

비행시험 계측기술에 관한 연구

황 명신
한국항공대학교 항공기계공학과

Instrumentation Technology for Flight Test

Myung-Shin Hwang
Dept. of Aero & Mech. Engineering Aviation University

Abstracts

The instrumentation system is the most important aspect of a flight test program. It is the means by which the objective of a flight test, the production of accurate, useful data, is achieved. An instrumentation system consists of everything required to sense, condition, and record all parameters of interest. The task of a flight test engineer is to select a system that is adequate to obtain all needed data, but not complex, expensive, and heavy than the situation demands. In this paper, the primary factors that determine the design of an instrumentation system are discussed.

1. 서 론

계측장비 계통은 비행시험 계획에서 가장 중요한 부분으로, 이것에 의해 비행시험의 목적이 이루어지고 정확하고 유용한 자료가 구해진다. 계측장비 계통은 모든 관련된 변수들을 감지하고, 기록하기 위해 필요로 하는 모든 것으로 구성된다. 계측장비 계통은 단순하게 연필과 받침을 가진 조종사나 관찰자로서도 가능하고, 계속적으로 자료기록을 하는 지상국과의 원격 송수신을 하는 수백개의 채널을 갖는 정교한 컴퓨터 계통이 될 수도 있다.

비행시험 기술자의 임무는 모든 필요한 자료를 획득하는데 적절한 계통을 선정하는 것이다. 그러나 이 장비는 복잡해서도 안되고, 비싸서도 안되며 필요한 상태보다 무거워서도 안된다. 계측장비 계통의 설계를 결정짓는 주요 요소는 다음과 같다.

- 채널수(number of channels)
- 표본율(sample rate)
- 정밀도(accuracy)
- 기록 방법(recording method)
- 여분(redundancy)

비록 많은 다른 요소들이 중요하지만, 위의 요구사항은 중대한 설계 작업이나 계통 선정이 시작되기 전에 정의되어야 한다.

설계 과정에서의 첫단계는 필요로 하는 정밀도와 각 변수들에 대해 필요한 기대 영역과 표본율에 따라 측정되고 기록되는 모든 변수들을 종합한 완전한 측정표를 만들어야 한다. 다음 어떤 장비가 필요한지 그리고 어디서 구입할 것인지 또는 설계를 하여 만들것인지를 결정할 수 있는 완전한 제표도를 그린다.

마지막으로 각 채널에 대한 요구사항에 기초한 트랜스듀서에 대한 개요가 만들어져야 한다.

본 연구에서는 항공기의 비행시험에 있어서 가장 중요한 측정 채널에 대한 것과 기본적인 측정양(온도, 연료량, 가속도)과 변위 위치측정, 그리고 기록방법 등에 대하여 살펴보고자 한다.

2. 측정 채널의 특성

하나의 채널은 자료의 통로로 구성되며, 이것은 트랜스듀서가 변수를 감지하는 점으로부터 시작하며 신호를 발생하여(일반적으로 전기적인 신호) 사람의 눈이 보이지, 그래프, 또는 디지털 기록으로부터 값을 읽는 것 까지를 포함한다. 측정된 값으로부터 관찰된 값까지의 과정은 정확한 값을 유지하기가 어렵다. 오차는 정적일 수도 동적일 수도 있으며, 측정되는 실제 값은 트랜스듀서에 의해서만도 변경될 수 있다. 여기서는 오차를 이해하고 결과를 해석하려고 할 때 고려하여야 되는 측정되는 채널의 여러가지 특성에 대해 논의한다.

2.1 범위(range)

변수의 전체 영역이 기록되는 채널을 설계하는 것이 중요하다. 최대진폭값 이전에서의 자료 절단이 트랜스듀서에서 만이 아니고 경로의 여러 곳에서 발생할 수 있다. 변수의 전체 영역을 알 수 없는 경우, 범위에 대해 관대하여야 하지만 신호의 해상도에 대해 너무 많이 집착하지 않도록 주의하여야 한다.

