezi, İTÜ Fen Bil. Enst., (2001).

[8] İnce, C. D., "Dinamik Sistemlerin GPS ve Kalman Filtresi ile Anlık Olarak İzlenmesi", Doktora Tezi, İTÜ Fen Bil. Enst.,(1999).

[9] Saurabh Godha, "Performance Evaluation of Low Cost MEMS-Based IMU Integrated With GPS for Land Vehicle Navigation Application", A Thesis Submitted to The Faculty of Graduate Studies in Partial Fulfilment of The Requirements for The Degree of (Master of Science)", Calgary, Alberta (2006).

[10] Kai-Wei Chiang, "INS/GPS Integration Using Neural Networks for Land Vehicular Navigation Applications", A Dissertation Submitted to the Faculty of Graduate Studies in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy, Calgary, Alberta, Canada, (2004).

[11] MOHINDER S. GREWAL, ANGUS P. ANDREWS (2001), Kalman Filltering: Theory and Practice Using MATLAB, Second Edition, John Wiley and Sons, Inc., Newyork, USA.