

단일 안테나 GPS 수신기를 이용한 관성센서의 고장검출 및 분리

Fault Detection and Isolation for Inertial Sensor Using Single Antenna GPS Receiver

김 영 진, 김 유 단*
(Young Jin Kim and Youdan Kim)

Abstract : In this paper, a new fault detection and isolation algorithm for inertial sensor system is proposed. To identify the inertial sensor fault, single antenna GPS receiver is used as an effective redundancy source. To use GPS receiver as redundancy for the inertial sensors, the algorithm to estimate the attitude and acceleration using single antenna GPS receiver is adopted. By using Doppler shift of carrier phase signal and kinetic characteristics of aircraft, attitude information of aircraft can be obtained at the coordinated flight condition. Based on this idea, fault diagnosis algorithm for inertial sensors using single antenna GPS based attitude is proposed. For more effective FDI, decision variables considering the aircraft maneuver are proposed. The effectiveness of the proposed algorithm is verified through the numerical simulations.

Keywords : fault detection and isolation, inertial sensor, single antenna GPS, redundancy management

I. 서론

항공기에 탑재된 센서나 구동기에 항공기의 내·외부적 요인에 의하여 고장이나 파손이 발생한 경우, 이러한 상황을 신속하게 판단하고 대처하여 항공기의 생존성 및 신뢰성을 향상시키는 연구가 최근 다양하게 진행되고 있다. 이 때 고장의 발생 여부를 판단하고 고장이 발생한 부분을 찾아내는 과정이 필요하게 되는데 이를 고장검출 및 분리(Fault Detection and Isolation)라고 한다. 본 논문에서는 항공기 시스템에서 센서 시스템의 고장에 대한 고장검출 및 분리 알고리즘을 연구하였다.

일반적으로 고장의 검출 및 분리는 하드웨어 여분(Hardware redundancy)과 해석적 여분(Analytic redundancy)을 이용한 두 가지 측면의 접근 방법을 통하여 이루어진다. 하드웨어 여분을 이용한 방법은 센서나 구동기의 고장에 대비하여 추가적인 센서나 구동기를 설치하여, 고장이 발생하면 그 부분을 대체하거나 보상할 수 있도록 한다. 해석적 여분 방법은 필터나 관측기를 이용하여 고장이 발생할 가능성이 있는 하드웨어의 고장을 진단하거나 발생한 고장의 영향을 보완하는 방식이다. 하드웨어 여분 방식을 사용하는 시스템은 고장이 발생하여도 그 역할을 대신할 다른 하드웨어가 존재하기 때문에 신뢰성이 향상되는 반면, 하드웨어 중첩에 따른 비용이나 설치공간 및 중량의 증가와 같은 문제가 발생할 수 있다. 해석적 여분 방식의 경우 소프트웨어적으로 신뢰성을 향상시킬 수 있는 장점이 있으나, 어느 한 부분의 하드웨어에 고장이 발생한 경우 이를 완벽하게 대체하기는 힘들다.[1]

본 논문에서는 항공기의 관성센서인 자이로(Gyro)와 가속도계(Accelerometer)의 고장을 검출하고 분리하기 위하여 추가적인 다중 센서를 설치하지 않고, 이미 탑재되어 있는 GPS 수신기를 이용하여 고장을 검출하고 분리하는 방법을 연구하였다. 이를 위해 반송파의 도플러 효과를 이용한 단일 안테나 GPS 수신기를 이용하여 관성센서에 대한 여분을 만들고 고장검출 및 분리를 수행하였다. GPS 수신기는 최근 거의 모든 항공기에서 기본적으로 탑재하고 있으므로, 제안한 방법을 이용할 경우 추가적인 비용 없이 고장검출 및 분리를 위한 새로운 여분을 가질 수 있다.

II. 단일 안테나 GPS 수신기를 이용한 자세 결정

1. GPS를 이용한 자세정보

단일 안테나 GPS 신호를 이용하여 자세 정보를 얻기 위해서는 수신율(Data output rate) 10Hz 이상의 GPS 수신기를 이용해서 속도 벡터를 얻어야 한다. 현재 다양한 GPS 수신기들이 반송파의 도플러 효과를 이용하여 속도 벡터를 제공하고 있다. 속도 벡터를 이용하여 자세를 계산하는 과정은 몇 가지 가정 하에서 항공기의 비행동특성을 고려한 관계식을 도입하여 이루어진다. GPS 수신기의 반송파 도플러 효과를 이용해서 항공기 자세정보를 얻기 위해서 강체 항공기가 정상상태의 균형(Coordinated) 비행을 하고 있으며, 지구는 고정되어 있고(Fixed earth) 편평하다고 가정하였다.

