

최신 전자기술에 의한 항공기 전체 계통의 변화 (2)



李相稷
國科硏 선임연구원
공학박사



邊宇緒
國科硏 연구원



邊振九
國科硏 연구원

“

대기의 상태는 지역, 시간,
기상 조건 등에 따라 변화므로
고도를 계산하는데는 북반구 중위도
지방에서 관측된 기상자료 등을 기준으로
제정한 표준대기를 적용한다. 속도를 계산하는데
전압과 정압의 압력차로 정의하는 항공기용
대기속도계 차압표를 사용한다. 계산된
에어 데이터는 비행계기나 cockpit display에
표시되어 조종사에게 정보로 전달됨과 동시에
자동조종 장치, 관성항법 장치, 비행관리
시스템, 항공관리 트랜스폰더 등에
기초 자료로 공급된다

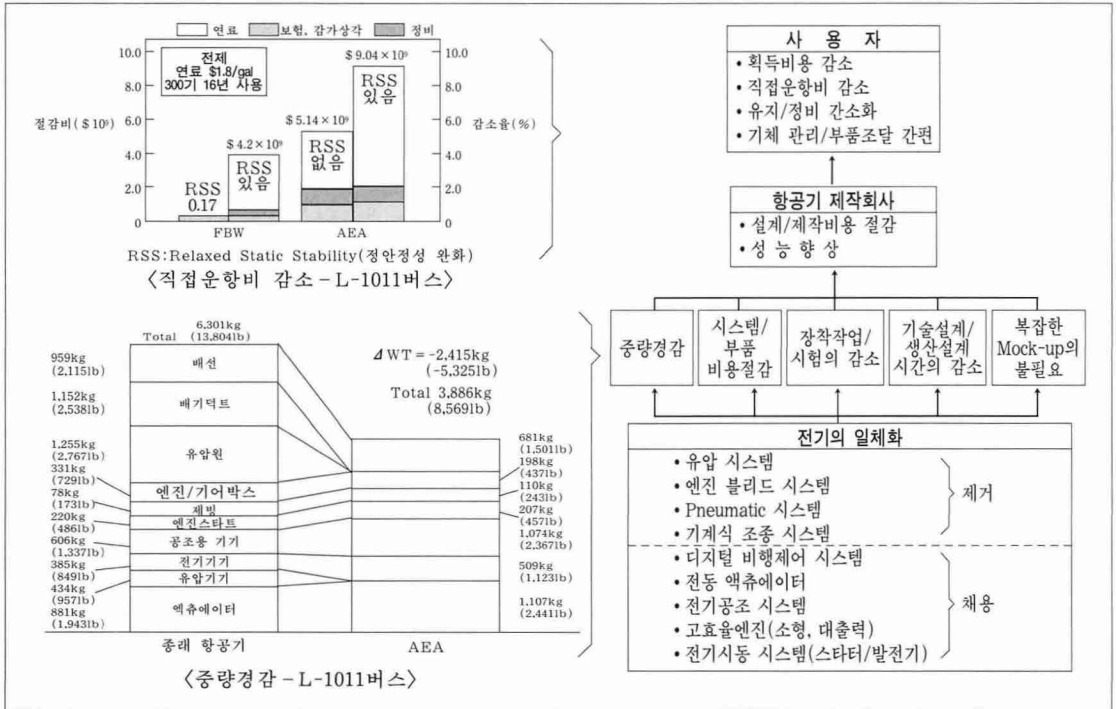
”

항공기의 센서 시스템

항 공기를 인간에 비교할 경우 센서 시스템은 생존을 위해 필요한 정보를 탐지하는 인간의 오감에 해당한다. 센서 시스템 검출대상 예를 들면 기체운동, air data 등에 따라 원리, 구성 등에서 여러 부분으로 구분되며 수많은 센서에 전자 기술, 혹은 광전자 기술을 적용하여 그 기능, 성능이 비약적으로 발전하고 있다.

여기서는 센서에 측정매체를 개입시키지 않고 직접적으로 물리량을 검출하는 direct sensing sensor와 전파를 이용하여 고도나 위치를 측정하는 remote sensing sensor의 2가지로 분류하여 이에 대

AEA의 적용 효과



한 현황과 향후 연구동향에 대하여 간단히 소개하기로 한다.

• Direct Sensing Sensor의 현황과 연구동향

*기체 운동의 센서

- 가속도의 검출 : 가속도계

가속도계의 원리는 매우 간단한 것으로 아래 그림과 같이 스프링에 구속된 질점으로 표현할 수 있다. 가속도 A로 가속된 경우 발생하는 질점의 변위 X는 스프링의 강성을 K라 가정할 경우 $X=KA$ 로 나타낼 수 있다. 여기서 변위 X를 구하면 가속도를 얻을 수 있다.

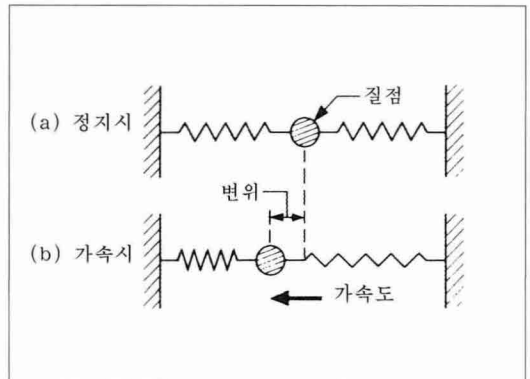
이 방법은 open-loop형이라 부르며, 입력 가속도가 증가할수록 질점의 변위도 증가하며 직선성이 둔화된다.

