

최신 전자기술에 의한 항공기 전체 계통의 변화 (3)



李相稷
國科研 선임연구원
공학박사



邊宇緒
國科研 연구원



邊振九
國科研 연구원

항공기의 센서 시스템

• Direct Sensing Sensor의 현황과 연구동향

*기타의 센서



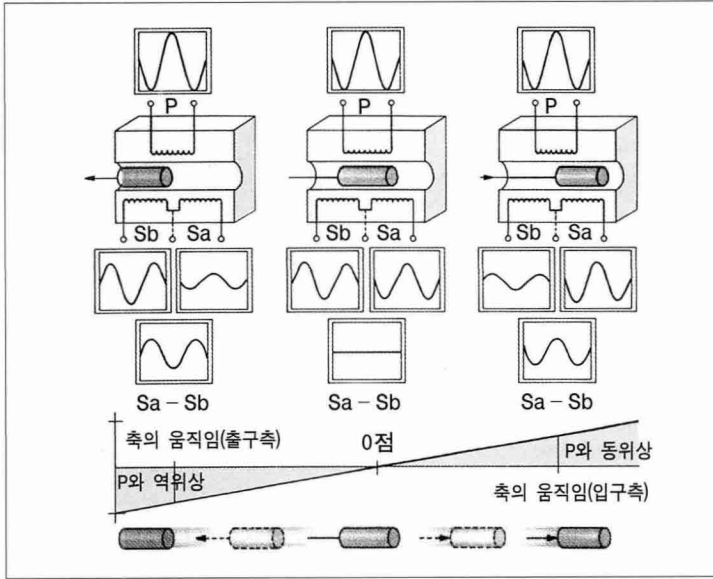
디지털 컴퓨터가 많이 적용됨에 따라 지금까지는 기계적인 힘을 직접 사용하던 부분에도 이 상태를 전기적인 신호의 형태로 입력해야할 필요가 제기되었다. 비행 제어를 적절히 수행하기 위한 액츄에이터의 작동위치, 회전각, 힘, 엔진제어를 위한 공기온도, 압력, 유량, 그리고 여압이나 공조를 위한 공기 온도, 압력 등의 신호가 각각 센서에서 검출되어 전기신호로 컴퓨터에 입력된다.

“

최근에 마이크로 프로세서를 비롯한 전자기술의 발달로 항공기에서도 컴퓨터를 중심으로 한 정보 시스템의 개발이 촉진되어 항공기 자체도 하나의 대형 정비 시스템으로 변모되고 있다. 이 중에서 정비나 운용을 용이하게 하기 위해 개발중인 정보 시스템으로 기상(機上) 정비 시스템과 ELS(Electronic Library System)은 매우 흥미있는 분야이다

”

LVDT의 작동원리



- 위치센서

1) LVDT(Linearized Variable Differential Transformer)

LVDT의 작동원리를 위의 그림에 나타낸다. 동축에 감은 1차와 2차 코일, 그 속에서 이동하는 자성체의 코어로 구성된다. 1차 코일에 교류 전압을 가하면 2개의 코일을 직렬로 접속한 2차 코일에 전압이 유기된다. 코어가 좌우로 움직이면 좌우 코일의 유기전압이 위치한 쪽은 크고

다른 쪽은 작아지며 코어의 위치에 비례하여 교류의 전압출력이 얻어진다.

2) 광센서

디지털 코드의 패턴은 직선상에 인쇄한 발광 다이오드 광 화이버, photo 다이오드 등으로 구성된다. 이밖에도 에어 데이터 계산 전용인 프로세서를 사용하지 않고 관성기준장치로 계산을 수행하는 ADIR (Air Data Inertial Reference System)의 방법도 발표되고 있다.

펄스화된 발광 다이오드

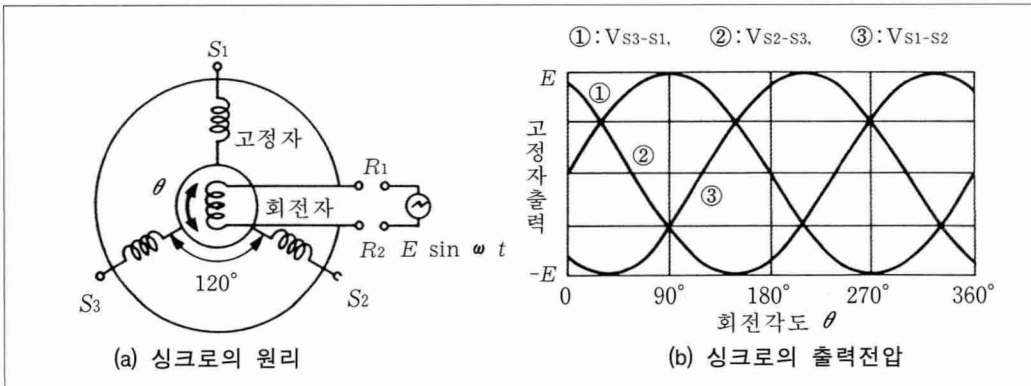
의 빛이 비트마다 길이가 다른 화이버를 통하여 photo 다이오드에서 검출된다. 판의 좌우로의 움직임에 대응하는 패턴이 직접 디지털 코드로 검출되고 길이가 다른 화이버에 의해서 각 비트 신호 사이의 시간차이가 발생하므로 이것을 직렬 데이터로 합성 출력하여 만들 수 있다.