단일 안테나 GPS 수신기를 이용하여 얻어지는 자세는 일반적으로 항공기에 사용되는 자세각인 오일러각(Euler angle)과 정확히 일치하지는 않는다. 즉, 오일러각의 롤각 ϕ , 피치각 θ , 요각 ψ 각각에 대하여 의사롤(Pseudo roll), 경로각(Flight path angle), 그라운드 헤딩(Ground heading)을 얻어냄으로써 실제 자세 정보를 대체한다. 의사롤, 경로각, 그라운드 헤딩 각각에 대한 정의는 그림 1과 그림 2에 나타나 있다.[2]

그림 2에 정의되어 있는 의사롤각의 계산 과정을 살펴보면 우선 (1)과 같이 GPS 수신기로부터 얻어진 NED 좌표계

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 3. 5., 채택확정 : 2004. 7. 27.

김영진, 김유단: 서울대학교 기계항공공학부 항공우주공학전공
(eternal1@snu.ac.kr/ydkim@snu.ac.kr)

※ 본 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구 개발사업(스마트 무인기 기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

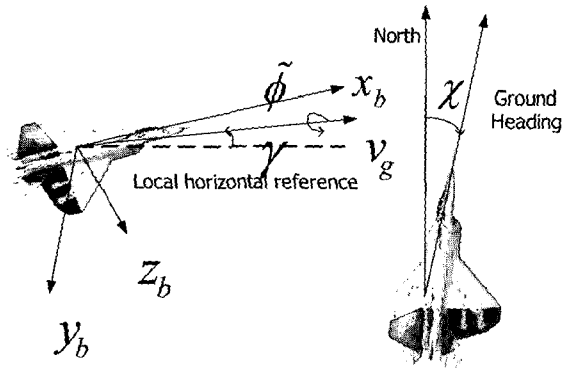


그림 1. 단일 안테나 GPS 수신기를 이용한 자세.
Fig. 1. Single antenna GPS based Attitude.

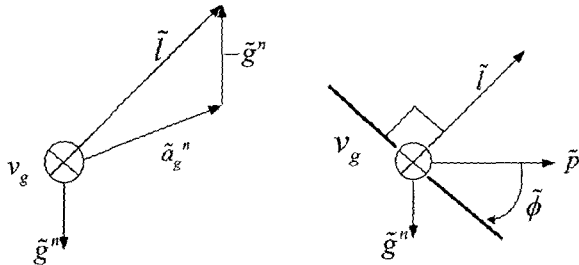


그림 2. 의사롤각 기하학적 정의.
Fig. 2. Geometric definition of pseudo roll angle.

에서의 가속도 벡터에서 중력가속도 성분을 빼면 양력에 의한 가속도 성분을 구할 수 있다. 또한, 수평선에 대해 양력 방향이 회전한 각을 계산하기 위하여 수평선 벡터를 구한다. (2)와 같이 중력과 GPS를 이용하여 얻어진 속도 벡터의 외적을 통하여 수평선 벡터를 구할 수 있다. 마지막으로 (3)과 같이 수평선 벡터와 양력 벡터 사이의 내적의 성질을 이용하여 의사롤각을 계산한다.[2]

$$\tilde{\phi} = \sin^{-1} \left(\frac{\tilde{l} \cdot \tilde{p}}{|\tilde{l}| |\tilde{p}|} \right) \quad (1)$$

여기서

$$\tilde{l} = \tilde{a}_g^n - \tilde{g}^n \quad (2)$$

$$\tilde{p} = g \times v_g = \tilde{g}^n \times v_g \quad (3)$$

$$g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

위 식에서 g 는 NED 좌표계에서의 중력 가속도, 위치자 n 은 벡터들의 v_g 축 방향에 수직인 성분만을 취한 것을 의미하고, (\cdot) 는 v_g 축을 중심으로 정의된 좌표계에서 계산된 벡터를 의미한다. 그리고 v_g 와 a_g 는 GPS에서 얻어진 속도

와 이를 이용하여 계산된 가속도로 항법좌표계인 NED 좌표계에서 얻어진 벡터들이다. 다음은 v_g 축에 수직인 중력가속도와 가속도 벡터를 구하는 식이다.

$$\tilde{a}_g^n = a_g - \tilde{a}_g^t \quad (5)$$

$$\tilde{g}^n = g - \tilde{g}^t \quad (6)$$

여기서

$$\tilde{a}_g^t = \frac{a_g \cdot v_g}{|v_g|^2} v_g \quad (7)$$

$$\tilde{g}^t = \frac{g \cdot v_g}{|v_g|^2} v_g \quad (8)$$

(1)에 의해 계산된 의사롤각은 일반적인 비행상황인 $-15^\circ \leq \gamma \leq 15^\circ$, $-45^\circ \leq \tilde{\phi} \leq 45^\circ$, $-10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ 에서 실제 롤각과 3° 이하의 오차를 보이므로 롤각의 근사값으로 사용될 수 있다.