또한 dynamic range(가속도의 계측 범위)가 제한되는 결점을 갖고 있다. 이에 비하여 현재 사용되고

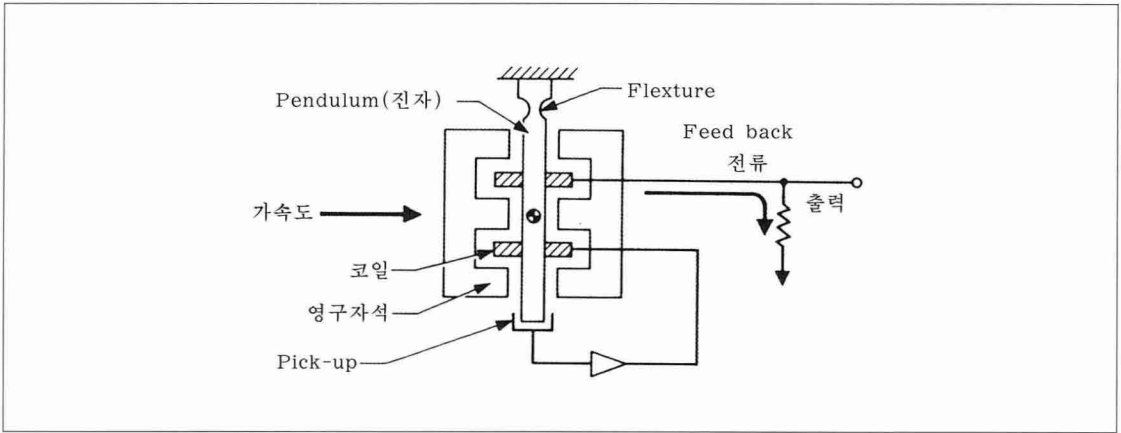
있는 가속도계는 closed-loop형 또는 서보형으로 질점의 변위를 검출하여 이 범위를 0점에 위치시키도록 전자기력선 등을 이용하여 제어하는 방법을 채택하고 있다.

현재 관성항법 시스템(INS : Inertial Navigation System) 등에 사용되고 있는 가속도계의 스프링, 질점의 구성은 P.40 위의 그림과 같이 Hinge-

가속도계의 원리



Hinge Pendulum형 가속도계의 개념



Pendulum형 또는 Flecture형이라 부르며, 1장의 판스프링이 아주 얇게 가공되어 있어 한쪽을 고정시키면 다른 쪽은 쉽게 변위하는 진자(Pendulum)가 된다.

가속도계의 입력에 대하여 발생하는 진자의 변위는 정전용량형 변위검출기 회로를 이용하여 검출되고 서보 증폭기를 통해 전류로 변환되어 진자부분에 감겨진 토크 코일(torque coil)에 작용한다. 이때 토크 코일에 흐르는 전류와 외측에 배치된 영구자석에 의해 진자드럼은 평형위치로 되돌아간다.

다시 말하면 진자의 가속도가 항상 0의 위치에 평형 상태가 유지되도록 제어되며, 토크 코일에 흐르는 전류는 입력 가속도에 비례한다. 이 가속도계의 dynamic range는 $\pm 30g$ 이며, 검출 가능한 최소 가속도는 $10\mu g$ 정도이다.

그러나 가속도계에서는 Flecture부인 스프링의 강성이 시간경과에 따라 변화하며 또한 영구자석의 효율도 변화하므로 측정오차가 존재하여 이것을 안정화시키기 위해 hinge-pendulum의 재질을 금속에서 크리스탈이나 실리콘 등으로 변경하는 연구가 진행중에 있다.

또한 관성항법 시스템의 변천에서도 알 수 있듯이 아날로그식에서 디지털로의 변화가 가속도계에

서도 바람직하며 장래에 진자를 고정하고 있는 beam의 고유 진동수가 입력 가속도에 따라 변동하는 것을 이용하여 주파수의 차이를 디지털로 얻어 낼 수 있는 디지털 출력의 가속도계가 출현할 것으로 예측된다.

- 각속도의 검출 : gyroscope

자이로스코프에는 고속 회전체를 갖는 기계식과 우측 주위의 광선과 좌측 주위의 광성이 광로면에 대하여 수직인 축을 회전함으로써 수광기(受光器)에 도달할때까지 시간 차이가 생기는 것을 이용한 광학식 기기가 있다.

기계식 자이로의 원리는 고속으로 회전 운동을 하는 회전체는 외력이 작용하지 않는한 관성공간에 대하여 스핀축을 일정하게 유지하려는 특성(이것을 gyro의 강성(rigidity)이라 부른다)을 이용한 것이다. 자이로 강성의 크기는 로터의 각속도 H에 비례한다.