- 각도센서

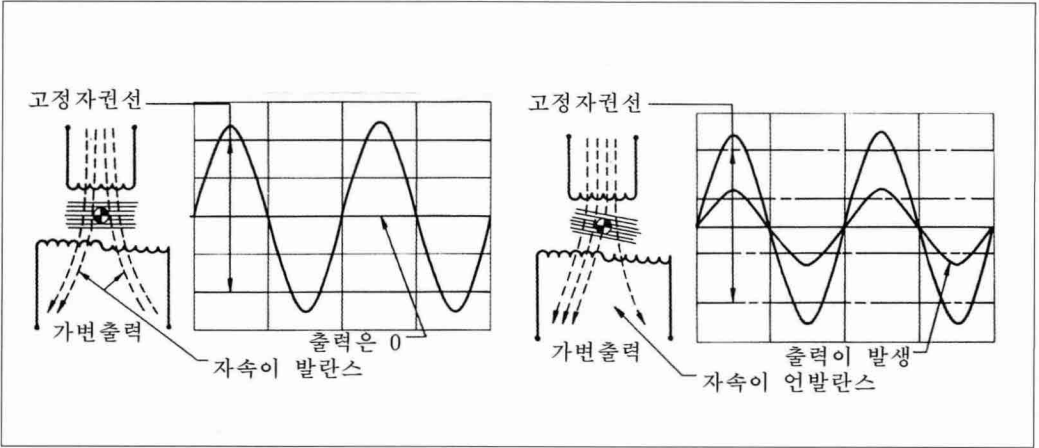
1) 싱크로(synchro)

이 장치의 작동원리는 아래 그림과 같다. 원

자이로의 작동원리



RVDT의 작동원리



통형에 감은 3상의 고정코일과 이 속에서 회전하는 1상의 회전코일로 구성된다.

1차 코일에 교류전압을 가하면 회전각에 대응하여 고정자 코일에 전압이 발생한다. 회전각과 출력의 크기는 비례하지 않으나 정현파(sine wave)로 변한다.

2) RVDT(Rotary Variable Differential Transformer)

이 장치의 작동원리는 위의 그림과 같다. 원통형에 동축으로 감긴 1차와 2차 코일, 이 내부에서 회전하는 자성체의 코어로 구성된다. 1차 코일에 교류전압을 가하면 직렬로 접속된 2차 코일에 유기전압이 발생한다.

코어가 시계/반시계 방향으로 회전하면 2차 코일의 유기전압이 회전각에 따라 한쪽은 증가하고 다른 쪽은 감소하여 코어의 각도에 비례하는 교류의 전압출력이 발생한다. 이러한 구성에서는 $\pm 40^\circ$ 정도까지 각도에 비례하는 출력을 얻을 수 있다.

3) 광센서

구성이나 작동원리는 앞에서 언급한 광위치센서와 동일하며 디지털 코드의 패턴이 원판으로 인쇄된 사항만이 차이점이다.

-온도센서

1) 써미스터(thermister)

니켈, 망간, 코발트 등의 산화물을 2개의 도선과 함께 소결(燒結)한 구조를 갖는다. 반도체의 저항-온도특성을 이용한 센서이며 가장 많이 사용되는 형식이다. 저항값이 비교적 크고 감도가 좋으나 온도범위가 $-50 \sim 350^\circ$ 까지로 비교적 좁으며 각각 저항치의 표준편차가 큰 것이 단점이다.

2) 백금저항 온도계

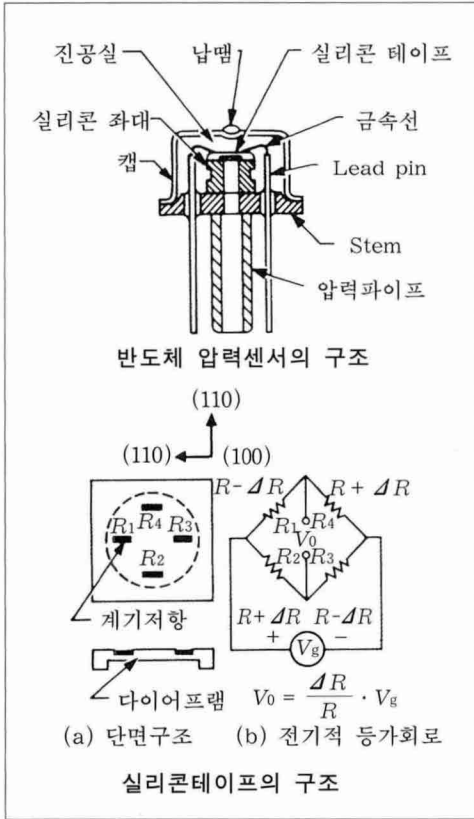
가느다란 백금선을 판형에 감아서 부착한 구조를 이룬다. 온도범위가 $20 \sim 600^\circ$ 까지로 비교적 넓으며, 재현성이 좋은 것이 장점이다.

-압력센서

1) 반도체 압력센서

이 압력센서의 작동원리를 P.43 위의 그림에 나타낸다. 실리콘 등의 결정을 에칭(etching)하여 다이어프램을 만든다. 이 위에 불순물을 확장시켜 반도체 스트레인 게이지를 장착한다. 다이어프램 4개의 스트레인 게이지를 부착시켜 브릿지(bridge)를 구성하는 구조를 갖는다. 가해진 압력에 의해 다이어프램이 변위된 양을 브릿지 전압으로 출력시킨다.