경로각 γ 는 GPS로부터 얻어진 NED 좌표계에서의 속도 벡터의 각 성분을 이용하여 다음과 같이 계산할 수 있다.[2]

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{-v_{gD}}{\sqrt{v_{gN}^2 + v_{gE}^2}} \right) \quad (9)$$

여기서 v_{gN} , v_{gE} , v_{gD} 는 각각 속도벡터의 북쪽, 동쪽, 지구중심 방향 성분이다. 이와 같이 계산된 경로각은 직선비행의 경우 반음각을 더함으로써 피치각으로 변환된다.

그라운드 헤딩은 지표면에서 항공기가 북쪽을 기준으로 동쪽으로 어느 정도의 각을 이루고 돌아간 상태인가를 나타내는 값으로 정의한다.[2]

$$\chi = \tan^{-1} \left(\frac{v_{gE}}{v_{gN}} \right) \quad (10)$$

그라운드 헤딩의 경우 비행 전에 실제 요각의 기준을 북쪽으로 설정하거나 북쪽 방향에 대한 정보만 사용해서 요각으로 변환이 가능하게 된다.

GPS 수신기로부터 얻어진 정보를 이용해서 정의된 자세가 실제 항공기의 오일러각 자세와 어느 정도 차이가 나는가를 분석하기 위해서 직선비행의 경우와 선회비행의 경우 두 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 3은 직선비행의 경우에 대한 두 자세 간의 오차 시간반응이고, 그림 4는 선회비행을 하고 있는 항공기에서 두 자세간의 오차의 시간반응이다. 그림 3에서 보듯이 직선비행의 경우 오차의 크기가 0.05° 를 넘지 않음을 확인할 수 있다.

선회비행의 경우는 그림 4에 나타난 바와 같이 오차가 0.3° 정도로 직선비행의 경우보다는 약간 더 크게 나타나고 있다. 그러나 두 경우 모두 오차가 그다지 크지 않아, 교장진

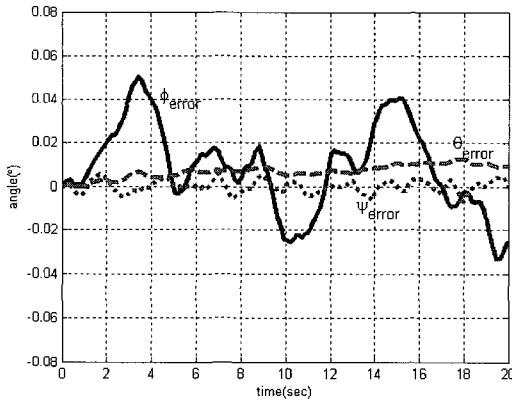


그림 3. GPS 수신기를 이용한 자세오차(직선비행).
Fig. 3. Errors of single antenna GPS based attitude(Straight flight).

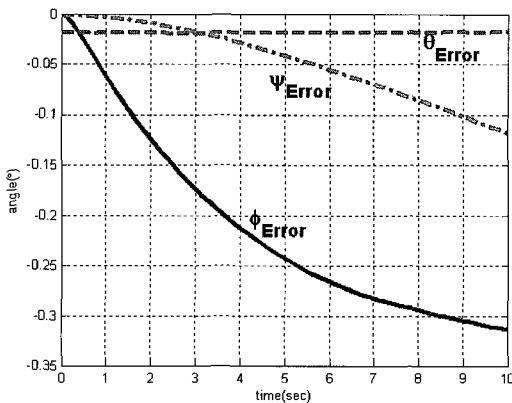


그림 4. GPS 수신기를 이용한 자세오차(선회비행).
Fig. 4. Errors of single antenna GPS based attitude(Turn maneuver).

단을 위한 참고값으로는 충분하다고 판단된다.

2. 칼만필터를 이용한 속도와 가속도 계산

단일 안테나 GPS 수신기를 이용하여 자세를 구하기 위해서는 먼저 GPS 수신기를 이용하여 NED 좌표계에서의 속도와 가속도를 구해야 한다. 이를 위해서 GPS 수신기에서 얻어지는 정보를 이용하여 속도와 가속도를 계산하는 과정을 거치게 된다. GPS 반송파의 도플러 효과를 이용하여 수신기의 속도를 계산하는 방법으로는 델타 거리(Delta ranges)라는 GPS 측정치를 이용하여 위성과 수신기의 상대적인 운동을 계산하는 방식이 제안되어 있다.[3] 본 논문에서는 보다 안정적인 속도를 구하고 가속도를 계산하기 위하여 그림 5의 프로세스 모델(Process model)을 가지는 칼만필터를 고려하였다.