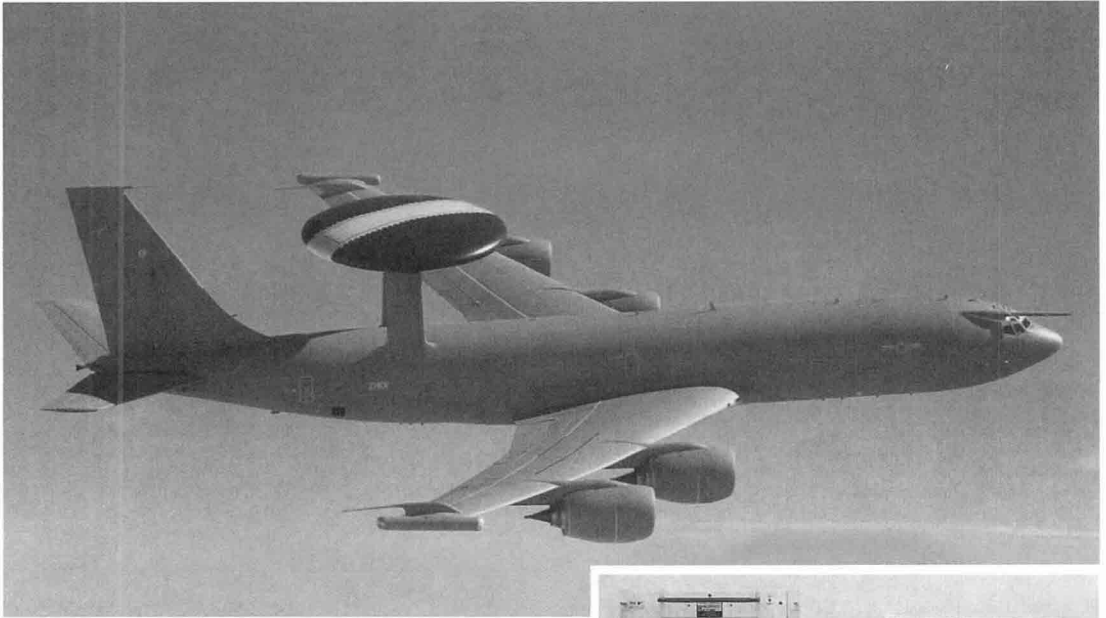
$$\text{각운동량} = H = I\omega \text{ (kg m}^2 \text{ rad/sec)}$$

여기서

I : 로터의 스핀축 주위의 관성모멘트 (kg m^2)

ω : 로터의 회전각속도 (rad/sec)

이 회전체의 스핀축을 기울이려는 토크를 주면 회전체는 스핀축과 주어진 힘의 방향에 직교하는



최신 전자기술의 집약체 E-3 AWACS

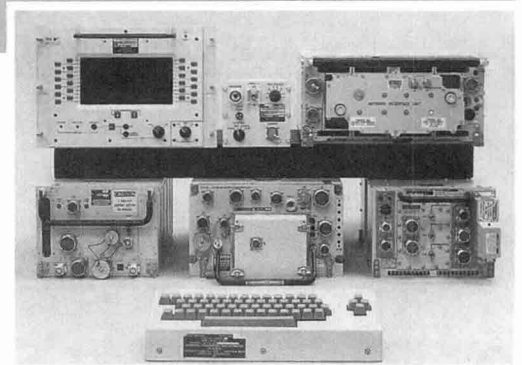
축주위에 회전 운동을 일으킨다.

이것을 자이로의 섭동(precession)이라 부르며, 섭동의 각속도 θ 는 가해지는 토크 T와 회전체의 각운동량 H에 의해 다음 식으로 표현된다.

$$\theta = T/H(\text{rad/sec})$$

일반적으로 INS 등에 사용되는 자이로의 섭동이 생기는 축(이것을 출력축이라 부른다)을 구속하는 구조를 이루도록 하여 이 축과 스핀축에 직교한 방향의 회전 운동에 대해서만 반응하도록 제작된다. 이것을 일축 자유도(一軸 自由度)의 부동형 자이로라 부르며, 출력축 주위의 불필요한 토크(float 회전축의 마찰 토크 등)를 감소시키기 위한 연구가 진행되고 있다.

이러한 방법의 자이로는 입력가속도에 비례하여 발생하는 float의 회전각을 전기적인 신호로 변환시킨다. 이것을 트리거 코일(trigger coil)에 케환시켜 전자기력에 의해 0의 위치로 평형시키는 방법이다. 트리거를 형성하는 영구자석이나 트리거 코일의 기계적인 제어에서 계측되는 각속도의 범위에는 한계