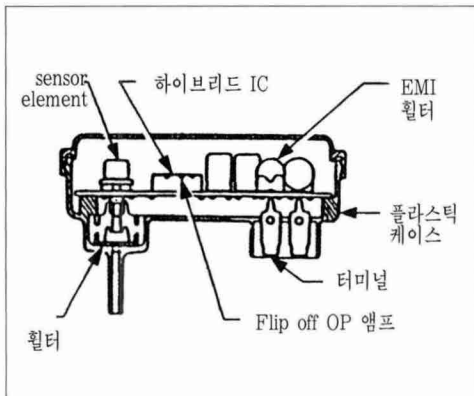
반도체 압력센서의 작동원리



2) Hybrid 압력센서

이 압력센서의 구조를 아래 그림(左)에 나타낸다. 반도체 압력센서를 주변회로와 함께 구성

하이브리드 압력센서



한 구조이며, 증폭기나 온도보상 회로 등이 일체화되어 있으므로 소형의 재현성이 좋은 센서로 평가되고 있다. 또한 주변회로도 센서와 동일한 실리콘 기판상에 반도체 제조의 프로세서로 만들고자 하는 시도가 이루어지고 있으므로 초소형의 센서가 가까운 시기에 실용화될 것으로 예측된다.

• Remote Sensing Sensor의 현황과 동향

전파를 응용한 센서에는 정보를 검출하는 수단으로 다음과 같이 크게 3가지 방법으로 구분한다.

- 시간차이를 검출하는 방법
- 주파수의 변화를 검출하는 방법
- 위상차이를 검출하는 방법

여기서는 이 같은 3가지 방법에 의해 정보를 검출하는 전파응용 센서에 대하여 설명하기로 한다.

* 시간차이를 검출하는 센서

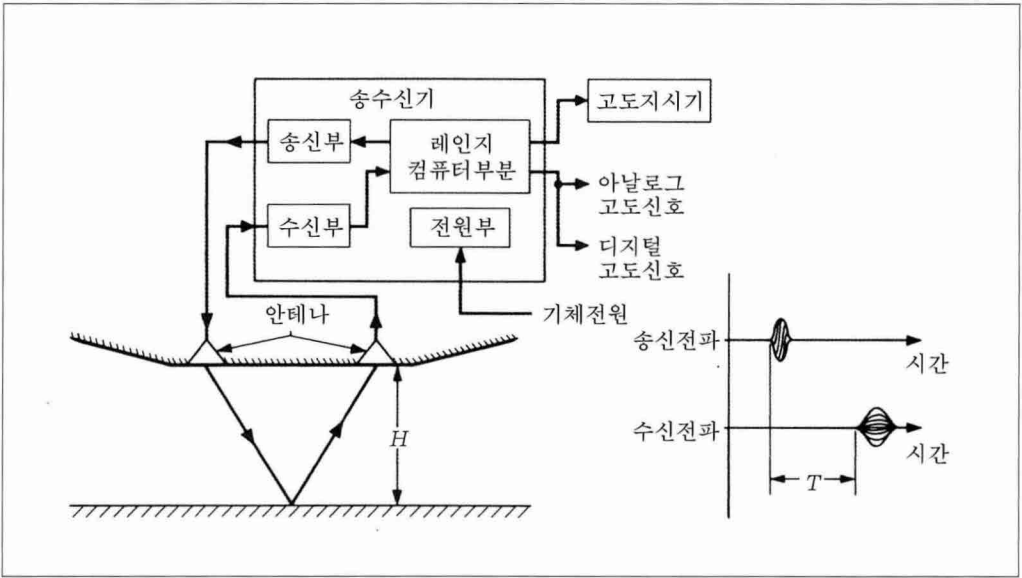
- 전파고도계 (고도정보)

전파고도계는 항공기에서 지표를 향하여 전파를 발사해서 이 전파가 되돌아 오기까지의 시간 차이를 측정함으로써 항공기의 지표 절대고도 (絶對高度)를 구하는 계기이다. 전파고도계는

전파고도계



전파고도계의 기본 작동원리



P.43 아래 그림(右)과 같이 송수신기, 안테나, 그리고 고도지시기로 구성된다.

고도 측정방법을 위의 그림에 나타낸다. 송신부에서 발사된 전파는 지표면에서 반사되어 수신부에서 수신된다. 이 경우 송신전파에서 수신전파까지의 시간차이 T를 구하고 고도 H는

$$H = CT/2 \quad (C: \text{전파의 속도})$$

로 얻어진다. 전파고도계는 펄스형인 전파를 송신하는 펄스방법과 주파수가 변조된 방송파(연속파)를 이용하는 FMCW(Frequency Modulated Continuous Wave)의 방법이 있다. 펄스방법은 각종 지형, 지면의 상황(눈, 얼음, 초목 등) 그리고 기후상황 등에 좌우되지 않는 장점이 있다.

이것은 항공기의 대지고도 변화에 따라 지표면 반사의 펄스전파가 송신 펄스전파를 기준으로 한 시간축상을 변위하더라도 항상 수신 펄스전파의 leading edge(대지 최단고도에 해당)를 포착하므로 수신전파의 여러 가지 변위에 대해서도 확실하게 추적이 가능한 것은 「leading

edge tracking system」을 내장하기 때문이다.

전파고도계에서도 소형화, package의 집적화가 이루어지고 있으며, 앞으로는 송신용 안테나와 수신용 안테나가 일체화된 conformal antenna가 될 것으로 예상된다. 이러한 경우 송신부, 신호처리부도 소형화가 가능하여 하나의 package로 구성된 전파고도계가 출현할 것으로 예측된다. 또한 고도계의 표시부도 Multi Function Display(MFD)에 통합될 것으로 예상된다.