GPS 수신기는 의사거리나 델타 거리 등을 각 수신기 내부의 알고리즘을 통해 계산하여 위치와 속도를 제공한다. 본 연구에서는 이렇게 제공된 값들 중에서 속도값을 측정치로 이용하여 안정된 속도와 가속도를 구한다. 프로세스 모델은 백색잡음이 적분되어 저크가 되고, 순차적으로 적분하여 가속도, 속도를 구하는 과정으로 구성된다. 또한, 북쪽(North), 동쪽(East), 지구중심(Down) 방향의 3축에 대해서 독립적인 속도가 주어지므로, NED 좌표계의 각 축에 대한 독립적인 모델링이 가능하다. 한 예로 북쪽 방향에 대한 이산

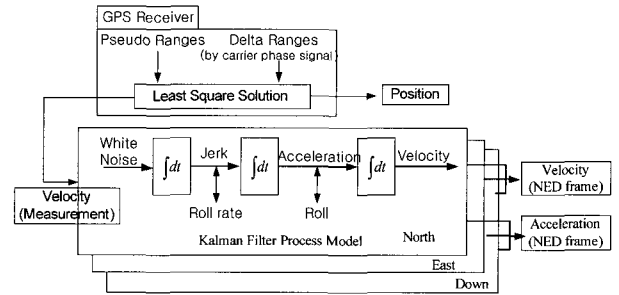


그림 5. 외부 칼만필터 프로세스 모델.
Fig. 5. External Kalman filter process model.

(Discrete) 시스템 모델에 대한 프로세스 모델의 식은 다음과 같다.[4,5]

$$x_N(k) = \Phi_N(\Delta t)x_N(k-1) + w_N(k-1) \tag{11}$$

$$y_N(k) = H_N x_N(k) + u_{N,noise}(k) \tag{12}$$

여기서

$$x_N = [v_N(k) \ a_N(k) \ j_N(k)]^T \tag{13}$$

$$\Phi_N = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{14}$$

$$H_N = [1 \ 0 \ 0] \tag{15}$$

위 식에서 v_N , a_N , j_N 은 각각 속도, 가속도, 저크 변수이며, x_N 은 상태변수 벡터, Φ_N 은 상태전이행렬, w_N 은 프로세스 잡음, $u_{N,noise}$ 은 측정잡음이다.

위와 같은 이산 시스템의 프로세스 잡음과 측정잡음의 공분산(Covariance) 행렬은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$Q_N = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^5}{20} \sigma_N & \frac{\Delta t^4}{8} \sigma_N & \frac{\Delta t^3}{6} \sigma_N \\ \frac{\Delta t^4}{8} \sigma_N & \frac{\Delta t^3}{3} \sigma_N & \frac{\Delta t^2}{2} \sigma_N \\ \frac{\Delta t^3}{6} \sigma_N & \frac{\Delta t^2}{2} \sigma_N & \Delta t \cdot \sigma_N \end{bmatrix} \tag{16}$$

$$R_N = [r_N] \tag{17}$$

여기서 σ_N 과 r_N 은 각각 항공기 동특성과 수신기 특성에 따라 결정된다. 본 연구에서 σ_N 값은 시뮬레이션을 통하여 추정하였으며, r_N 값은 수신기 특성을 고려하여 참고 문헌 [2]로부터 설정하였다.

III. 고장진단 알고리즘

이 절에서는 단일 안테나 GPS 수신기를 이용하여 얻어진

값들을 이용하여 관성센서인 자이로와 가속도계의 고장검출 및 분리를 수행하기 위하여 여분을 만드는 과정을 살펴보고, 이 여분을 이용하여 고장검출 및 분리를 수행하는 과정을 살펴본다. 본 논문에서는 잡음이나 제어입력과 같이 고장과 관계없는 변수들의 영향은 최소화하고, 고장에만 민감한 고장 진단 알고리즘을 제안하기 위해 결정변수 (Decision variable) 를 도입하였다. 결정변수들에 대한 한계값(Threshold value)은 수치 시뮬레이션을 통해서 설정하였다.

1. GPS를 이용한 관성센서 여분 생성

1.1 자이로에 대한 여분 생성

GPS 수신기를 통해 구한 자세를 이용하여 자이로에 대한 여분을 생성하는 과정은 그림 6과 같다. 우선 GPS를 이용한 자세와 실제 자세각들 사이의 차이를 보상하기 위해서 GPS 자세를 오일러각으로 변환한다. 아래의 (18)-(20)과 같이 경로각에 받음각을 더하여 피치각을 계산하고, 그라운드 헤딩각에 초기 북쪽방향에 대한 각을 뺀으로써 요각을 계산할 수 있다. 또한, 의사롤각을 롤각의 참고값으로 고려한다.

$$\phi \approx \tilde{\phi} \tag{18}$$

$$\gamma = \theta - \alpha \tag{19}$$

$$\psi \approx \chi \tag{20}$$

GPS 수신기로부터 얻어진 자세각들은 IMU나 INS 단위의 관성센서들에 대한 보완정보로 사용될 수 있다. 본 논문에서는 개별 센서 단위의 고장분리를 수행하기 위하여 각속도에 대한 여분을 만들기 위해서 위와 같이 얻어진 자세각을 필터를 이용하여 미분을 수행하였으며, 다음 식을 이용해서 변환된 각속도를 관성센서인 자이로에 대한 여분값으로 사용한다.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{21}$$