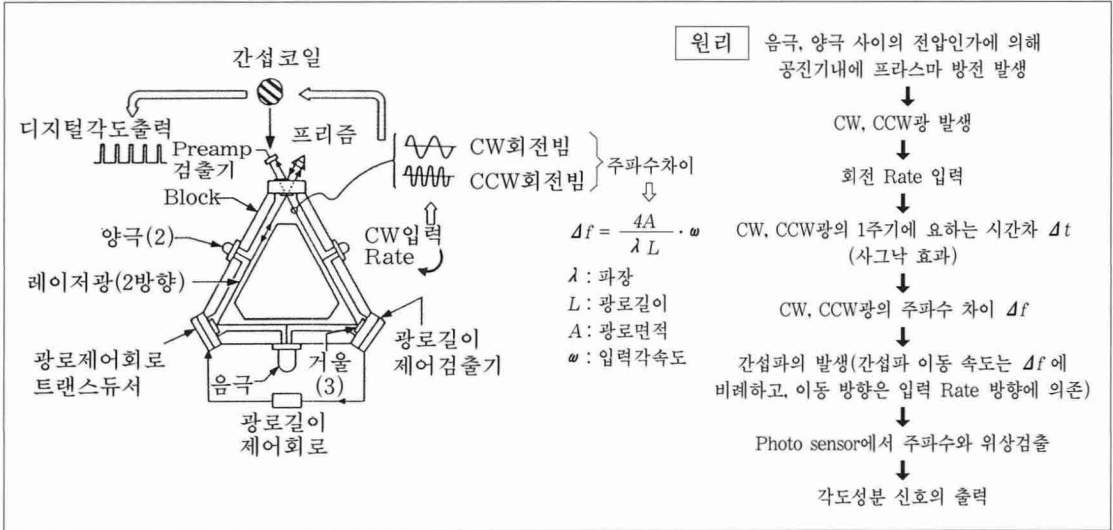
가 있다.

한편 광학식 자이로는 사그낙 효과(Sagnac Effect)를 기본적인 원리로 한 것이므로 입력가속도에 의해서 우측 주위와 좌측 주위의 두 광선 사이에서 생기는 전파 시간 차이를 검출하는 것이다.

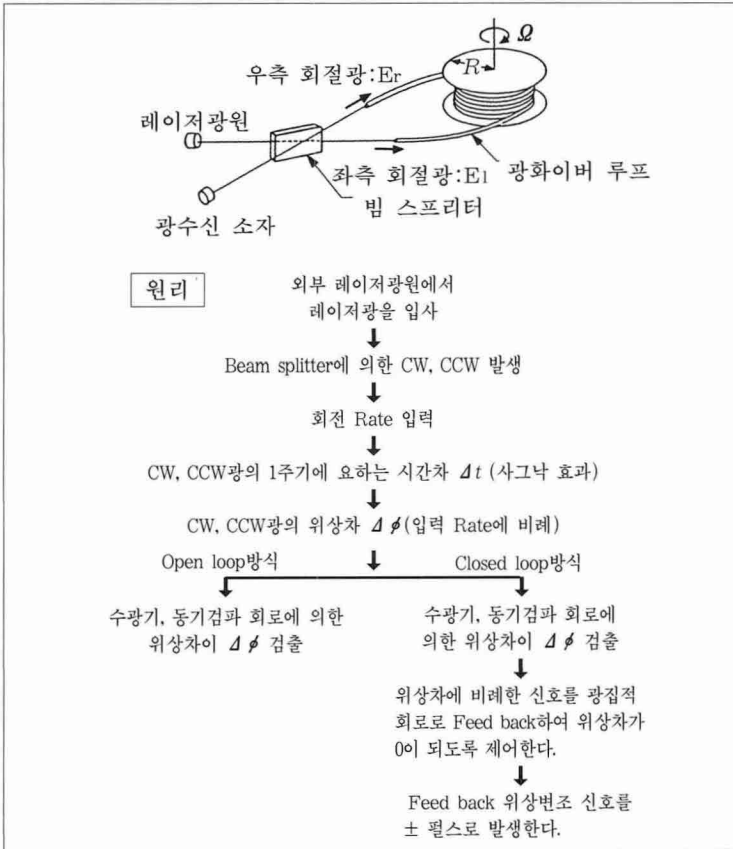
여기서 링 레이저 자이로(ring laser gyro)는 가느다란 관으로 가공한 glass block에 반사경 및 전극을 부착시킨 링 공진기이며, 양극과 음극 사이에서 방전하는 현상에 의해 우측 주위와 좌측 주위의 레이저 광의 발진을 발생시키는 것이다.

정지시에는 양광의 수광기에 도달하는 정파시간에는 차이가 없으나 광학계가 회전하는 경우에는

링 레이저 자이로의 기본 원리도



광 화이버 자이로의 기본 원리도



양광의 수광부에 도달하는 전파 시간 차이는 양광의 주파수 차이로 나타나며 수광부에서 간섭 줄무늬 형태를 관찰할 수 있다. 이 줄무늬의 형태는 입력각속도에 비례하므로 줄무늬 형태의 변동을 펄스(pulse)로 읽어냄으로써 각속도를 예측할 수 있다.

링 레이저 자이로는 입력각속도가 작아지면 양방향에 전파되는 모드결합을 발생시키며, 양쪽 광선의 발진주파수가 일치하여 입력각속도를 검출할 수 없는 현상(locking 현상)이 발생한다.

이러한 현상을 피하는 각종 방법이 있으나 일반적으로 glass block을 강제적으로 각진동시키는 기계적인 방법이 채택되고 있다. 이 자이로는 strapdown 방법의 관성항법 시스템을 실용화하는데 큰 역할을 하고 있으며 현

재 각속도 센서의 주류를 이루고 있다.

