Ataletsel Seyrüsefer Sistemleri

Volkan NALBANTOĞLU, Burak SEYMEN
ASELSAN A.Ş, Mikroelektronik, Güdüm ve Elektro-Optik Grubu

ÖZET

Bu bildiride ataletsel seyrüsefer sistemlerinin işleyiş prensipleri anlatılmıştır. Dış kaynaklardan bağımsız olarak ölçüm yapma yeteneğine sahip ataletsel sensörler olan ivmeölçer ve dönüölçer verilerini kullanarak konum hız ve yönelim hesaplama yöntemleri açıklanmıştır. Ataletsel sensör ve ilk değer hatalarından kaynaklanan ve zamanla artan seyrüsefer çözüm hatalarını analiz etmeye yönelik olarak kullanılan doğrusal hata modellerinin çıkarımı yapılmış ve örnekler verilmiştir.

Anahtar Kelimeler: *Ataletsel seyrüsefer, ataletsel sensörler, doğrusal hata modeli*

ABSTRACT

In this paper operational principles of inertial navigation systems are introduced. The navigation equations relating the gyroscope and accelerometer measurements to position velocity and attitude variables are explained. The derivation of the linear error model, which is used in analyzing the effects of inertial sensor and initial condition errors on the navigation solutions is performed and examples are given.

Keywords: *Inertial navigation, inertial sensörs, linear error model*

GİRİŞ

Seyrüsefer, belirli bir referansa göre konum, hız ve yönelim bulma işlemidir. Seyrüseferde kullanılan en eski yöntemlerden biri, belirli gök cisimlerini gözlemleyerek yerküre üzerinde konum ve yönelim bulunmasıdır. İlk çağlarda denizciler, temel yönler olarak doğu ve batıyı; güneşin doğduğu ve battığı, güneyi ise kuzey yarım kürede, güneşin gökyüzünde en tepe noktada bulunduğu andaki yönler olarak belirlemişlerdir. Günümüzde kullanılan Asya (Asia) ve Avrupa (Europa) isimleri, Fenikelilerin gündoğumu ve günbatımına verdikleri Asu ve Ereb kelimelerinden gelmektedir.

Dünya üzerinde bir noktanın enleminin (kuzey - güney konumu) , çok eski zamanlardan beri, güneşin ya da belirli yıldızların ufuk hattıyla yaptığı açı ölçülerek hesaplanabilmesine rağmen, boylamının (doğu-batı konumu) hesaplanması 18. yüzyılda çok hassas saatlerin yapılmasıyla mümkün olmuştur. Başlangıç meridyeni olarak kabul edilen Greenwich meridyeni üzerindeki bir noktada güneş en tepe noktasındayken başlatılan bir saat, başka bir noktada, yine güneş en tepe noktasındayken, örneğin, üç saat geçtiğini gösteriyorsa, bu noktanın 45 derece batı boylamı üzerinde olduğu hesaplanır. Çünkü dünya, saatte 15 derecelik sabit bir hızla batıdan doğuya doğru dönmektedir [1,2].

18. yüzyılda boylam hesabının 0.5 derece doğrulukla yapılması isteniyordu. Bu, dünyanın iki dakika içinde gerçekleştireceği dönüş miktarıdır. İki aylık bir deniz yolculuğunda, 0.5 derece doğrulukla boylam bulabilmek için günde en fazla iki saniye hata yapan bir saate ihtiyaç vardır. İngiltere'de yaşayan, bir marangoz ve saat yapımcısı olan John Harrison, 1759 yılında gemilerde çalışabilen, hassas bir saat yapmayı başarmış ve boylam hesaplama problemi böylece çözülmüştür. Harrison'un yaptığı H4 saati, İngiltere'den Jamaika'ya yapılan altı haftalık bir yolculukta yalnız 5 saniye hata yapmıştır [1].

Boylam hesaplayabilme ihtiyacı sonucu geliştirilen hassas zaman senkronizasyonu yeteneği, çağımızın çok önemli bir seyrüsefer aracı olan Küresel Seyrüsefer Uydu Sisteminin (Global Navigation Satellite System (GNSS)) de temelini oluşturmuştur. Günümüzde ABD'nin geliştirdiği GPS, Rusyanın geliştirdiği GLONASS ve Avrupa ülkeleri tarafından ortak olarak geliştirilmekte olan GALILEO olmak üzere; üç adet Küresel Seyrüsefer Uydu Sistemi vardır.