1.2 가속도계에 대한 여분 생성

가속도계에 대한 여분을 생성하기 위해서 단일 안테나 GPS 신호를 이용하여 구한 가속도를 활용한다. 2장에서 살펴본 바와 같이 단일 안테나 GPS 수신기에서 속도 정보를 얻고 이를 이용하여 가속도를 계산하게 된다. 이 때 구해진 가속도 정보를 좌표변환을 통하여 관성센서인 가속도계에 대한 여분으로 사용한다. GPS의 반송파를 이용하여 계산된 가속도는 항법좌표계인 NED 좌표계에서 얻어진 벡터이고, 가속도계에서 측정되는 가속도는 스트랩다운 (Strapdown) 관성센서 시스템의 경우 동체좌표계에서 측정되는 벡터이므로 두 좌표계 사이의 변환을 수행하게 된다. GPS 수신기를 이용하여 계산된 자세값들을 이용하여 좌표변환 행렬을 만들고, 항법좌표계에서 얻어진 가속도를 좌표변환을 수행하여 동체좌표계에서의 추가적인 가속도를 만들 수가 있다. 자세값들을 이용한 좌표변환 행렬은 다음과 같다.[6]

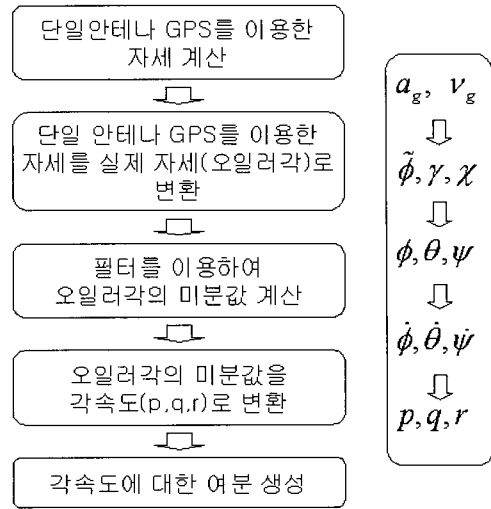


그림 6. 각속도에 대한 여분 생성.

Fig. 6. Process for rate gyro redundancy.

$$a_{body} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ -c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & s\phi c\theta \\ s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi & c\phi s\theta \end{bmatrix} \cdot a_g \tag{22}$$

여기서 c는 cosine 함수, s는 sine 함수를 의미한다. 이와 같이 변환된 가속도는 스트랩다운 방식의 가속도계에 대한 여분으로 사용될 수 있다.

2. 결정변수 도입

앞 절에서 정의한 여분들을 이용하여 관성센서인 자이로와 가속도계의 고장검출 및 분리를 수행할 수 있다. 이 때 GPS로부터 얻은 값과 관성센서로부터 측정된 값 차이를 잔차(Residual)라고 하고, 이 값이 일정 범위를 초과할 경우에 해당하는 센서가 고장임을 선언하게 된다. 이러한 방법은 정상비행 상태하에서는 별 문제 없이 적용이 될 수 있다. 그러나 항공기가 선회와 같은 기동을 할 경우에는 잘못된 고장을 선언하는 경우(False alarm)가 생길 수 있다. 이는 관성센서에서 나온 신호값과 GPS 수신기를 이용한 값이 정상 상태에서는 거의 차이가 없지만, 기동이 있을 경우에는 다소 차이가 발생할 수 있기 때문이다.

본 논문에서는 이러한 문제점을 보완하여 보다 효과적인 고장검출 및 분리를 수행하기 위하여 항공기의 기동을 고려한 결정변수를 도입하였다. 결정변수는 기동에 따른 제어입력의 영향은 적게 받고, 고장에만 민감하게 반응하도록 설계하였다. 다음 식은 각각 3축 자이로와 가속도계에 대하여 본 논문에서 제안한 결정변수들이다.

$$r_p = \frac{p_{gyro} - p_{GPS}}{1 + |\delta u_{aileron}|} \tag{23}$$

$$r_q = \frac{q_{gyro} - q_{GPS}}{0.5 \times (1 + |\delta u_{throttle}|) + 0.5 \times (1 + |\delta u_{elevator}|)} \tag{24}$$

$$r_r = \left| \frac{r_{gyro} - r_{GPS}}{1 + |\delta u_{rudder}|} \right| \quad (25)$$

$$r_x = |a_{x_accel} - a_{x_GPS}| \quad (26)$$

$$r_y = |a_{y_accel} - a_{y_GPS}| \quad (27)$$

$$r_z = |a_{z_accel} - a_{z_GPS}| \quad (28)$$

항공기의 동특성을 고려할 때 x축 각속도 p는 보조익(Aileron)이 움직임에 따라 영향을 받고, y축 각속도 q는 항공기의 엔진 출력(Throttle)과 승강타(Elevator), z축 각속도 r은 방향타(Rudder)의 영향을 많이 받게 된다. 이러한 특성을 고려하여 각 제어 입력에 대해 결정변수가 적게 변화도록 고려하였다. 결정변수에 대해 고장을 판단하기 위한 기준인 한계값(Threshold value)은 수치 시뮬레이션을 수행해서 설정하였으며, 자이로와 가속도계에 대한 신호의 한계값들을 각각 0.15 (rad/s)와 10 (ft/s²)으로 설정하였다.