광 화이버 자이로는 링 레이저 자이로와 같은 사그낙 효과를 적용한 것이나 P.42 아래 그림과 같이 광원에서 발생한 광은 빔 스프리터를 통해 분할되어 광 화이버 코일을 우측 주위와 좌측 주위에 전파한다. 이들 광은 다시 빔 스프리터를 통해서 수광기에 도달한다. 이 광학계를 각속도 Ω 로 회전시키면 양쪽의 광선 사이에는 다음 식과 같은 위상차 $\Delta\theta$ 를 발생시킨다.

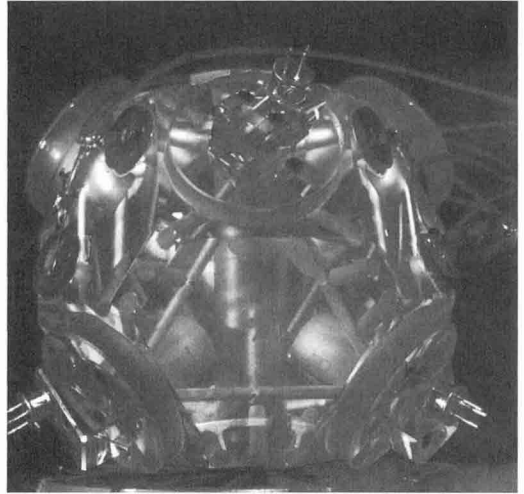
$$\Delta\theta = 4\pi R\Omega / C\lambda$$

여기서

- R: 광 화이버 코일의 반경
- L: 광 화이버의 길이
- C: 광속
- λ : 광의 파장

간섭광의 강도는 COS(위상 차이)의 함수가 되기 위해서 90° 위상변조를 하고 SIN(위상 차이)의 함수도 얻도록 함으로써 감도를 향상시킨다. 이 방법을 open-loop 방법이라 부르며, 입력각속도가 증가함에 따라 직선성이 둔화되므로 linearizer 등의 회로가 요구되고 dynamic range가 매우 좁다는 결점이 있다.

따라서 고성능화를 목적으로 하는 광 화이버 자



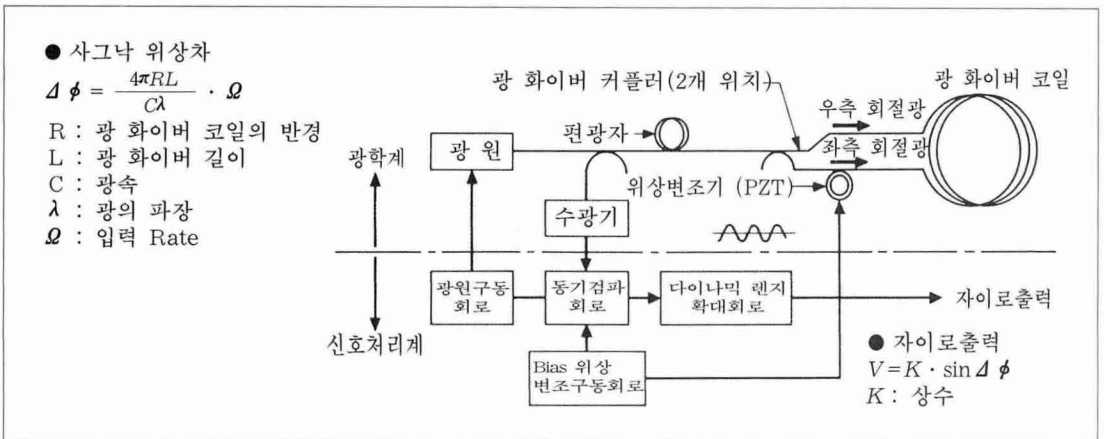
링 레이저 자이로

이로로서 closed-loop 방법을 개발, 추진하고 있다. 아래 그림과 P.44 위의 그림은 Open-loop 방법과 Closed-loop 방법의 기본적인 원리를 나타낸다.

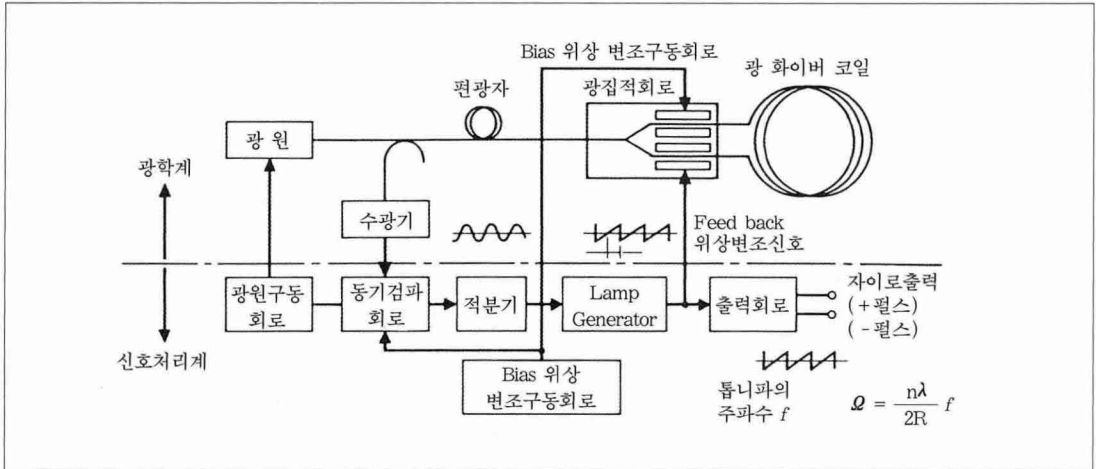
Closed-loop 방법은 간섭광 강도에서 얻어진 위상 차분을 광주파수 shift에 되먹임(feed back)시킴으로써 항상 0점에서의 평형을 확보하는 방법이며, 이 되먹임의 양을 이용하여 입력각속도를 구할 수 있다.