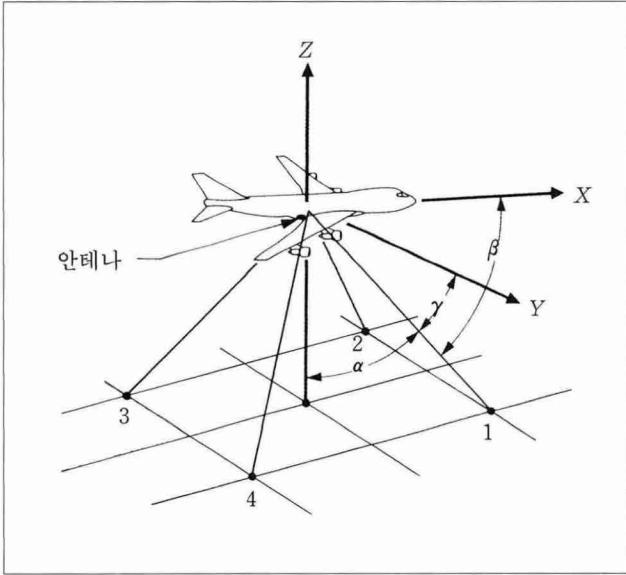
*주파수의 변화를 검출하는 센서

- Doppler Radar (속도정보)

주파수의 변화에서 속도를 구하는 방법은 「가까이 다가오는 기차의 경우 기적은 높은 음으로, 멀어져가는 경우에는 낮은 음으로 들린다」라는 도플러효과(Doppler Effect)를 이용한 것이다.

전파의 경우에도 동일한 효과가 나타나며 속도 V로 이동하는 항공기에서 송신용 주파수 f_0 , 파장 λ 의 마이크로파 빔을 투사각 γ 로 투사한

빔의 배치



록 향하고 있으며, 안테나의 좌표계 X, Y, Z 성분의 속도 V_x, V_y, V_z 는 빔 1~4의 도플러주파수 $f_{D1} \sim f_{D4}$ 에서 다음과 같이 구해진다.

$$V_x = (f_{D2} - f_{D3}) \lambda / 4 \cos \beta$$

$$V_y = (f_{D1} - f_{D2}) \lambda / 4 \cos \gamma$$

$$V_z = (f_{D1} + f_{D3}) \lambda / 4 \cos \alpha$$

아래 그림에는 도플러 레이더의 한가지 예와 FMCM 도플러 레이더의 기본적인 기능 블록선도를 나타낸다.

도플러 레이더는 8,800MHz의 마이크로파 발진기를 갖는다. 송신파는 주파수 변조기에 의해서 1.18MHz로 주파 변조된다. 빔의 반

경우 항공기에서 송수신 주파수의 차이 즉, 도플러 주파수는 다음과 같이 표현된다.

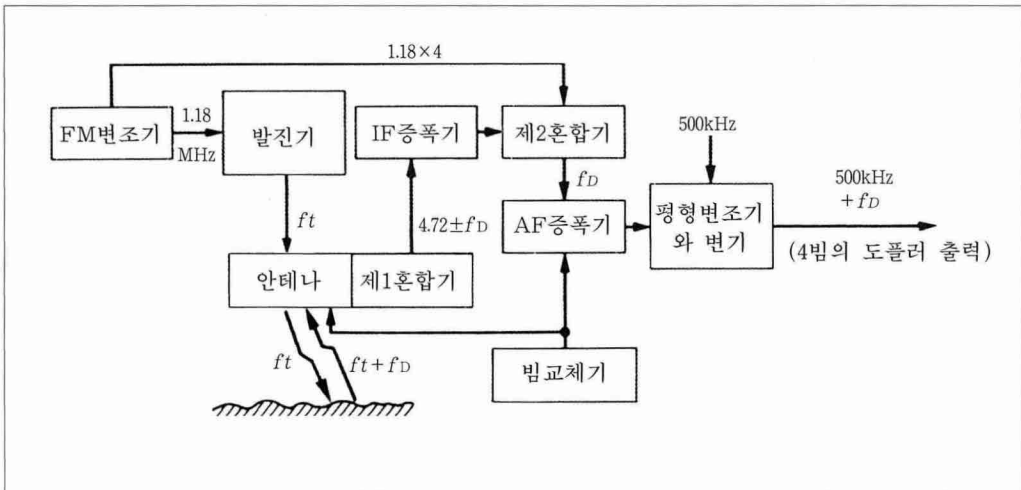
$$f_D = 2V \cos \gamma (f/c) = 2V \cos \gamma / \lambda$$

실제로 항공기에 탑재한 도플러 레이더는 3차원 공간의 3가지 성분을 얻기 위해 일반적으로 3~4개의 빔을 사용한다. 빔의 배치는 위의 그림과 같이 좌우 그리고 전후에 대칭을 유지하도록