IV. 수치 시뮬레이션

고장검출 및 분리에 대한 성능평가를 위해 비선형 항공기 시스템을 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 모델에 안정성 증대장치, 자동조종장치 등 선형제어기를 포함시켰으며, 설정된 고장 시나리오를 따라 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에 사용한 모델은 해면고도에서 600ft/s 속도로 비행하는 F-16 항공기이다. 힘과 모멘트에 대한 6자유도 비선형 운동 방정식과 운동학(Kinematics) 방정식, 항법(Navigation) 방정식이 고려되었다.[7]

안정성 증대장치와 자동조종장치에 의해 자이로와 가속도계와 같은 관성센서의 신호가 제어기로 되먹임 된다. 본 논문에서는 관성센서에 바이어스 형태의 고장을 고려하였다. 고장의 크기는 그림 7과 같이 4-6초 사이에 자이로의 경우 20%, 가속도계의 경우 1g의 고장이 발생하는 상황을 고려하였다. 관성센서의 신호에 분산 0.0001rad²/s²의 측정잡음을 고려하였다. GPS 신호에 고려된 잡음은 북쪽, 동쪽의 경우 0.0001m²/s², 지구중심 분산은 0.01m²/s²으로 설정하였다.[2]

제안한 고장진단 및 분리 알고리즘의 성능을 평가하기 위해서 다양한 고장이 발생한 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 자이로와 가속도계에 대한 개별적인 고장 상황을 검토하고, 하나의 센서만 고장난 단일 고장과 2개 이상의 센서에 동시에 고장이 발생한 다중 고장의 경우에 대해서도 살펴 보았다. 또한, 평형 직선비행의 경우뿐만 아니라 선회비행의 경우에 대해서도 고장진단 성능을 평가하였다.

1. 단일 센서 고장

자이로, 가속도계 각각에 대한 단일고장에 대한 고장진단 시뮬레이션 결과를 그림 8~그림 9에 보였다. 그림 8~그림 9에 보이는 것은 결정변수의 변화로 모든 경우에 고장이 발생한 센서에 대한 결정변수가 한계값을 넘어서 고장의 검출 및 분리를 잘 수행할 수 있음을 알 수 있다.

항공기가 기동하는 상황을 고려하여 시뮬레이션에 선회비행을 추가하였다. 15° 뱅크각 입력을 주고 이에 따라 비행을

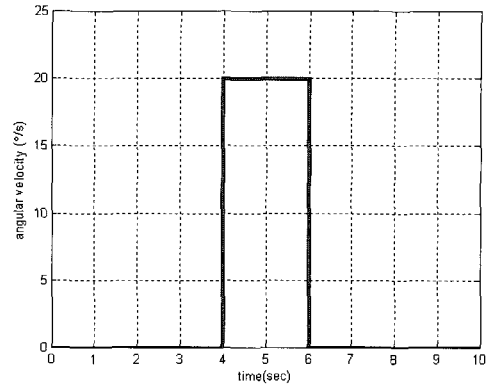


그림 7. 고장의 형상 (자이로).

Fig. 7. Gyro fault scenario.

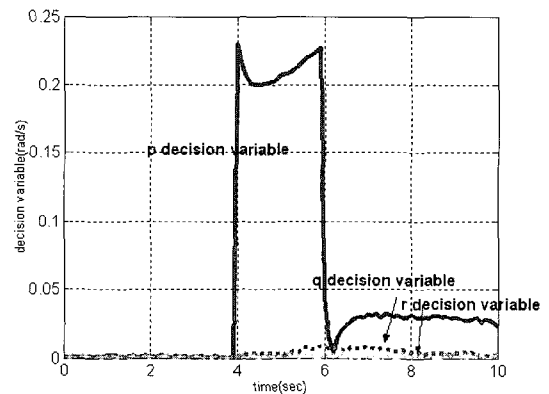


그림 8. p 자이로 고장(단일고장, 직선비행).

Fig. 8. p gyro fault(single fault, straight flight).