광 화이버 자이로는 링 레이저 자이로에 비해서 무거운 글라스 블록(glass block)이 요구되지 않

Open Loop형 광 화이버 자이로의 기본 원리도



Closed Loop형 광 화이버 자이로의 기본 원리도



므로 글라스 블록의 세관가공, 미러(mirror)의 초정밀가공 등이 불필요하므로 소형, 경량, 저가격을 기대할 수 있다. 앞으로 관성항법 시스템을 각속도 센서로 가까운 장래에 자이로의 주류를 이룰 것으로 판단된다.

- 자세/방위 : 자세방위 기준 장치

지금까지 자세각, 방위각의 계측은 기계식 자이로를 사용하였으나 고속회전체의 관성공간에 머무려는 성질을 이용하여 기계적으로 고속회전체의 기준축에서의 상대적인 변위를 측정하여 자세각, 방위각을 구하는 방법이 사용되었다.

이 방법은 특별한 연산처리가 불필요하고 원리도 간단하나 많은 구성품으로 이루어지며, 회전축의 상대적인 각도를 검출하기 위한 전자/기계부품들이 많이 사용된다. 이에 비하여 링 레이저 자이로나 광화이버 자이로가 출현하게 되면서 고속회전체를 갖지 않고서도 이동체의 회전 운동이 계측 가능해졌다.

이와 같은 센서는 회전 운동에 의한 각도 변화를 펄스로 출력할 수 있으므로 디지털 컴퓨터로 데이터를 송신/수신하는데 용이하다는 장점이 있다. 자세각의 계측은 기준면(보통 국지 수평면)에 대한

각도 변화량으로 얻어지며 방위각은 眞北으로부터의 각도 변화량을 계측하여 얻는다.

자세각, 방위각의 기준이 되는 국지수평면 및 진북은 지구의 중력이나 지구의 회전각속도를 이용하여 구할 수 있다. 즉 지상국에서의 국지 수평면에 대하여 수직이므로 수평면에 위치하는 가속도계는 중력성분이 없으므로 가속도는 0이다.

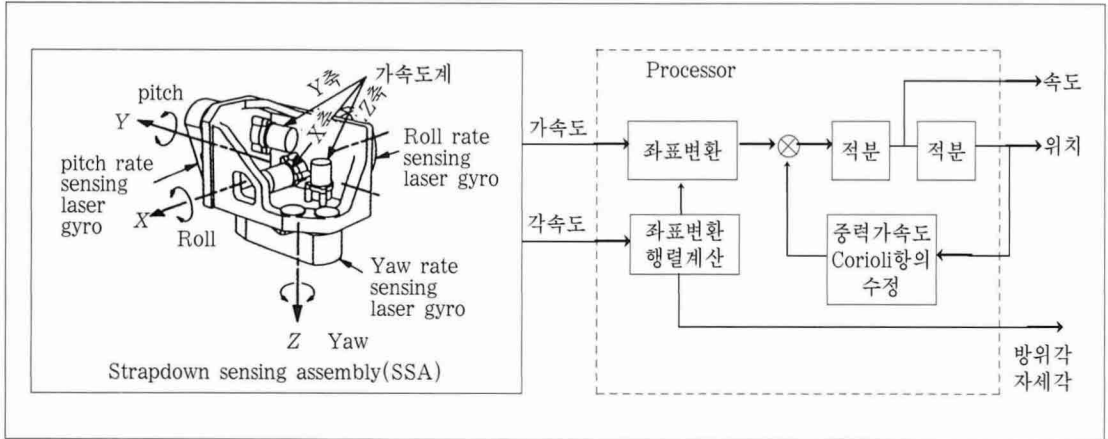
또한 방위각에서도 지구의 회전각속도 Ω 를 위도 λ 에서의 지구 표면을 보면 국지수평이며 모든 진북 방향의 지구 회전각속도 성분을 $\Omega \sin \lambda$ 로 나타내는 점을 이용하여 眞北을 구할 수 있다.

이 같은 센서와 컴퓨터의 발달로 인해 자세방위의 계측은 기계식의 수직 자이로(vertical gyro), 방향 자이로(directional gyro)를 사용함으로써 직교 3축에 고정된 링 레이저 자이로 등에서 출력되는 각도변위를 디지털로 처리하는 strapdown형 자세방위 기준 장치로 교체되고 있다. P.45 위의 그림에 strapdown형 자세방위 기준 장치의 구성도를 나타낸다.