Dünya üzerinde bulunulan konumun yanı sıra seyir hızının

da bilinmesine ihtiyaç duyulmasıyla, bugün denizcilikte "parakete hesabı" olarak bilinen hız ölçme yöntemi geliştirilmiştir. Bu yöntemde; uzun bir halata bağlı tahtadan yapılmış bir şamandıra, seyir sırasında suya atılır. Halat üzerinde eşit aralıklarla düğümler vardır. Bir kum saati ya da cep saati yardımıyla, belirli bir zaman aralığında açılan düğümler sayılarak hız hesaplanır [1]. Havacılık ve denizcilikte bir hız birimi olarak kullanılan "knot" (düğüm), adını bu yöntemden almıştır.

Pusulanın icadıyla her tür hava koşulunda yönelim bulunabilir hale gelmiştir. Pusuladan elde edilen yönelim, parakete hesabından elde edilen hız ile birlikte kullanılarak, hangi yönde ne kadar yol alındığını hesaplamak mümkün olmuştur. Bu alınan yolu, bilinen ilk konuma eklemek suretiyle yeni konum bulunmuş ve gök cisimlerine gereksinim duymadan seyrüsefer mümkün hale gelmiştir.

ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMLERİNİN ÇALIŞMA PRENSİBİ

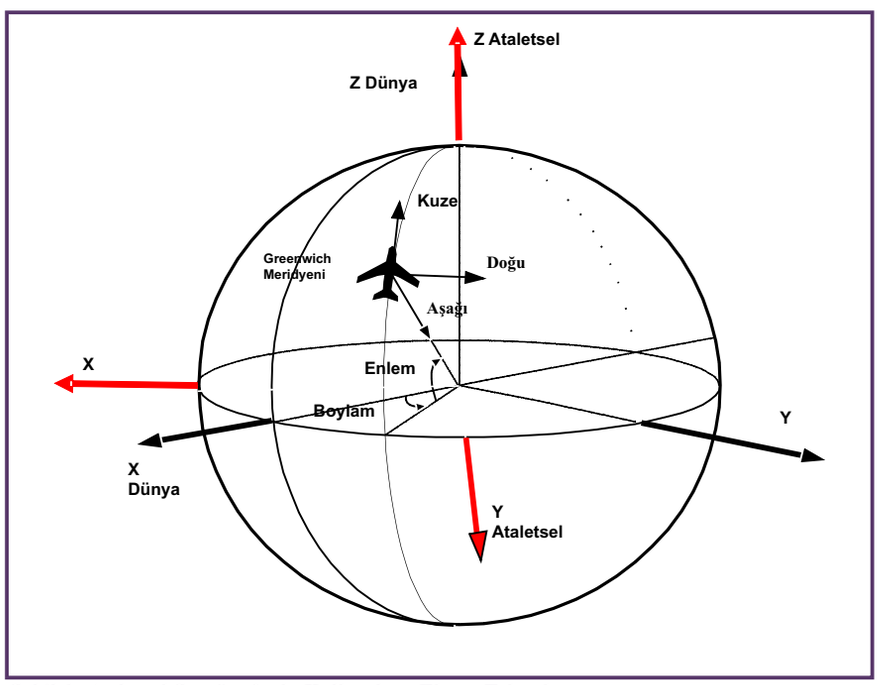
Bu yazının konusu olan ataletsel seyrüsefer sistemleri de temelde bir tür parakete hesabına dayanır. Ancak, seyir halindeki sistemin hızını ve bu hızın yönünü hesaplama yöntemi farklıdır. Bir ataletsel seyrüsefer sisteminde, birbirine dik üç eksene yerleştirilmiş ivmeölçerler (accelerometer) kullanılarak, bu eksenler boyunca sisteme etki eden kuvvetler ölçülür. Yine bu eksenlere yerleştirilmiş üç adet dönüölçer (gyroscope), sistemin her bir eksen etrafındaki dönüş hızını ölçer. Bu ölçümler işlenerek, seyrüsefer bilgilerinin (yerküreye göre konum, hız ve yönelim) nasıl elde edildiğine geçmeden önce; sıklıkla kullanılacak olan dört referans ekseninin tanımlanması faydalı olacaktır [3]. Bu eksen takımları Şekil 1'de gösterilmiştir.

Ataletsel Eksen Takımı: Uzak yıldızlara göre dönmediği ve ivmelenmediği varsayılan eksen takımlarıdır. Seyrüsefer amaçlı çalışmalarda genellikle ataletsel eksen takımının ***z*** ekseni dünya dönüş ekseni yönünde, ***x*** ve ***y*** eksenleri ise ekvator düzleminde seçilir.