2.2 해상도(resolution)

해상도는 출력 신호를 해독할 수 있는 범위내에서의 최소 값을 기준으로 한다. 해상도는 게이지의 크기, 버니어 다이얼, 유효한 이진수 등에 의해 결정된다. 필요한 해상도(관찰할 수 있는 신호 변화를 일으키는 가장 적은 변화로써 표현되는)는 결과를 만드는 시험의 성질과 사용에 의해 결

정된다.

2.3 정적 정밀도(static accuracy)

정적 정밀도는 정상 상태에서 변수의 실제값과 관찰된 값사이의 차이에 해당된다. 정밀도가 떨어지는 것, 실제값과 관찰된 값사이의 오차는 많은 다른 원인을 갖고 있으며, 이들 오차의 가장 공통적인 것들을 살펴보면 다음과 같다.

- 판독 오차(reading error) : 계기나 계이지를 읽는 사람에 의한 오차.
- 무효지역 오차(deadband error) : 트랜스듀서는 변수가 임의의 정해진 양을 벗어나기 전까지는 자주 응답하지 않는다.
- 히스테리시스 : 측정 채널에 마찰, 관성 또는 감쇠가 있는 경우 기록된 값은 신호 변경 방향에 의존한다.
- 환경 : 트랜스듀서 출력은 주위의 온도, 압력, 가속도 등에 영향을 받는다.
- 영오차(zero error) : 트랜스듀서는 0의 입력에 대해 제한된 출력을 발생한다. 이것은 모든 출력값에 대해 일정한 편차를 일으킨다.
- 측정 오차 : 이 오차는 장비나 채널이 측정되는 정밀도를 나타낸다. 이 오차는 능숙치 못한 측정 기술이나 시험 중 측정 변경에 기인한다.
- 정밀도 : 이것은 동일한 입력이 주어졌을 때 동일한 출력을 반복하는 장비의 능력에 해당된다. 이것은 통계적인 방법에 의해 나타내지며, 일반적으로 일련의 자료점들이 속할 것으로 기대되는 분산대에 해당된다. 정밀도 오차는 측정에 따른다. 정밀도와 해상도 오차는 통계적인 방법에 의해서만 다루어지며, 모든 개개의 자료점에 관련된 불확실을 결정한다.

2.4 동적 정밀도(dynamic accuracy)

트랜스듀서의 출력 신호는 입력이 동적이거나 급속하게 변화하게 되는 경우 앞에서 설명된 것에 추가하여 오차를 발생시킬 수 있다. 동적 오차는 일반적으로 일차나 이차 전달함수에 의해 나타낼 수 있다.

일계 미분방정식은 다음과 같다

$$\tau \dot{x} + x = y(t) \quad \text{------(1)}$$

여기서 y는 입력이고, x는 출력이며, τ는 시정수이다. 스텝 입력의 경우 y(t) = 1이고, 출력은

$$x = 1 - e^{-\frac{t}{\tau}} \quad \text{------(2)이다.}$$

이계 미분방정식은 다음과 같다.

$$\ddot{x} + 2\zeta\omega_n \dot{x} + \omega_n^2 x = y(t) \quad \text{------(3)}$$

여기서 y는 입력, x는 출력, ζ는 감쇠비, 그리고 ω_n은 비감쇠 고유진동수이다.

교란을 받은 후 이계 미분방정식의 응답은 일반적으로 다음과 같다.

$$x = e^{-\zeta\omega_n t} \sin\omega t, \omega = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} \quad \text{------(4)}$$

식 (4)는 이계 미분방정식의 과도응답을 나타낸 것이다. 정상 정현(sine) 신호에 대한 응답을 주파수 응답이라한

다. 이것은 입력에 대한 출력의 이득(gain)과 위상각(phase angle)에 의해 나타내진다. 출력과 입력 주파수는 초기의 과도응답이 사라진 후에 같아진다. 가속도계와 압력 트랜스듀서는 전형적인 이계 미분방정식으로 나타내진다. 동적 응답을 이해함으로써 응답 오차를 최소화 할 수 있는 주파수와 감쇠 특성을 갖는 트랜스듀서를 선정할 수 있으며, 대부분의 경우 입력 신호와 출력 신호사이의 불일치의 크기를 계산할 수 있다.