* Air Data System

항공기가 대기중에 고속으로 비행하기 위해서는 비행성능, 비행상황, 운항상황 등이 기체 주위의 대

Strapdown형 자세방위 기준 장치의 구성도

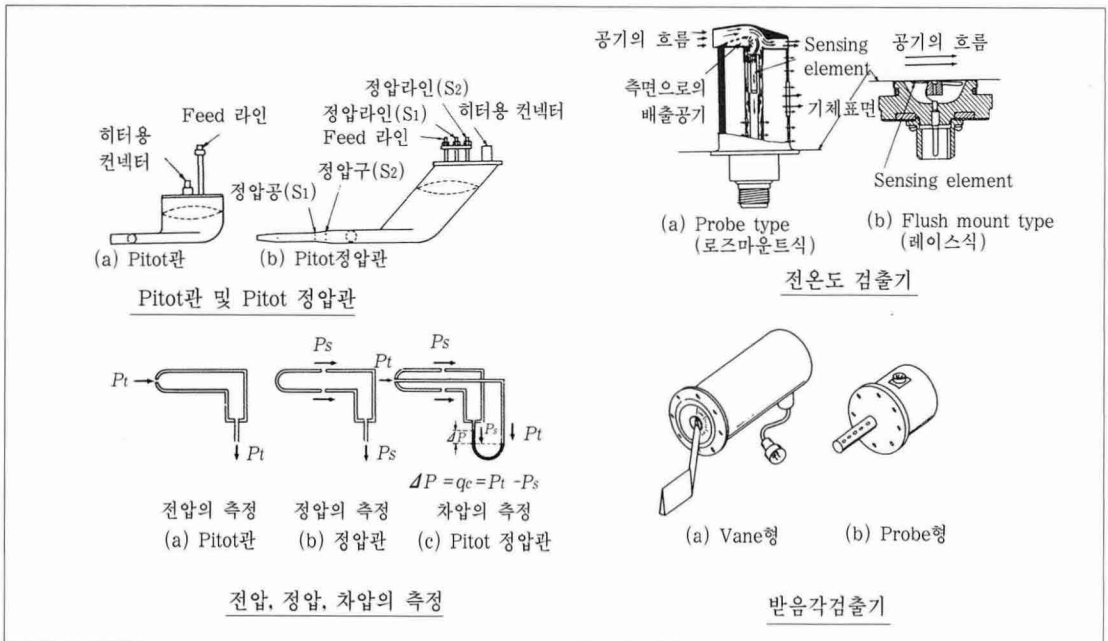


기상태나 기체와 주위대기와의 상대적인 움직임 등과 밀접한 관계가 있다.

이같이 항공기 주위의 대기상태나 대기에 대한 항공기의 상대적인 움직임을 나타내는 등의 각종 정보를 얻어내는 장치가 에어 데이터 컴퓨터(Air Data Computer) 또는 대기제원 계산기라 부른다.

에어 데이터의 기초가 되는 정보는 항공기 주위의 기압(정압), 항공기 앞부분 정체점의 압력(전압), 항공기 주위의 대기온도에 공기압축이나 마찰로 인해 발생하는 온도를 고려한 기온(대기 전온도), 그리고 항공기 주위의 대기흐름의 방향(받음각)으로 4종류가 있으며 이것을 기본으로 모든 자료가 계산

에어 데이터 센서의 외형과 구조



센서의 장착 위치



된다.

구하려는 정압(P_s)은 피토 정압관 혹은 기체 측면에 설치된 정압공으로 검출하며, 전압(P_t)은 피토관이나 피토 정압관으로 검출한다. 원하는 대기 전온도(T_t)와 반음각(α_t)은 각각 전온도 검출기와 반음각 검출기로 검출한다.

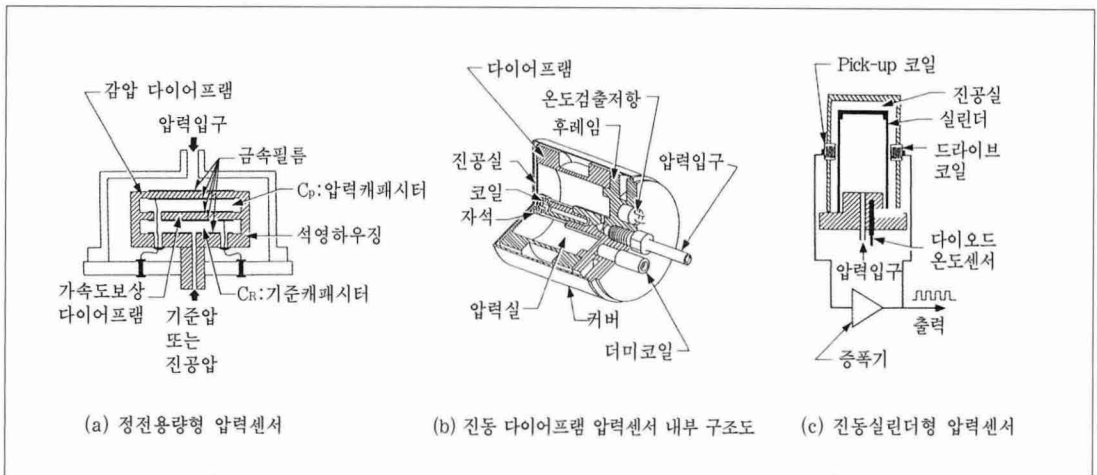
이 같은 각종 센서의 외형과 구조를 P.45 아래 그림에 나타낸다. 공기흐름의 난류에 의한 오차를 감소시키기 위해 센서는 대기흐름이 균일한 기수부분

에 설치한다. 센서의 장착 위치는 위의 그림에 나타낸다.