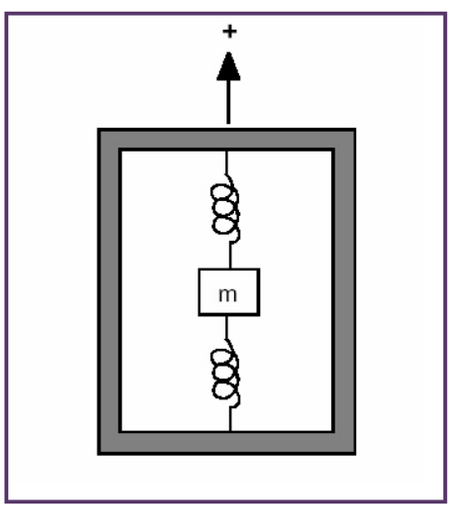
Dünya Eksen Takımı: Merkezi dünyanın merkezi ile çakışık, dünya ile dönen, **z**-ekseni dünya dönüş ekseni yönünde ve **x**-ekseni Greenwich meridyeni ile Ekvator çizgisinin kesişim noktasından geçen bir eksen takımıdır.

Seyrüsefer eksen takımı: Merkezi seyir sistemi üzerinde olan ve eksenleri kuzey, doğu ve aşağı (dünya merkezine doğru) yönlerde seçilen bir eksen takımıdır.

Gövde eksen takımı: Merkezi seyir sistemi üzerinde olan ve eksenleri belirgin araç yönleriyle çakışık olarak seçilen eksen takımıdır. Örneğin merkezi uçak ağırlık merkezinde, **x**-ekseni



Şekil 1. Ataletsel Seyrüseferde Kullanılan Eksen Takımları



Şekil 2. İvmeölçer Çalışma Prensibi

burun, **y**-ekseni sağ kanat doğrultusunda ve **z**-ekseni sağ el kuralına göre seçilebilir.

Bu eksen takımları arasındaki dönüşümü ifade etmenin bir yöntemi, Euler açıları olarak adlandırılan üç açı değeri ile sıralı bir dönüşüm yapmaktır [3,4,5]. Örneğin, Seyrüsefer eksen takımı önce kendi **z** - ekseni etrafında ψ (sapma açısı) kadar döndürülür, sonra yeni oluşan eksen takımı **y** - ekseni etrafında θ (yunuslama açısı) kadar döndürülür ve son olarak bu eksen takımı **x** - ekseni etrafında Φ (yalpa açısı) kadar döndürülerek, gövde eksen takımına ulaşılır.

Bu Euler açılarından oluşturulan dönüşüm matrisi, C_b^n, gövde eksen takımındaki bir vektörü Seyir eksen takımında ifade etmek için kullanılır.

İVMEÖLÇER ÖLÇÜMLERİNDEN KONUM HESAPLAMASI

Ataletsel seyrüsefer sistemlerinde kullanılan ivmeölçerlerin birçok çeşidinin olmasına karşın; tümünün genel işleyiş prensibi Şekil 2'de gösterilen bir yay kütle sistemi ile açıklanabilir [6].

Okla gösterilen ölçüm ekseni yönünde uygulanan ivme, **m** kütlesinin denge konumundan uzaklaşmasına yol açar. Uygulanan ivme ile orantılı olan bu konum değişikliği, bir voltaj değişimi olarak algılanabilir. Dikey yönde yerleştirilen bir ivmeölçer çıktısı, Denklem (1)'de gösterildiği gibi ataletsel ivme ile yerçekim ivmesinin farkını gösterir [7],

$$\vec{f} = \vec{a} - \vec{g} \qquad (1)$$

Burada $\vec{f}$, ivmeölçerin okuduğu kuvveti, $\vec{a}$, ataletsel referans eksenine göre **m** kütlesinin ivmesini ve $\vec{g}$, yerçekim ivmesini temsil etmektedir. Serbest düşüş hareketi sırasında bir ivmeölçer sıfır değeri gösterir ($\vec{f} = 0$) ve bu durumda ataletsel ivme yerçekim ivmesine eşit olur ($\vec{a} - \vec{g}$). İvmeölçerlerin bu işleyiş prensibi, ataletsel seyrüsefer hesaplamalarında her noktada yerçekimi ivmesinin bilinmesini gerektirir. Ataletsel eksen takımında ivmeden konum bulunmak istendiğinde; ölçülen ivme değerinden ataletsel ivmeye oradan da integral almak suretiyle konuma ulaşmak gerekir. Ataletsel eksen takımında yol alınmasını sağlayan ivme Denklem (1)'deki " $\vec{a}$ " ivmesidir. Ataletsel eksen takımında ivme pozisyon kinematik ilişkisi şu şekilde gösterilir:

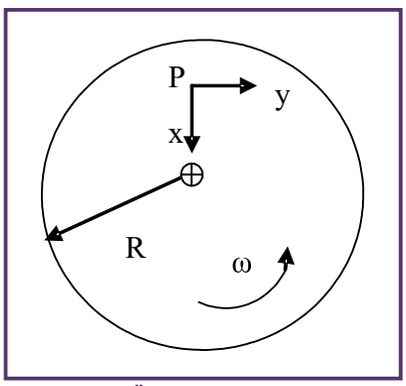
$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = \vec{a} = \vec{f} + \vec{g} \qquad (2)$$

bu durumda hız

$$\vec{v} = \vec{v}(t_0) + \int_{t0}^{t} \vec{a}\,dt = \vec{v}(t_0) + \int_{t0}^{t} (\vec{f} + \vec{g})\,dt$$

ve konum da $\vec{r} = \vec{r}(t_0) + \int_{t0}^{t} \vec{v}\,dt$

şeklinde hesaplanır. Denklem (2)'de görüldüğü gibi, ivmeölçerin $\vec{f}$, ölçümü yerçekim ivmesi $\vec{g}$ ile düzeltilmektedir. Detaylı çalışmalar sonucunda, yerçekimi ivmesinin bulunulan enlem ve yüksekliğe bağlı istenilen hassasiyette matematik modeli çıkarılmıştır [8]. Tüm seyrüsefer sistemleri bu modellerden birini kullanmak zorundadır. Yerküre çevresinde konum, hız ve yönelim hesaplayabilmek için bu bilgilerin seyrüsefer referans ekseninde ifade edilmesi gerekir. Seyrüsefer referans ekseni dünya dönüşü ve seyir sisteminin dünya üzerindeki hareketinden ötürü sabit değildir. Seyrüsefer referans ekseninde, Denklem (2)'nin nasıl bir değişime uğrayacağını anlamak için basit bir örnek yardımcı olabilir.



Şekil 3. Disk Üzerinde Seyrüsefer

Şekil 3'de sabit ω hızıyla dönen yatay konumda bir disk üzerinde **p** noktasına yerleştirilen iki-eksenli bir ivmeölçer, **x** yönünde $f_x = \omega^2 R$ ve **y** yönünde $f_y = 0$ değerlerini gösterir. Oysa, disk üzerindeki **x-y** eksen takımına göre **p** noktası hareketsizdir. Eğer amaç "diske göre" seyrüsefer yapmaksa ivmeölçer değerlerinin doğrudan integralini almak yanlış sonuç verecektir. Bu durumda disk dönüş hızını önceden bilerek, $\omega^2 R$

(merkezkaç ivmesi) değerini hesaplamak ve $\mathbf{f}_x$ değerinden çıkartmak gerekecektir. Benzer şekilde, eğer **p** noktası diske göre sabit bir hızla düz bir çizgi üzerinde merkeze doğru ilerliyorsa **y**-ekseni yönündeki ivmeölçer, $\mathbf{f}_y = \mathbf{2\omega v}$ değerini ölçer. Bu Coriolis ivmesidir ve diske göre hız ve konum bulmak için ivmeölçer değerleri, Coriolis ivme düzeltmesi yapıldıktan sonra integre edilmelidir.

Dünyaya göre olan hareket denklemleri seyrüsefer eksen takımında yazıldığında şu biçimi alır [3,4,5]:

$$\dot{\vec{V}}_e^n = C_b^n \cdot \vec{f}^b - (2 \cdot \vec{\omega}_{ie}^n + \vec{\omega}_{en}^n) \times \vec{V}_e^n + \vec{g}^n - \vec{\omega}_{ie}^n \times (\vec{\omega}_{ie}^n \times \vec{r}_e^n) \quad (3)$$

Bu denklemdeki değişkenlerin açıklamaları şöyledir:

$\vec{V}_e^n$: seyir eksen takımında ifade edilen "dünyaya göre" araç hızı vektörü

C_b^n : gövde ve seyir eksen takımları arasındaki dönüşüm matrisi

$\vec{f}^b$: gövde eksen takımında ifade edilen ve "ataletsel eksen takımına göre" ölçülen ivmeölçer değerleri

$\vec{\omega}_{ie}^n$: atalesel eksen takımına göre dünya dönü vektörünün seyir eksen takımında ifadesi

$\vec{\omega}_{en}^n$: seyir eksen takımının dünya eksen takımına göre olan açısal hız vektörünün seyir eksen takımındaki ifadesi