3. 온도 측정

온도는 비행시험에서 매우 중요한 요소이며 비행시험 엔지니어들에게는 특히 어려운 문제이다. 항공기에서의 온도 측정 범위는 항공기가 운항하는 성층권의 영하 57° 부터 제트엔진의 배기가스 온도인 1100° C 에 이른다. 또한 온도 측정에서의 어려운은 빠르게 움직이는 흐름속에서의 온도 측정이란 점이다.

3.1 센서의 종류

항공기에서 사용될 수 있는 온도 측정에는 아래 표 1과 같이 여러가지 방법이 있으나, 여기서는 항공기의 비행시험에서 주로 사용되는 온도 트랜스듀서와 thermocouple에 대해 알아본다.

Table 1 Types of Thermometers Used in Aircraft

Thermometer Type	Temp. Range °C	Limit of Error
bimetallic	-60 to +400	1 to 3% of the range
liquid in glass	-58 to +60	0.2 to 1°C
liquid in metal	-35 to +500	1 to 2% of the range
resistance	-220 to +300	0.2 to 5.0°C
thermoelectric	+200 to +1500	1 to 10°C

3.2 Resistance thermometers(저항온도계)

저항온도계는 온도에 따른 저항 변화에 의존하며, 그 특성은 저항온도계수 α에 의존되며 온도의 함수로 다음식으로 표시된다.

$$\alpha = \frac{R_2 - R_1}{R_1(T_2 - T_1)} \quad \text{------(5)}$$

여기서 α는 사용재료에 대한 값으로 그 값이 클 수록 주어진 재료로 만들어진 트랜스듀서의 민감도가 크며, 특히 반도체(semiconductor) 재료의 경우 α = - 0.068 - +0.14로 음의 α값을 갖는 thermister를 만드는데 사용된다.

thermister는 다음과 같은 여러가지 장점을 갖고 있다.

- ① 큰 저항은 적은 전류에 대한 큰 전압강하를 갖는다.
- ② 민감도가 ± 0.01°C 이내이다.
- ③ 소형으로 제작이 가능하다.

3.3 Thermocouples

thermocouple은 Seebeck 효과로 두 가지의 다른 금속이 접촉할 때 온도 변화에 따라 전압발생이 나타나는 것을 이용한 것이다.

thermocouple은 큰 온도 범위에 걸쳐 사용할 수 있으며 장점으로는 자체열에 의한 오차를 제거할 수 있다는 것이다. thermocouple을 이용할 경우 발생할 수 있는 온도 측정에

서의 오차는 몇가지를 들 수 있으며 다음과 같다.

- 계기 교정오차
- 마하수 결정을 위한 위치 오차
- 열지연
- 전기회로에 의한 자체 열
- 제빙 열 오차

표 2는 항공기에서 사용되는 thermocouple을 나타낸 것이다.

Table 2 Thermocouples used in Aircraft

Type	Designation	Composition	Range/Accuracy
Type E (ISA Std)	Chromel(+)/ Constantan(-)	90% Ni 10% Cr/ 57% Cu 43% Ni	-18 to +315°C/±1.8°C +315 to +870°C/±0.5%
Type K (ISA Std)	Chromel(+)/ Alumel(-)	90% Ni 10% Cr/ 94%Ni 3%Mn 2%Al 1%Si	-18 to +276°C/±2.2°C +276 to +760°C/±0.5%
Type J (ISA Std)	Iron (+)/ Constantan(-)	Fe/ 57% Cu 43% Ni	-18 to +276°C/±1.8°C +276 to +760°C/±0.5%
Type R (ISA Std)	Platinum(-)/ Pt/ Platinum-Rhodium(+)	Pt/ 87% Pt 13% Rh	0 to +1,000°C/±0.25%
Type S (ISA Std)	Platinum(-)/ Pt/ Platinum-Rhodium(+)	Pt/ 90% Pt 10% Rh	+450 to +1,500°C/±0.25%
Type T (ISA Std)	Copper(+) Constantan(-)	Cu/ 57% Cu 43% Ni	-200 to +93°C/±0.8°C

4. 연료량 측정

비행시험에서 연료량의 측정은 두가지 관점에서 대단히 중요하다. 첫째는 제트엔진의 경우 추력은 연료량에 의존되며, 둘째로 비행중 항공기의 총무게는 연료사용량에 의해 결정되기 때문이다.