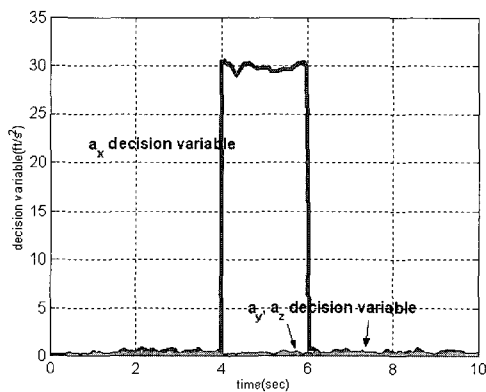


그림 9. ax 가속도계 고장(단일고장, 직선비행).

Fig. 9. ax accelerometer fault(single fault, straight flight).

하면서 고장을 고려하였다. 자이로, 가속도계 각각에 대한 고장 시나리오에 대한 결과는 그림 10~그림 11과 같다. 그림에서 살펴볼 수 있듯이 고장에 해당하는 결정변수만 한계값을 넘는 모습을 살펴볼 수 있다. 따라서 기동 상황에서도 고장의 검출과 분리가 잘 수행되고 있음을 알 수 있다.

2. 다중 센서 고장

세 개의 센서에 동시에 고장이 발생하는 경우를 살펴보았

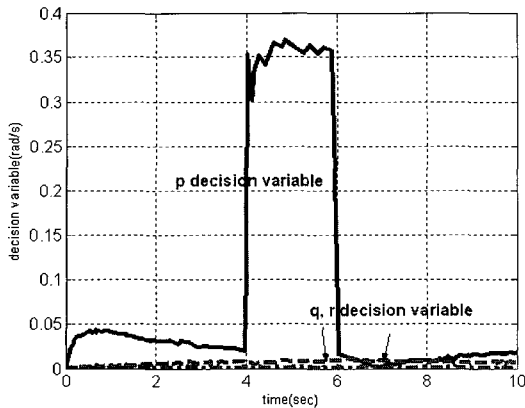


그림 10. p 자이로 고장(단일고장, 선회비행).
Fig. 10. p gyro fault(single fault, turn maneuver).

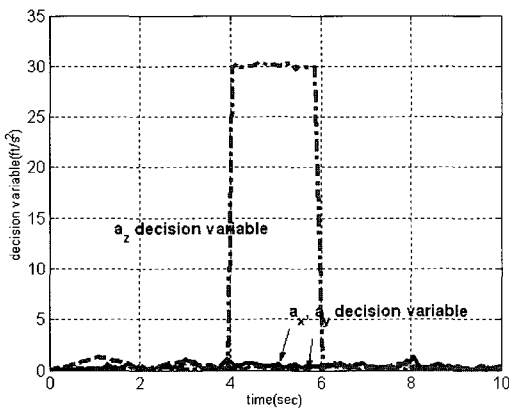


그림 11. a_z 가속도계 고장(단일고장, 선회비행).
Fig. 11. a_z accelerometer fault(single fault, turn maneuver).

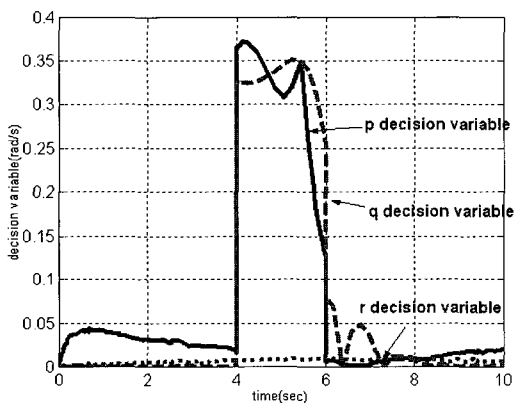


그림 12. p, q 자이로, a_z 가속도계 동시 고장시 자이로 결정 변수(선회비행).
Fig. 12. Gyro DV for p,q gyro, a_z accelerometer faults(multiple faults, turn maneuver).

다. 앞의 경우와 마찬가지로 잡음과 15° 뱅크각을 가지고 선회비행을 수행하고 있는 경우를 가정하였다. 고장이 발생한 센서는 롤각속도 자이로, 피치각속도 자이로, z방향 가속도계

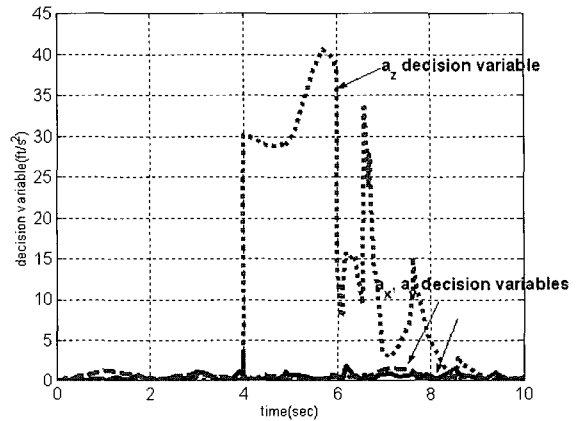


그림 13. p,q 자이로, a_z 가속도계 동시 고장시 가속도계 결정 변수(선회비행).
Fig. 13. Accel. DV for p,q gyro, a_z accelerometer faults(multiple faults, turn maneuver).