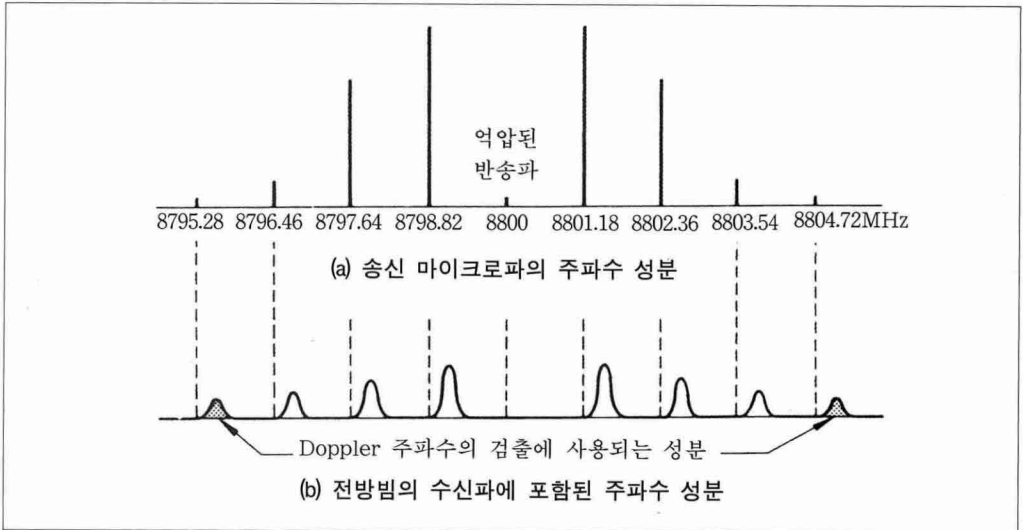
사파는 P.46 위의 그림과 같이 도플러 주파수만을 선택하여 안테나로 수신된다.

수신된 반사파는 제1혼합기에서 도플러성분을 포함한 4차원 파대(波帶)와 반송파의 비트에서 $(4.72 + f_D) \text{MHz}$ 의 신호로 만들어져 보내진다. 다시 FM 변조기에서 $(1.18 \times 4) \text{MHz}$ 의 신호와 비트를 취하여 도플러 주파수 f_D 를 얻어 낸다.

Doppler Radar 기본기능 Block Diagram



송수신 전파의 주파수 성분



한편 도플러 레이더에는 8,800MHz를 사용하는 것 외에도 13,325MHz를 사용하는 경우도 있다. 도플러 레이더의 오차요인으로는

- 송신주파수의 오차
- 주파수의 추적오차
- 지연에 따르는 오차

- 지상반사에 의한 오차 등이 있으며 지상에서는 비행속도의 약 0.2% (1σ)정도의 속도정밀도를 얻는다. 도플러 레이더는

- 연속적으로 대기속도를 얻으며
- 지상설비, 시설 등을 필요로 하지 않으며

- 시간경과에 기인하는 오차가 없다는 등의 우수한 장점을 갖고 있으며, 이러한 장점을 이용하여 항법계산에서 항공기의 자세각, 방위각의 정보를 갖는 장치(예를 들어 자세방위 기준장치 등)와 대기속도계를 병용할 수 있다.

그러나 도플러 레이더의 반사파는 반사면의 상태에 따라 계기정밀도(計器精



GPS 수신 장치

密度)가 감소되는 경우도 있다. 특히 조종한 해상면에서는 반사파의 수신상태가 현저히 감소한다.

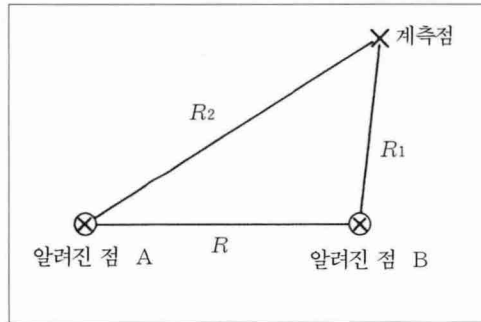
이 때문에 반사파의 수신상태가 감소된 경우 바로 직전 정상시의 속도정보를 기억하여 이 데이터를 바로 전의 항법계산을 계속하도록 하는 기능(Memory mode라고 부른다)에 따라 정상시의 속도 데이터에 의한 항법을 유지하게 된다. 다른 항공기와 복합화하는 것을 고려하고 있다.

*위상차를 검출하는 센서 - GPS(위치정보)

GPS(Global Positioning System)는 인공 위성에서 전파를 수신하여 수신점의 위치를 구하는 시스템이다. 위치계측의 원리는 일반적으로 적용하고 있는 삼각측량(三角測量)과 동일하며 3차원인 경우에는 위의 그림과 같이 2개의 알고 있는 점에서의 거리를 구하면 계측점의 좌표를 구할 수 있다.

위성에서 계측점까지의 거리 R은 위성에서 송신된 전파가 수신기에 도달하기까지의 전파시간 T를 구하면 다음과 같다.