연료량을 측정하는 데는 터빈, 가변 orifice, 그리고 각 운동량 유량계를 사용한다.

4.1 터빈 유량계(turbine flow meters)

그림 1은 전형적인 터빈 유량계를 나타낸 것으로 호틀체적측에 직접 비례하는 속도로 회전하는 회전날개에 의해 유량이 측정된다. 회전날개의 회전율은 자기 코일에 의해 감지되고 전류 펄스를 야기시킨다. 회전시에 펄스가 있으므로 쉽게 사용된 연료량을 환산할 수 있다. 터빈을 이용한 유량계는 체적율을 측정하기 때문에 전체 연소된 연료의 총무게를 결정하기 위해서는 연료의 밀도를 알아야 한다. 이것은 유량계 근처에서의 연료의 온도 측정에 의해 이루어진다. 터빈 유량계는 10 ms의 좋은 과도 응답특성을 갖고 있으며 1계 시스템처럼 작동한다.

4.2 가변오리피스유량계(variable orifice flow meters)

가변 오리피스 유량계는 그림 2에 나타낸 것처럼 가변 오리피스를 통과하는 압력차의 함수로 신호를 발생시킨다. 가변유량계의 원리는 유량이 증가하면 증가된 압력차에 의해 오리피스를 더 크게 열도록 하여 유량이 증가되게 하는 것이다. 이 때 측정은 각진위차계(angular potentiometer)에 의해 감지된다. 이와같은 유량계의 각 변위 신호는 질량율을 밀도의 평방근으로 나눈 값에 비례하여 나타난다. 따라서 질량율을 알기 위해서는 터빈 유량계에서 처럼 온

도를 측정하여야 한다. 이 유량계는 터빈유량계보다 4배 정도 큰 유량까지 측정할 수 있으며 과도응답시간은 50ms 정도이다.

4.3 각운동량유량계(angular momentum flow meters)

각운동량 유량계는 실제 유량을 측정할 수 있는 유일한 형태이다. 이것은 연료의 실제 밀도를 필요로 하지 않으므로 온도를 측정할 필요가 없다. 이 유량계의 원리는 연료에 가해지는 각운동량을 측정하는 것이다. 이 유량계의 원리를 설명하는 내용을 그림 3에 나타내었다. 이 유량계는 압력저하가 완만하기 때문에 과도응답특성이 나쁜편이다. 따라서 출력은 매 300ms마다 측정된다.

5. 가속도

항공기의 가속도를 측정하는데 두가지 종류의 가속도계가 사용되고 있으며 하나는 직접비례방식인 open loop accelerometer이고 또 하나는 closed loop accelerometer이다.

5.1 Open loop accelerometers

이것은 가속도계가 장착되어 있는 물체와 함께 용기안의 질량이 가속되는 형태의 원리를 갖는 것으로 그림 4에 전형적인 1축 가속도계를 나타내었다. 이 때 질량을 가속시키는 힘은 뉴턴의 제2법칙에 따라 가속도에 비례한다. 따라서 용기안의 질량과 스프링의 변위는 직접 힘에 비례한다. 용기에 대한 질량의 변위는 potentiometer, 스트레인지, 또는 트랜스듀서에 등에 의해 감지된다. 이 종류의 가속도계는 2차 스프링-질량-감쇠기형으로 잘 알려진 과도응답 특성을 갖고 있다. 단, 정확한 자료 측정을 위해서는 트랜스듀서의 고유진동수보다 낮은 주파수에서 측정을 수행하여야 한다. 이 경우의 가속도계는 높은 소음주파수가 자동으로 여파되며 감쇠비는 이상적인 경우 .5 - .7이다.