$\vec{g}^n$: matematik modelinin bilinmesi gereken yerçekimi ivmesinin seyir eksen takımındaki ifadesi

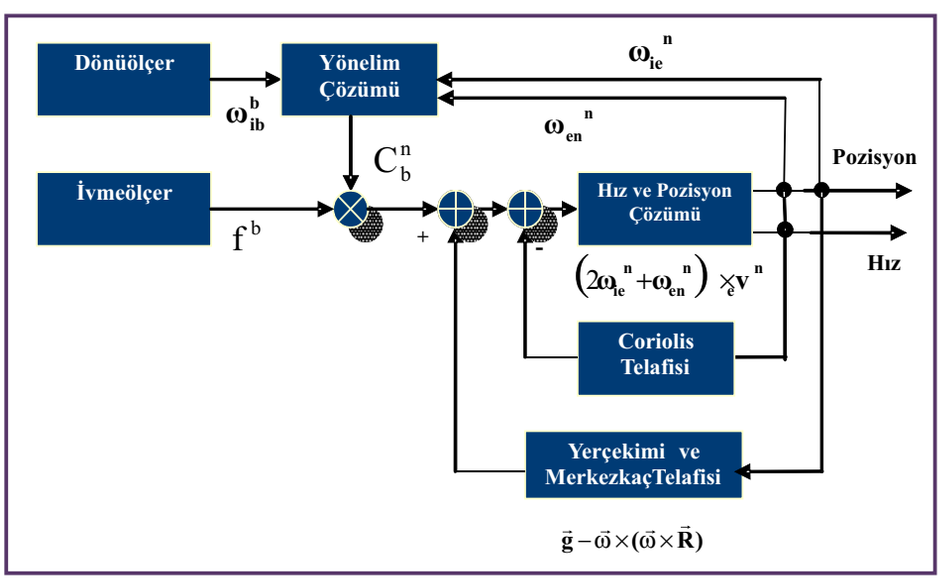
$\vec{r}_e^n$: Dünya eksen takımına göre olan araç konum vektörünün seyir eksen takımındaki ifadesi

Yukarıdaki basit disk örneği ve ivmeölçer ölçüm prensibi göz önüne alındığında, dünyaya göre (seyir eksen-takımında) seyrüsefer çözümü yapabilmek için, ivmeölçerlerin ataletsel eksen takımına göre yaptığı ölçümlere, $\omega \times (\omega \times \mathbf{R})$ merkezkaç ivmesi, $(2\omega_{ie} + \omega_{ne}) \times \mathbf{V}$ Coriolis ivmesi ve **g** yerçekimi ivmesi "telafilerinin" uygulanması gerekmektedir. Bu hız denkleminin yanı sıra araç yönelimini ifade eden C_b^n matrisinin zamanla değişimi

$$\dot{C}_b^n = C_b^n (\Omega_{ib}^b - \Omega_{in}^b) \quad (4)$$

denklemi ile ifade edilir [3,4].

Burada, Ω_{ib}^b gövde eksen takımına bağlı dönüölçerlerin ataletsel eksen takımına göre ölçtükleri **[p q r]** araç açısal hız vektöründen oluşturulan skew-simetrik matristir. Benzer şekilde Ω_{in}^b seyir-eksen takımının ataletsel eksen takımına göre olan ve gövde eksen takımında ifade edilen $\vec{\omega}_{ie}^b + \vec{\omega}_{en}^b$ açısal hız vektörünün skew-simetrik gösterimidir. Bir ataletsel seyrüsefer sistemi bilgisayarında gerçekleştirilmesi gereken hesaplamalar, Şekil 4'de gösterilmiştir.



Şekil 4. Ataletsel Seyrüsefer Hesaplamaları

ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMLERİNDE HATA ANALİZİ

Bir önceki bölümde de görüldüğü gibi, ataletsel seyrüsefer bilgilerini üretebilmek için gerekli değerler; $\vec{\mathbf{f}}^{\,\mathbf{b}}$ vektörünü oluşturan ivmeölçer ölçümleri, $\mathbf{C}_{\mathbf{b}}^{\mathbf{n}}$ matrisini oluşturmakta kullanılan dönüölçer ölçümleri ile Denklem (**3**) ve (**4**)'de verilen seyrüsefer denkleminin çözülebilmesi için gerekli olan başlangıç konum hız ve yönelim değerleridir. İvmeölçer ve dönüölçerler, gökcisimleri ya da GPS ile yapılan seyrüseferin aksine, hiçbir dış kaynağa gereksinim duymadan bağımsız bir şekilde çalışabildiklerinden, çevre koşulları, hava şartları, kasıtlı karıştırma gibi etkenlerden etkilenmezler. Bu avantaj, özellikle askeri sistemler için çok önemlidir. Bu sistemlerin diğer önemli bir avantajı ise yüksek dinamiğe sahip uçak, füze, vb. sistemler için gerekli olan, çok yüksek hızlarda (saniyede 100-2000 gibi) çözüm üretebilmeleridir.