2차원 3각측위

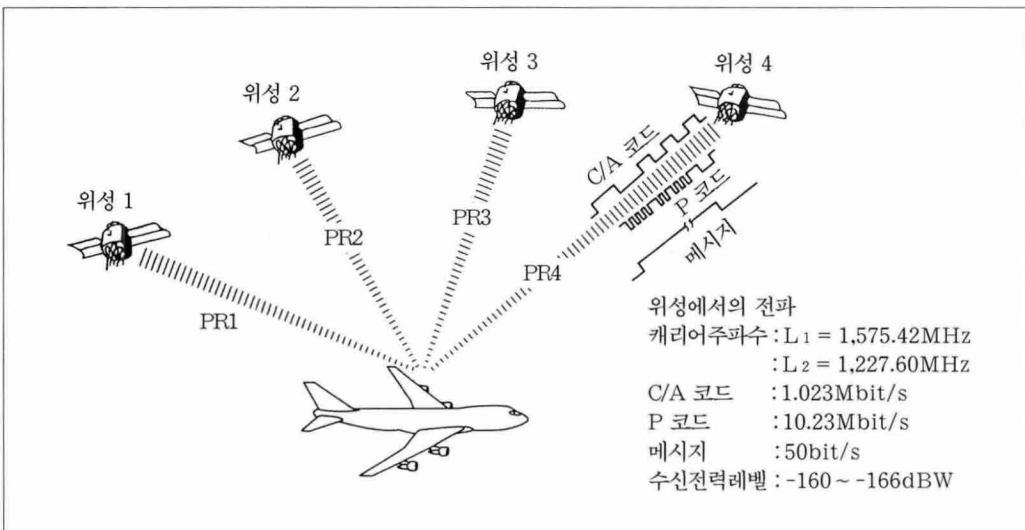


$$R = CT \quad (C: \text{전파속도})$$

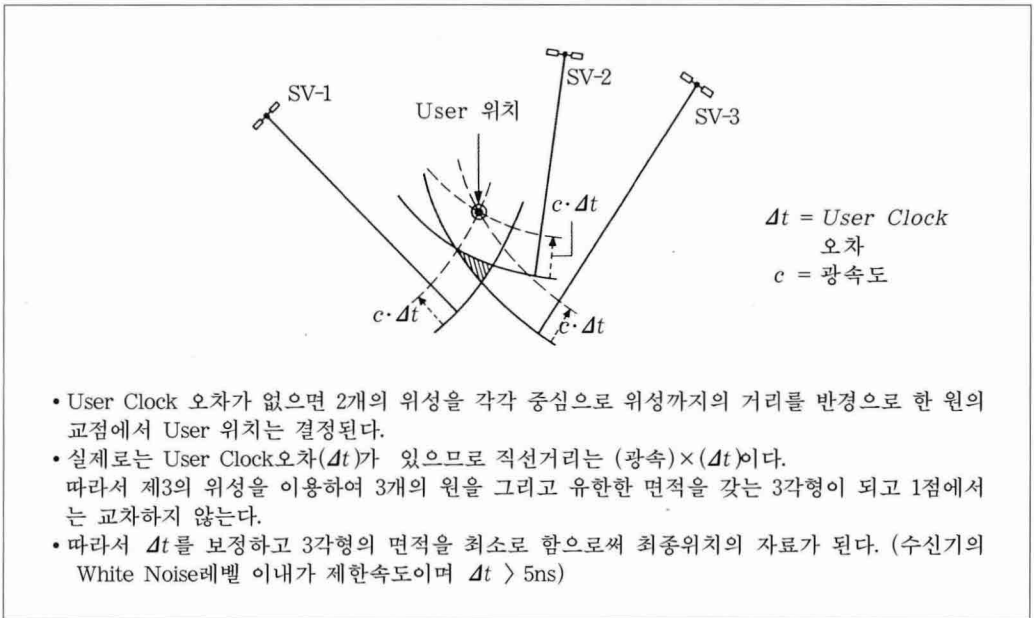
그러나 위성에서 송신된 전파는 위성의 궤도 정보 등의 위치측정에 필요한 데이터가 코드화되어 수신기에서도 위성이 전파를 송신하는 것과 동기(同期)된 같은 코드의 수신기로 발생한 코드와의 상호관련이 최대가 되는 위상차(位相差異)로부터 위성에서 수신기까지의 전파의 도달시간을 얻게 된다(아래 그림).

그러나 실제로는 위성이 기준시간에 대한 수신시간에는 다소의 오차가 있으므로 위성에서 수신기까지의 거리는 다음과 같은 오차를 갖게 된다.

GPS 기내 수신 개념도



GPS에 의한 측위원리(2차원)



$$\Delta R = \Delta t \cdot C$$

따라서 이러한 오차를 포함한 거리를 유사거리(Pseudo Range : PR)라 부른다. 이 때문에 2차원 위치를 구하기 위해서는 3개의 위성으로부터의 PR을 이용해야 한다.

2차원에서의 위치측정 원리는 위의 그림과 같이 수신기의 시간오차 Δt 때문에 각각 3개의 위성을 중심으로 한 원은 한점에서는 만나지 않으며 유한한 면적을 갖는 삼각형이 되므로 Δt 를 파라미터로 삼각형의 면적을 최소로 하는 점을 수신기의 위치로 결정한다. 마찬가지로 3차원의 위치정보는 4개의 위성에서 전파를 이용함으로써 구한다.

GPS에 의한 위치측정상 오차의 원인으로는 다음과 같은 사항이 있다.

- * 위성의 시간오차
- * 위성내의 신호전파 지연오차
- * 전리층에서의 굴절에 의한 지연
- * 대기층에서의 굴절에 의한 지연

- * 수신기의 잡음/양자화 오차
- * multi bus에 의한 오차
- * 수신기내의 신호전파 오차

GPS에는 C/A 코드(coarse acquisition)와 P 코드(precision)의 2개의 스펙트럼 확산변조 신호가 있다. 일반적으로 민간용으로 이용할 수 있는 것은 C/A 코드이며 정밀도는 100m 정도이다. 이와는 대조적으로 P 코드는 16m 정도의 정밀도를 가지며 쉽게 해독할 수 없도록 암호화하여 주로 군용으로 사용하고 있으며, GPS의 장점으로는 다음과 같은 사항을 들 수 있다.