가속도계는 자신이 갖고 있는 2차(second order)특성 때문에 특정 영역과 주파수에 대해 설계되어야 하며, 결과적으로 정확도와 범위가 제한되며 측정하려고 하는 사용상의 목적에 따라 적절한 가속도계를 사용하여야 한다.

5.2 Closed loop accelerometers

이 가속도계는 전자의 것보다 훨씬 복잡하며 가격도 훨씬 비싸다. 이것은 그림 5에 나타낸 것처럼 질량의 변위를 감지하는 큰 이득 회기회로(high gain feedback circuit)에 의해 내부 질량에 적용된 힘이 공급되고 이것은 코일과 자석에 의해 제한된다.

이 종류의 가속도계는 큰 적용범위를 가지면서 매우 민감한(10⁵g) 특성을 갖고 있다. 그러나 상대적으로 소음에도 민감하기 때문에 필요없는 소음은 전기적 여파에 의해 여파되어야 한다.

6. 변위 위치 측정

항공기의 조종면, 조종간, 방향키 페달 등의 선형 위치나 각위치의 측정은 일반적으로 단순한 저항 potentiometer에

의해 수행된다. 포텐서미터에는 선형, 각측정을 위한 종류, 또는 여러번 회전할 수 있어서 정확한 측정을 가능케하는 나선형이 등이 있다. 일반적인 포텐서미터의 출력은 직류 아나로그이다.

최근, 디지털 위치 또는 각도 측정 포텐서미터가 많이 사용되고 있으며 이것들은 전기 또는 광학적인 감지를 2진 수 형태로 나타내며 이것이 해상도의 기준이된다. 이들은 자료기록용 A/D 변환기를 필요로 하지는 않으나, 다른 디지털 신호와의 조화가 문제가 될 수 있다.

7. 자료 기록(data recording)

항공기의 비행시험을 통한 자료기록에는 여러가지 방법이 있으며, 그 중 가장 손쉬운 방법으로 오래전부터 시행되어온 방법은 손으로 직접 기록하는 방법이다. 그 후 조종실내의 여러가지 계측장비를 사진을 찍는 방법, 비디오투를 통한 기록방법등이 사용되었으며, 감광지나 필름에 기록체를 이용하여 기록하는 방법등이 제시되었다. 최근에는 자기나 광학적인 방법을 이용한 방법이 널리 사용되고 있다. 여기서는 사용자의 관점에서 여러가지 방법들에 대한 특성과 한계를 알아본다.

7.1 Manual data recording

이 방법은 자료획득을 위한 가장 오래되고 간단한 방법이다. 이 방법은 기록을 수행하는 조종사나 비행시험 엔지니어의 능력에 좌우된다. 실제로 이 방법은 높은 중력가속도를 갖는 비행에서는 사용될 수 없는 단점을 갖고 있지만 실제 오랜동안 경항공기의 감항성을 위한 비행시험에는 성공적으로 사용되었다. 비록 최신의 계측장비를 갖춘 경우에도 이득이 있으나, 비행조건(속도, 고도, 연료량 등)을 기록하고 시험에 대한 시험조종사의 평가를 기록하는 데는 아직도 반드시 사용되는 방법이다.

실제 대부분의 경우 10개 이상의 변수를 갖는 경우 정상상태의 비행에서만 수작업에 의한 기록이 가능한 것으로 알고 있지만, 정상적인 방법이 사용될 경우에는 준정상상태나 동적인 상태에서도 상당한 양의 기록이 만족스럽게 기록될 수 있다.