Ancak, ataletsel seyrüsefer sistemlerinin önemli bir dezavantajı, konum, hız ve yönelim çözüm hatalarının zamanla orantılı bir biçimde artmasıdır. Zamanla artan bu hataların nedeni; ivmeölçer ve dönüölçerlerin yaptıkları ölçüm hataları ile hız, konum ve yönelim başlangıç değerlerindeki hatalardır.

Dönüölçer ve ivmeölçer hataları kabaca ikiye ayrılarak incelenebilir. Bunlar, "gürültü" olarak adlandırılan doğru değer etrafındaki hızlı değişimler ve "sabit kayma kararsızlığı" olarak adlandırılan, doğru değerden farktır [9,10]. Sabit kayma kararsızlığı, dönüölçerler için derece/saat, ivmeölçerler için yerçekimi ivmesi **(g)** cinsinden ifade edilir.

Sensör verileri ve başlangıç değerlerindeki hataların seyrüsefer durum değişkenlerini (hız, konum ve yönelim) nasıl etkilediğinin anlaşılması, ataletsel seyrüsefer sistem tasarımı çalışmalarında çok önemlidir. Bu hata analizi, **(3)** ve **(4)** doğrusal olmayan denklemlerinin farklı hatalara sahip sensör ölçümleri ve başlangıç koşulları ile birçok kez, sayısal yöntemler kullanılarak çözülmesi (Monte Carlo simülasyonları) ile yapılabileceği gibi, bu denklemlerin doğrusallaştırılması ve seyrüsefer durum değişkenleri için matematiksel bir modelin elde edilmesi ile de gerçekleştirilebilir [3,4,11]. Bu doğrusallaştırma işlemi için hesaplanan (ve hatalı olan) seyrüsefer durum değişkenlerinin, doğru seyrüsefer durum değişkenlerinden farklarının küçük olduğu varsayılır. Örneğin araç hızı için bu ilişki; $\tilde{\mathbf{V}} = \mathbf{V} + \delta\mathbf{v}$ şeklinde gösterilebilir. Burada $\tilde{\mathbf{V}}$ hesaplanan hızı, $\mathbf{V}$ doğru hızı ve $\delta\mathbf{v}$ de küçük olduğu varsayılan hız hatasını temsil eder.

Yönelim için hata değerleri $[\delta\alpha\ \delta\beta\ \delta\gamma]$ vektörü ile gösterilir. Bu vektörün elemanları olan üç açısal değer, gövde eksen takımından seyrüsefer eksen takımına, $\boldsymbol{\Phi}$, $\boldsymbol{\theta}$ ve $\boldsymbol{\psi}$ Euler açıları ile dönüşüm yapıldıktan sonra kalan açısal hatalarıdır.

Örneğin, bir ataletsel seyrüsefer sisteminin yalnızca yunuslama ($\delta\beta$), sapma ($\delta\gamma$), kuzey hızı (δv_N) ve kuzey konumu (δx_N) hata durum değişkenlerine sahip olduğunu varsayalım. Bu durumda Denklem (3) ve (4)'ün doğrusallaştırılması ile elde edilen diferansiyel denklemler şunlardır [3]:

$$
\begin{aligned}
\delta\dot{\beta} &= (\Omega\cos L + \frac{V_E}{R})\delta\gamma - \frac{\delta V_N}{R} - \delta\Phi_E \\
\delta\dot{\gamma} &= -\delta\Phi_D \\
\delta\dot{V}_N &= g\delta\beta + \delta f_N \\
\delta\dot{x}_N &= \delta V_N
\end{aligned}
\qquad (5)
$$

Burada;

$\delta\Phi_E$, sabit olduğu varsayılan, doğu yönündeki toplam dönüölçer hatası

$\delta\Phi_D$, sabit olduğu varsayılan, aşağı yönündeki toplam dönüölçer hatası

δf_N, sabit olduğu varsayılan, kuzey yönündeki toplam ivmeölçer hatası

$\Omega = 7.29\text{x}10^{-5}$ rad/s, dünya dönüş hızı

V_E, aracın doğu yönündeki hızı

$R = 6378137$m, dünya yarıçapı

L, üzerinde bulunulan enlem değeridir.