- * 전세계에서 항상 4개 이상의 위성에서 송신파가 수신될 수 있도록 위성이 배치되어 있다.
- * 연속적인 위치측정이 가능하며 항공기 등의 고속 이동체의 위치측정에 적합하다.
- * 스펙트럼 확산통신 기술에 의해 각 위성에서 동일 주파수의 전파가 송신되며, 또한 통신기도 각 위성에서 신호분리와 위치측

정이 동시에 가능하다.

- * 이동체의 운동특성에 적합하도록 동시 병렬수신이 sequential 수신으로 선택하여 용도에 적합한 수신기를 구성할 수 있다.
- * 스펙트럼 확산통신 기술을 이용하므로 잡음 등의 간섭을 받지 않는다.

정비/운용측면에서의 정보 시스템

최근에 마이크로 프로세서를 비롯한 전자기술의 발달로 항공기에서도 컴퓨터를 중심으로 한 정보 시스템의 개발이 촉진되어 항공기 자체도 하나의 대형 정비 시스템으로 변모되고 있다.

이중에서 정비나 운용을 용이하게 하기 위해 개발중인 정보 시스템으로 기상(機上) 정비 시스템과 ELS(Electronic Library System)은 매우 흥미있는 분야이며 민간 항공기에서 각광을 받고 있는 ELS에 관하여 자세히 소개하기로 한다.

• Electronic Library System(ELS)

*배 경

최근 수년간 특히 민간항공을 중심으로 기상(機上)에서 「less paper」를 목표로 ELS의 검토가 추진되고 있다. 현재 항공기에는 매우 많은 서류를 적재하고 있으며, 이 때문에 다음과 같은 문제가 지적되고 있다.

- * 종이의 정보(서류 등)량이 많아 무게가 증가한다.
- * 너무 많은 정보중에서 필요한 정보를 이용하지 못한다.
- * 서류의 수정, 발행에 시간이 걸리므로 추가, 교정정보가 구두로 전달되는 경우가 많다.
- * 정보 탐색이 어렵다.
 - 탐색 시스템이 정리되어 있지 않다.

- 여러 권의 매뉴얼을 필요로 한다.

- * 동일한 과제에 대하여 몇 권의 서류가 중복하여 존재한다.
 - maintenance manual
 - trouble shooting manual

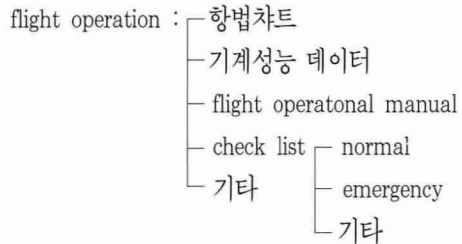
이상과 같은 문제를 해결하기 위한 목적에서 ELS가 검토되고 있다.

* 목적 및 적용분야

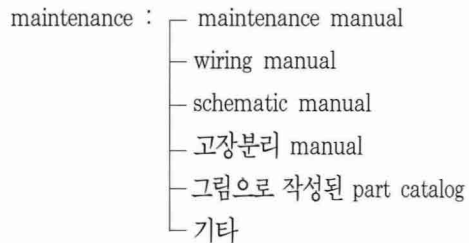
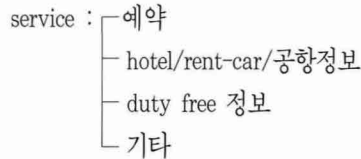
ELS는 지금까지 서류를 필요로 하는 다음의 분야에 대하여 그 목적을 달성하는데 사용한다.

- flight operation
- cabin, passenger service
- maintenance

이들 분야에서 각기 응용하려는 방법들을 다음과 같이 고려하고 있다.