7.2 Photo/Video Panel

사진에 의한 방법은 조종사의 계기판을 촬영하는데서 시작되었다. 그러나 이 방법은 사진의 촬영각도가 어렵고 촬영을 위한 조명 문제 때문에 문제가 되었고, 측정자들은 조종사의 계기판과 별도의 계기판을 만들어 촬영하게 되었다. 촬영에는 35mm 사진기가 주로 사용되었다. 단, 사진기는 높은 g와 진동, 온도와 같은 환경조건에 견딜 수 있어야 하고 비행중에 충분한 필름을 갖고 있어야 한다는 조건을 만족시켜야 한다.(60m - 120m의 길이가 적절함) 촬영 속도는 촬영되는 장비의 주파수 응답에 맞추어 결정되며, 촬영에 사용되는 전형적인 계기판은 대기속도계, 고도계, 연료량계, 상승율계, 마하지시계, 시계 등이다. 그러나 온도, 힘 출력 등은 촬영하기가 어렵다. 이 방법에 의한 자료는 처리전에 반드시 계기에 대한 수정이 시행되어야 한다.

여러가지의 불리한 점에도 불구하고 이 방법은 천천히 변화하는 자료를 기록하는 데는 훌륭한 수단이며 복잡한 자료 획득에 대한 대안으로 아직도 사용되고 있다.

7.3 오실로그래프(oscilloscope)

오실로그래프는 촬영방법에 비해 실질적인 개선 방법으로 기록매체로서 이용된다. 그러나 오실로그래프가 완전히 사진 촬영 방법을 대신하지는 못하며 자료 기록 능력을 확장시킬 뿐이다. 오실로그래프는 측정변수의 증가와 주파수 응답을 측정할 수 있다. 이것은 안정성, 진동, 그리고 기계의 풀러 현상 측정자료 획득에 도움이 된다.

오실로그래프의 사용상의 장점은 시간에 따른 변수들의 변화를 직접 알 수 있고, 간단하며 저렴한 편이라는 것이며, 단점으로는 측정 채널수가 제한되며(5-20) 정확도가 제한되며, 선형성이 떨어지고 자동측정이 어려워지고 기록지가 필요하다는 점이다. 즉, 오실로그래프는 고정밀 계측장비로서 기록할 변수가 적을 때 사용가능하며 항공기의 시험비행에 사용할 경우에는 자기테이프 기록이나 자료의 원격처리 방법의 보충으로 이용된다.

7.4 자기테이프(magnetic tape systems)

일반적인 항공기의 자료기록장치의 표준은 자기테이프이다. 그러나 비행중 사용을 위해서 다른 장비들도 사용되고 있으며 이것을 비행자료획득장비(airborne data acquisition system)라 하며, 이것은 항공기 속도, 보조날개 위치, 요우, 롤율, 엔진배기구 온도, 가속도 등의 항공기시험자료를 획득 기록한다. 이 장비는 트랜스듀서로 부터의 아나로그 시험자료를 받아 이것을 FM(frequency modulation)이나 PCM(pulse code modulation)으로 변환하여 신호를 다중화하여 자기테이프에 기록한다. 대부분의 자기 테이프는 1인치에 14 트랙을 갖고 있으며 신호의 기록 날짜와 시간, 조종사의 설명, 그리고 장착 및 기준 신호가 시험자료와 함께 테이프에 기록된다. 일반적으로 항공기의 비행시험에 사용되는 테이프는 15 ips(inches per second)의 속도로 기록되며 이 속도는 주파수 응답으로 35 KHz까지 가능하다. 자기테이프가 오실로그래프나 사진촬영 계통에 비해 갖고 있는 몇가지 특징은 다음과 같다.

- ① 자기테이프는 메가헤르츠의 큰 주파수 영역을 갖는다.
- ② 테이프는 다른 기계적 기록 장치에 비해 비틀림에 대한 특성이 강하므로 과부하가 걸릴 때 안전하다.
- ③ 신호가 전기적 신호로 나타내지므로 후후의 자동처리가 가능하다.
- ④ 사진촬영에 비해 신호 재생시간이 짧다.
- ⑤ 테이프는 재사용이 가능하며 기록된 자료를 여러번 반복 확인할 수 있다.
- ⑥ 테이프는 여러가지의 다중 처리 방법을 사용하여 동시에 많은 채널을 기록할 수 있다.
- ⑦ 테이프 속도를 조정하여 실제 기록보다 빠르거나 느리게 할 수 있다. 그럼 6은 항공기 비행시험에 사용되는 테이프 기록체를 이용하여 측정하는 전형적인 구성표를 나타낸 것이다.