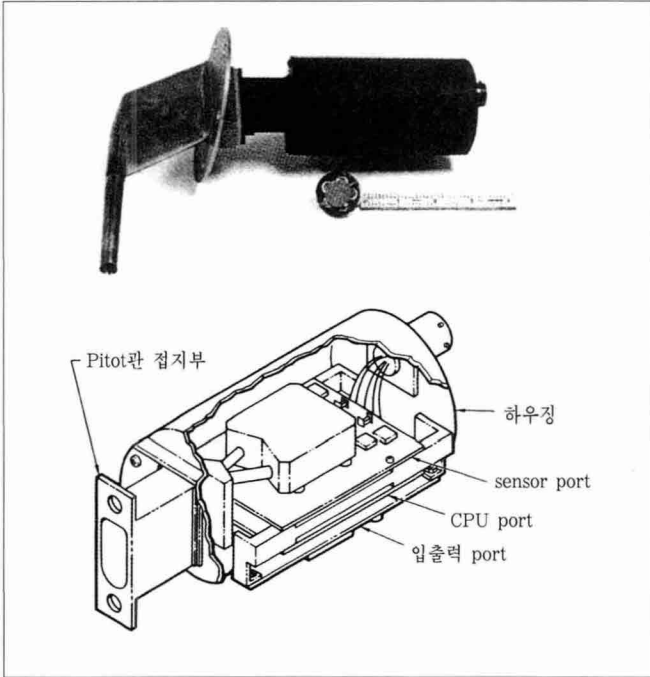
원하는 신호는 검출할 때 오차를 포함하며, 정압과 반음각은 그 주위의 공기흐름에 따라 많은 영향을 받으므로 위치 오차와 속도 오차를 포함한다. 전온도의 경우에는 위치 오차가 거의 없으나 속도 오차를 갖는다.

정압과 반음각은 항공기의 기종에 따라 공기흐름 상태가 다르므로 오차가 작은 위치를 확인하여 센서

압력센서의 내부 구조



에어 데이터 모듈



를 설치한다. 그리고 비행 시험의 데이터를 기초로 오차를 보정하여 정확한 에어 데이터를 계산한다.

센서에서 얻어진 데이터를 전기적인 신호로 변환시킨다. 보통 전압, 정압은 압력센서로 변환시킨 전압신호나 주파수 신호로 그리고 대기 전온도는 백금 저항체의 저항값으로, 받음각은 vane의 회전각을 나타내는 싱크로 신호(synchro signal)나 포텐셔미터 신호(potentiometer signal) 또는 probe의 상하위치에 열린 정압공간의 압력차를 나타내는 전기신호로 바뀐다.

이중에서 특히 높은 정밀도를 요구하는 것은 정압과 전압이며 지표면 부근에서의 고도 허용 오차인 $\pm 15ft$ 를 만족하기 위해서는 지상의 표준대기압 29.92inHg(1.013mb)에 대하여 0.015inHg(0.237mb) 이내의 오차로 압력검출이 가능해야 한다.

ADC(Air Data Computer)에 사용되는 압력 센서는 매우 정밀도가 높은 것이 사용되고 있으며, 최

신 센서의 정밀도는 앞에서 언급한 것보다 반정도의 오차를 유지한다.

현재 실용화되고 있는 센서에는 압력을 금속원판이나 금속원통의 진동 주파수로 검출하는 진동 다이어프램형이나 진동 실린더형, 압력을 2장의 석영 다이어프램 사이의 정전용량으로 검출하는 정전용량형 등이 있다. P.46 아래 그림에 이 같은 종류의 압력센서 구조를 나타낸다.

전압, 정압, 대기 전온도 그리고 받음각 입력을 이용하여 계산되는 에어 데이터 출력의 기본적인 사항으로는 기압고도(H_p), 상승률(H), 수정 대기속도(CAS), 진대기속도(TAS), 등가 대기속도(EAS), 마하수(M), 대기온도(T_s), 대기 전온도(T_t), 그리고 받음각(α)이다.

대기의 상태는 지역, 시간, 기상 조건 등에 따라 변하므로 고도를 계산하는데는 북반구 중위도 지방에서 관측된 기상자료 등을 기준으로 제정한 표준대기를 적용한다. 속도를 계산하는데는 전압과 정압의 압력차로 정의하는 항공기용 대기속도계 차압표를 사용한다.

계산된 에어 데이터는 비행계기나 cockpit display에 표시되어 조종사에게 정보로 전달됨과 동시에 자동조종 장치, 관성항법 장치, 비행관리 시스템, 항공관리 트랜스폰더 등에 기초 자료로 공급된다. 최근의 연구동향으로는 피토 정압관에 압력센서, 마이크로 프로세서, 그리고 데이터 버스를 일체화한 ADM(Air Data Module)이 시험 제작되고 있다.

이 장치를 사용하면 기체의 공기배관이 불필요하여 무게를 절감시킬 수 있다. 하드웨어의 단순화나 부품수의 감소로 인하여 신뢰성, 정비성의 향상을 기대할 수 있으며, 에어 데이터 모듈의 한가지 예로서의 그림에 나타낸다. (다음호에 계속)