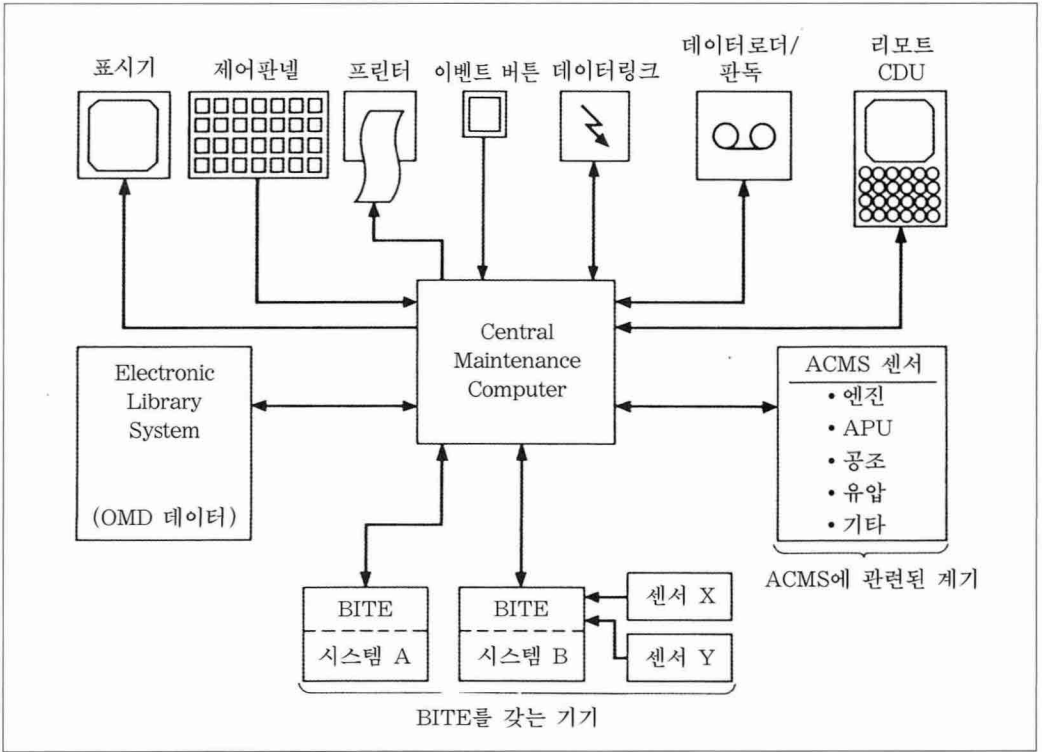
cabin passenger



*시스템의 구성

ELS 시스템 구성의 예로 검토중인 것을 P50 위의 그림에 나타낸다. ELS는 ELC(Electronic

기내 정비 시스템의 구성



Library Computer)라고 불리우는 database management software를 내장한 컴퓨터 그리고 대용량 메모리를 갖는 디스크 드라이버를 중심으로 하여 다음과 같은 관련기구로 구성된다.

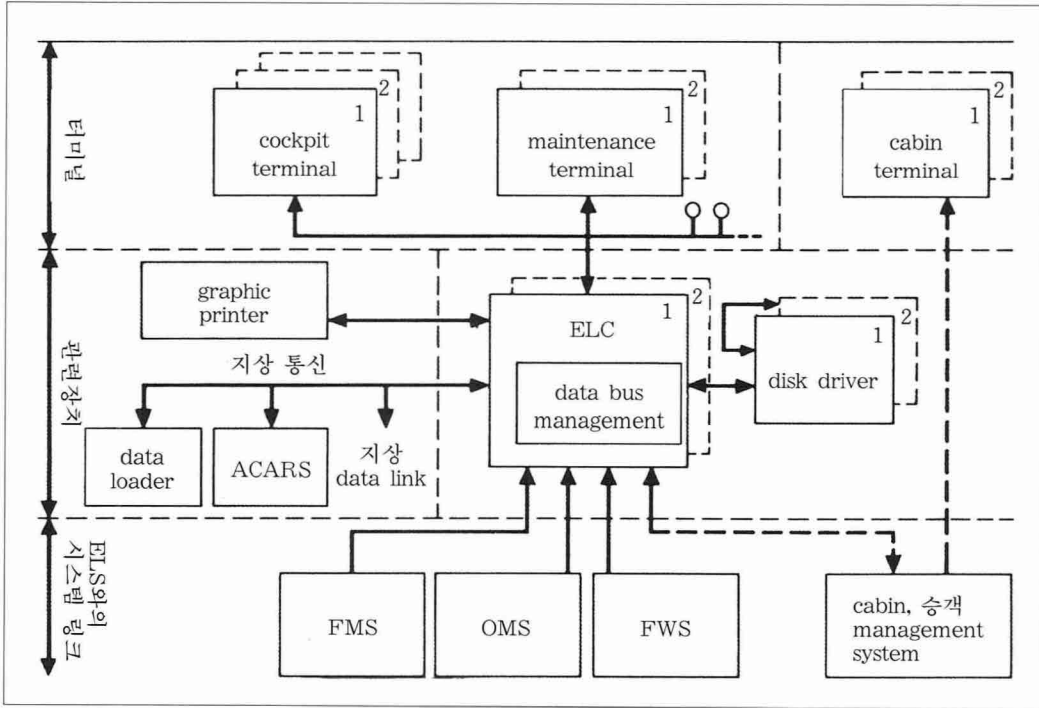
*terminal : cockpit terminal, maintenance terminal, cabin terminal 등이 user interface 로 설치된다.

*graphic printer : 찾아낸 데이터 베이스를

Solid State형 FDR과 CVR



ELS Architecture



필요에 따라 출력한다.

*ACARS/데이터 로더 : 지상과의 인터페이스로서 데이터의 로드 데이터의 통신에 사용한다.

또한 비행관리 시스템(Flight Management System : FMS), 비행경보 시스템(Flight Warning System : FWS), P50 위의 그림과 같은 기상(機上) 정비 시스템(Onboard Maintenance System : OMS) 등의 정보를 ELS와 링크하여 ELS를 보다 유효하게 활용하게 될 것이다.

예를 들면 FWS에서 경보 신호가 ELS에 입력되면 자동적으로 승무원용 operating manual의 정보 이용이 가능하게 되며, 또한 ELS 데이터 베이스에서 승무원용으로 필요한 chart를 자동적으로 출력하게 된다.

*개발 상황

ELS의 개발기술에는 다음과 같은 사항이 포함된다.

- system architecture(시스템의 구성 개념)
- 대규모의 software
- 대용량의 기억장치(광디스크)
- graphic display

여기서 어떤 시스템 구성 방식을 사용하느냐, 데이터를 어떠한 방법으로 표준화하느냐, 데이터의 변경방식, 관리를 어떻게 하느냐 등이 검토되어야 할 사항이며 미국의 ARINC (Aeronautical Radio Inc.)가 중심이 되어 검토하고 있다.

ELS의 궁극적인 목적은 「paperless airplane」이다. 기체(機體) 시스템과 지상 시스템을 잘 연결함으로써 신뢰성이 높고 사용하기 쉬운 ELS를 만들어 내도록 요구하고 있다.

(다음호에 계속)