Bu diferansiyel denklem takımı, örneğin Laplace dönüşüm yöntemi kullanılarak, kolayca çözülebilir. Bu çözüm sonucunda, yukarıda tanımlanan sabit sensör hataları ile $\delta\beta_0$ (yunuslama), $\delta\gamma_0$ (sapma) ve δV_{N0} (kuzey hızı) başlangıç hataları için δX_N kuzey konum hatasının analitik ifadesi aşağıda verilmiştir.

$$\delta x_N = K_1\delta\beta_0 + K_2\delta\gamma_0 + K_3\delta V_{N_0} + K_4\delta\Phi_E + K_5\Phi_D + K_6\delta f_N \qquad (6)$$

Burada;

$$K_1 = R(1-\cos(\omega_s t))$$

$$K_2 = (\Omega\cos L + \frac{V_E}{R})R(t - \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s})$$

$$K_3 = \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s}$$

$$K_4 = R(t - \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s})$$

$$K_5 = (\Omega\cos L + \frac{V_E}{R})R(\frac{t^2}{2} - \frac{1-\cos(\omega_s t)}{\omega^2{}_s})$$

$$K_6 = \frac{1-\cos(\omega_s t)}{\omega^2{}_s}$$

Bu denklemlerde geçen;

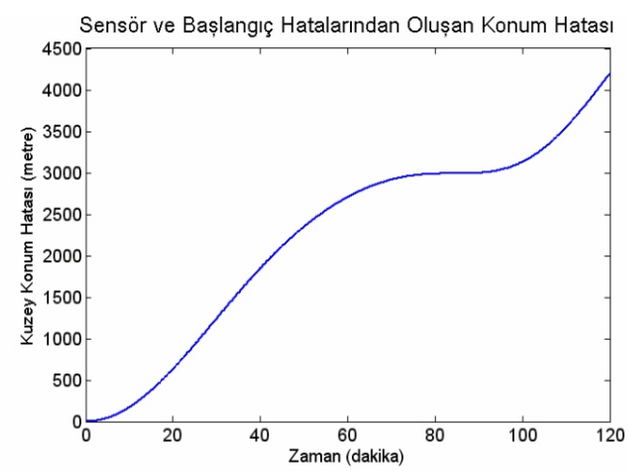
$$\omega_s = \sqrt{\frac{g}{R}} = 0.00124 \quad \text{rad/s,}$$

Schuler frekansı olarak adlandırılır. Schuler frekansı, seyrüsefer eksen takımında, yatayla yapılan başlangıç yönelim hataları ile yatay hız hatalarının bir etkileşimi sonucu ortaya çıkar [5,12,3]. Bunu anlamak için, sensör hatalarının ve sapma açısı hatasının sıfır olduğu varsayımı altında, Denklem takımı (4) yeniden incelenebilir. Bu basitleştirmeler ile elde edilen yeni denklem takımı şu şekilde olur:

$$\delta\dot{\beta} = -\frac{\delta V_N}{R} \quad , \quad \delta\dot{V}_N = g\delta\beta$$

Bu, birinci dereceden iki diferansiyel denklem, ikinci dereceden tek bir denklem olarak yazıldığında, $\delta\ddot{\beta} = -\frac{g}{R}\delta\beta$ denklemi elde edilir. Bu denklem, doğal frekansı $\omega_s = \sqrt{\frac{g}{R}}$ (periyodu $2\pi/\omega s$ = 84.4 dakika) olan bir harmonik osilatörün diferansiyel denklemidir.

Seyrüsefer sistemlerinde hata analizine bir örnek olarak, 40 derece enlem üzerinde, doğu-batı yönünde 200 m/s hızla uçan bir uçağın, 0.005 derece yunuslama, 0.06 derece sapma başlangıç hata değerlerine, saatte 0.003 derece hata yapan dönüölçerlere ve 0.0005m/s^2 (~50 mikro g) hatalı ölçüm yapan ivmeölçerlere sahip olduğunu varsayalım. İki saat boyunca sistemin yapacağı kuzey konum hatası, Denklem (4) kullanılarak hesaplanmış ve Şekil 5'de gösterilmiştir.