8. 결 론

이상에 살펴 본 항공기의 비행시험에 적용되는 많은 기

기와 측정장치들을 비행시험 목적에 맞게 적절하게 선정 한 후 항공기에 장착하여 여러가지 비행시험 자료를 기록하게 된다.

비행시험의 목적은 단순하게 비행 가능성을 판단하는 단순한 경우로부터, 항공기의 감항성을 받기 위한 비행시험, 그리고 설계 목적에 맞게 모든 변수들이 정확하게 나타나는 가를 확인하고 추후의 설계에 적용하기 위한 복잡한 비행시험 등 여러가지로 나뉜다.

여기서 언급된 계측 관련 여러가지 변수들은 항공기의 비행시험시 필수적인 요소들을 중점적으로 다루었으며, 실제 측정시 문제가 될 수 있는 여러가지 측정 방법들에 대하여서도 논하였다.

최근에 사용되는 항공기의 비행시험에서는 여러가지 첨단 계측장비를 복잡하게 구성하여, 실제 비행시험 기술자 마저도 획득된 변수들을 확인하기가 어려운 경우들이 종종 나타나고 있다.

본 연구에서 여러가지 내용들을 기술하였지만 비행시험의 기본은 측정에 사용된 장비의 기능이나 가격에 무관하게 시험에 의해 측정된 자료가 얼마나 정확한가를 확인하는 기본절차가 가장 중요하며, 이러한 절차에 대해 측정하는 기술자가 확신을 가질 수 있어야 한다는 점이다.

9. 참고문헌

- [1] Flying Qualities Textbook Vol. II Part 1,2 USAF-TPS-CUR-86-02, April 1986.
- [2] Flight Test Engineering Handbook AFTR No. 6273, USAF Edwards AFB, CA, Jan. 1966.
- [3] W.Gracey, "Measurement of Aircraft Speed and Altitude" N80-24296, Langley Research Center Hampton, VA May 1980.
- [4] J.A.Lawford and K.R.Nippres, "AGARD Flight Test Techniques Series Vol. 1 on Calibration of Air-Data Systems and flow Direction Sensors," Agardograph No. 300, Sep. 1983.
- [5] R.E.Maine and K.W.Illiff, "AGARD Flight Test Techniques Series Vol. 2 on Identification of Dynamic Systems," Agardograph No. 300, Jan 1985.
- [6] A.Pool and D.Bosman, "Basic Principles of Flight Test Instrumentation Engineering," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 1, 1973.
- [7] F.Trenkle and M.Reinhardt, "In Flight Temperature Measurements," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 2, Feb. 1973.
- [8] J.T.France, "The Measurement of Fuel Flow," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No. 160 Vol. 3, Mar. 1972.
- [9] M.Vedrunes, "The Measurement of Engine Rotation Speed," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 4, Oct. 1973.
- [10] G.E.Bennett, "Magnetic Recording of Flight Test Data," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 5, Feb 1974.
- [11] I.McLaren, "Open and Closed Loop Accelerometers," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 6, July 1974.
- [12] E. Kottkamp, et al., "Strain Gauge Measurements on Aircraft," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 7, April,1976.
- [13] J.C.van der Linden and H.A.Mensink, "Linear and Angular Position Measurement of Aircraft Components," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 8, Jan 1977.
- [14] W.Wuest, "Pressure and Flow Measurement," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 11, July 1980.
- [15] L.J.Smith and N.O.Matthews, "Aircraft Flight Test Data Processing, A Review of the State of the Art," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 12, Nov. 1980.
- [16] R.W.Borek, "Practical Aspects of Instrumentation System Installation," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol.13, Sep.1981.
- [17] B.Stieler and H.Winter, "Gyroscopic Instruments and their application to Flight Testing," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 15, Sep. 1982.
- [18] D.W.Veatch and R.K.Bogue, "Signal Conditioning for Flight Test Instrumentation," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol. 17, April 1986.
- [19] M.J.Prickett, "Microprocessor Applications in Airborne Flight Test Instrumentation," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol.18, Feb. 1987.