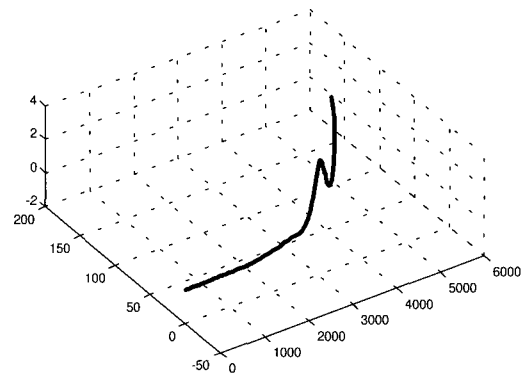


그림 14. 자이로, 가속도계 동시 고장시 비행경로.
Fig. 14. Flight path for p,q gyro, a_z accelerometer faults.

이다. 그림 12를 보면 자이로 결정변수들의 경우 고장이 발생한 롤축과 피치축에 대해서는 한계값을 넘고 있고, 요(r)축에 해당되는 결정변수는 별로 변화하지 않고 있음을 볼 수 있다. 그림 13의 가속도계에 해당하는 결정변수들을 살펴보면 z축에 해당되는 결정변수는 한계값을 넘고 있고, 나머지 변수들은 한계값을 넘지 않고 있다. 그림 14에 시뮬레이션을 통해 구한 항공기의 궤적이 나타나 있다. 고장이 발생한 시점에서 약간 흔들리고 있으나, 고장신호를 단절함으로써 선회비행을 성공적으로 수행하고 있는 모습을 볼 수 있다.

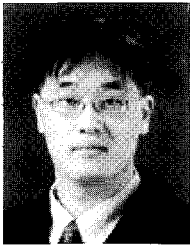
V. 결론

본 논문에서는 항공기 관성센서들에 대하여 그와 독립적인 하드웨어인 GPS 수신기를 이용하여 고장검출 및 분리를 수행하는 알고리즘을 제안하였다. 단일 안테나 GPS 수신기를 이용하여 항공기의 자세를 결정하는 알고리즘을 사용하였으며, 이를 이용해서 관성센서의 여분을 만들었다. 보다 효율적인 고장진단을 위해 고장을 결정하는 결정변수를 제안하였다. 제안한 알고리즘의 성능을 평가하기 위해서 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 수치 시뮬레이션 결과 제안한 방법

이 관성센서의 고장을 효과적으로 검출 및 분리함을 보였다. 제안한 방법은 공간의 제약을 많이 받는 무인항공기에 적절한 여분으로 사용될 수 있으며, 2중 정도의 다중화만 이루어진 관성센서 시스템의 고장진단을 위한 참고값으로 사용할 수 있다고 생각된다.

참고문헌

- [1] R. N. Clark, P. M. Frank, and R. J. Patton, "Fault diagnosis in dynamic systems: theory and application," Prentice Hall, New York, 1989, Chap. 1.
- [2] R.P. Komfeld, R.J. Hansman, and J. J. Deyst, "The impact of GPS velocity based flight control on flight instrumentation architecture," *International Centre for Air Transportation*, Cambridge, MA, 1999.
- [3] B. W. Parkinson, and Jr., J. J. Spilker, "Global positioning system: theory and applications, *AIAA*, Washington," DC., 1996.
- [4] R. G. Brown, and P. Y. C. Hwang, "Introduction to random signals and applied kalman filtering," *John Wiley & Sons*, New York, 1997.
- [5] A. Gelb, J. F. Kasper, R. A. Nash, C. F. Price, and A. A. Sutherland, "Applied optimal estimation," *The Analytical Sciences Corp*, Cambridge, MA, 1974.
- [6] D. H. Titterton, and J. L. Weston, "Strapdown inertial navigation technology," *Peter Peregrinus*, London, England, 1997.
- [7] B. L. Stevens, and F. L. Lewis, "Aircraft control and simulation," *John Wiley & Sons*, New York, 1992.



김 영 진

1980년 2월 20일생. 2002년 서울대 기계항공공학부 졸업. 동대학원 석사(2004년). 현재 (주)PSIA 연구원, 관심분야는 항공기 고장진단 및 제어.



김 유 단

1960년 5월 5일생. 1983년 서울대 항공공학과 졸업. 동대학원 석사 (1985년). 미국 텍사스 A&M 대학 항공우주공학 박사 (1990년). 1992년~현재 서울대학교 기계항공공학부 교수. 관심분야는 항공기 제어 시스템 설계, 위성체 및 발사체 유도제어시스템 설계.