Şekil 5: Sensör ve Başlangıç Değeri Hatalarının Kuzey Konum Hatasına Etkisi

BÜTÜNLEŞTİRİLMİŞ SEYRÜSEFER SİSTEMLERİ

Ortalama hata değerleri, yukarıda verilen değerler civarında olan sensörlere sahip ataletsel seyrüsefer sistemleri, günümüzde; "Seyrüsefer Seviyesi" sistemler olarak sınıflandırılmaktadır. Bunlar; 10 derece/saat ve daha büyük dönüölçer ile 10 mg ve daha büyük ivmeölçer sabit kayma kararlılığına sahip ataletsel sensörlerden oluşan "Kontrol Seviyesi" sistemler ve 0.1 - 10 derece/saat arası dönüölçer ve 0.5 - 10 mg arası ivmeölçer sabit kayma kararlılığına sahip sensörlerden oluşan "Taktik Seviye" sistemlere göre çok daha kaliteli ve pahalıdırlar [13,9].

Bu kalitede bir sistemin bile bir saat sonunda 2.5 km civarında bir konum hatası yapması, ataletsel seyrüsefer sistemlerinin VOR, TACAN, LORAN, GPS, Odometre, Barometre, Hava hızı sensörü gibi "dış destek kaynakları" tarafından desteklenmesi gerektiğini gösterir.

Günümüzde ataletsel navigasyon sistemleri ile bu destek sistemleri arasındaki bütünleştirme, genellikle Kalman Filtre olarak adlandırılan bir optimal sinyal işleme tekniği ile gerçekleştirilmektedir [13,12,15].

SONUÇ

Ataletsel seyrüsefer sistemleri herhangi bir dış kaynağa ihtiyaç duymadan çalışabilmeleri, dış etkiler ile karıştırma ya da bozulmalarının mümkün olmaması ve yüksek hızlarda çözüm üreterek hızlı dinamiğe sahip sistemlerde kullanılabilmeleri gibi avantajları nedeni ile, özellikle askeri uygulamalarda, sıklıkla kullanýlan seyrüsefer sistemleridir. Öte yandan, bu sistemlerin temelini teşkil eden ivmeölçer ve dönüölçer ataletsel sensörleri, çok küçük bile olsa, her zaman bir ölçüm hatasına sahiptir. Bu sensör hataları konum, hız ve yönelim hesaplamalarında zamanla sürekli olarak artan hatalara neden olurlar. Seyrüsefer bilgilerini üretebilmek için ilk konum ve yönelim bilgilerine ihtiyaç duymaları ataletsel seyrüsefer sistemlerinin diğer bir dezavantajıdır. Sensör ve ilk koşul hatalarının etkilerinin anlaşılması ve matematiksel olarak ifade edilebilmesi, ataletsel seyrüsefer sistemlerinin hata analizi ve diğer seyrüsefer sistemleri ile bütünleþtirilerek hatalarýn en aza indirilmesi amacını taşıyan tasarım çalışmalarında büyük önem taşımaktadır.

KAYNAKÇA

1. **Sobel, D., Andrewes, W.J.H.,** Boylam, TÜBİTAK Popüler Bilim Kitapları, 2004.
2. **W.J.H. Andrewes,** "Finding Space on Earth", IEEE/EIA International Frequency Control Symposium and Exhibition, 2000.
3. **Titterton, D.H., Weston, J.L.,** Strapdown Inertial Navigation Technology, Peter Pregrinus Ltd., 1997.
4. **Farrell, J.L.,** Integrated Aircraft Navigation, Academic Press, 1976
5. **Meirovitch, L.,** Analytical Dynamics, McGraw-Hill, 1970.
6. **Ogata, K.,** "System Dynamics", Prentice Hall, 1998.
7. **Kelly, A.** "Modern Inertial and Satellite Navigation Systems" CMU-RI-TR-94-15, The Robotics Institute, Carnegie Mellon University, 1994.
8. "Department of Defence World Geodetic System 1984", National Imagery and Mapping Agency, Technical Report, 2000.
9. **King, A.D.,** "Inertial Navigation Forty Years of Evolution", GEC Review, Vol 13, No3, 1998.
10. IEEE Standard for Inertial Sensor Terminology, IEEE Std 528-2001, IEEE, 2001.
11. **Siouris, G.M.,** Aerospace Avionic Systems, Academic Press, 1993.
12. **Collinson, R.P.G.,** Introduction to Avionics, Chapman & Hall, 1996.
13. **Barbour, N., Schmidt, G.,** "Inertial Sensor Technology Trends", IEEE Sensors Journal, Vol. 1, No. 4, 2001.
14. **Gelb, A.,** Applied Optimal Estimation, MIT Press, 1974.
15. **Brown, R.G., Hwang, P.Y.C.,** Introduction to Random Signals and Applied kalman Filtering, John Wiley & Sons, Inc., 1992.

Odamız çalışmalarına
www.mmo.org.tr
adresinden
ulaşabilirsiniz