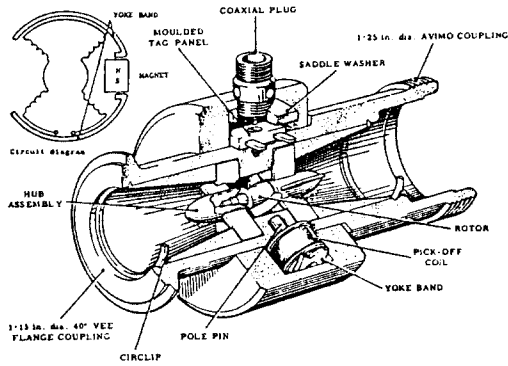


Fig. 1 Construction of Turbine Transmitter

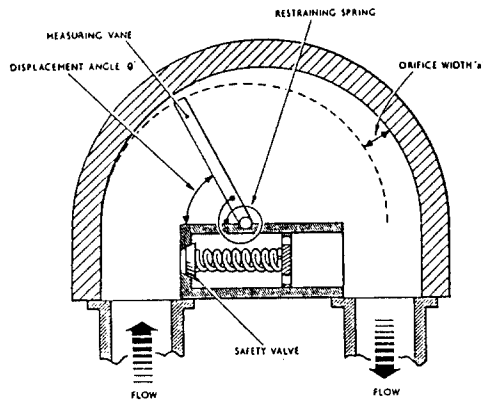


Fig. 2 Principle of Operation of Variable Orifice Transmitter

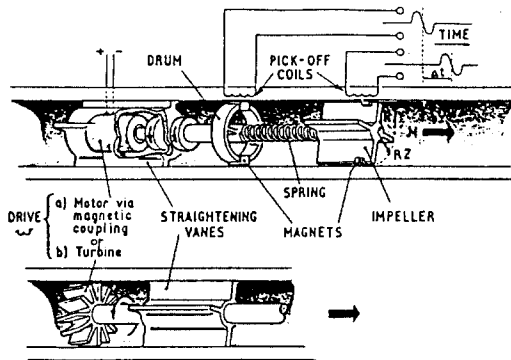


Fig. 3 Principle of Operation of Rotor Torque Transmitter

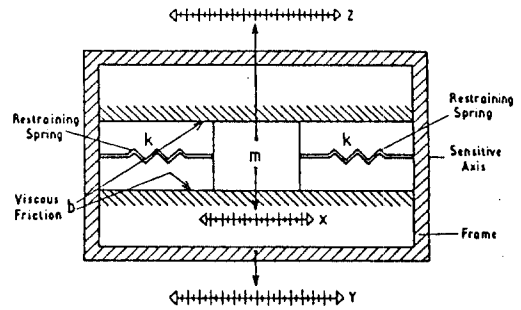


Fig. 4 Single-Axis Accelerometer

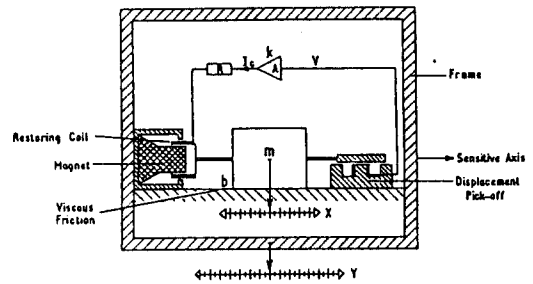


Fig. 5 Simplified Servo Accelerometer

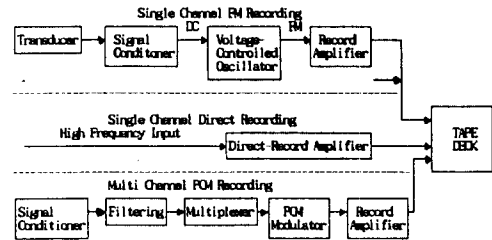


Fig. 6 Airborne Digital Data Collection Subsystem