

비행성능 측정을 위한 비행시험 측정장치 개발에 관한 연구

황 명 신*

〈 목 차 〉

- | | |
|----------------------------|--------------------|
| I. 서 론 | IV. 비행시험을 위한 기준 자료 |
| II. 비행시험을 위한 측정장치 | V. 결 론 |
| III. 쌍발 복합재 비행기에 사용된 측정 장치 | |

1. 서 론

비행기를 설계한 후에는 규정[1,2,3,4]에 따라 비행기의 성능을 측정하여야 하며, 성능을 측정하기 위해서는 많은 계측장비들이 사용된다. 본 연구에서는 비행기의 비행중 성능을 측정하기 위하여 필요한 각종 센서와 트랜스듀서들을 비행기의 필요한 곳에 장착하고, 장착된 센서들로부터 나오는 아나로그 신호를 기록할 수 있도록, 측정장비들을 동시측정 가능한 시스템으로 통합하였다.[5,10] 실제 비행 중 변화되는 변수들인 고도, 속도, 고도변화율, 받음각, 옆미끄럼각, 조종면들의 변위, 키놀이각, 옆놀이각, 키놀이율, 옆놀이율, 빗놀이율, 3축가속도, 외기 온도 그리고 조종륜에 가해지는 조종력을 동시 측정할 수 있도록 하였으며 측정된 자료들은 자료기록기를 통하여 기록되도록 하였다.

본 연구에서는 한국항공우주연구소 주관으로 삼성항공과 공동개발한 쌍발 복합재 비행기의 운동 성능을 측정하기 위해 장착된 각종 센서들과 트랜스듀서들에 대

* 한국항공대학교 항공기계공학과 교수

하여 나타내었으며, 실제 비행시험에 사용하기 위하여 장착된 측정센서들을 통합 설계한 결과를 나타내었다. 본 연구에 의해 제작된 비행시험용 측정장치를 이용하여 실제 비행시험을 수행하였으며, 측정결과 우수한 자료획득 성능을 갖는 것을 확인하였다.

II. 비행시험을 위한 측정장치

측정장치 제작은 초기 단계에서 실제 비행기에 장착되는 것을 고려하여 장착되는 각종 센서들의 정확한 위치를 결정하는 것이 가장 중요하다.[6,7,8,9] 본 연구에서는 쌍발 복합재 비행기의 동적 특성을 비행시험을 통하여 측정할 수 있도록 3축 가속도계, 3축 비례자이로, 수직자이로, 압력트랜스듀서, 조종력 측정 장치, 조종면 변위 측정장치, Air Data Boom, 외기온도 측정장치들을 비행기에 탑재하거나 비행기에 직접 장착하였다.

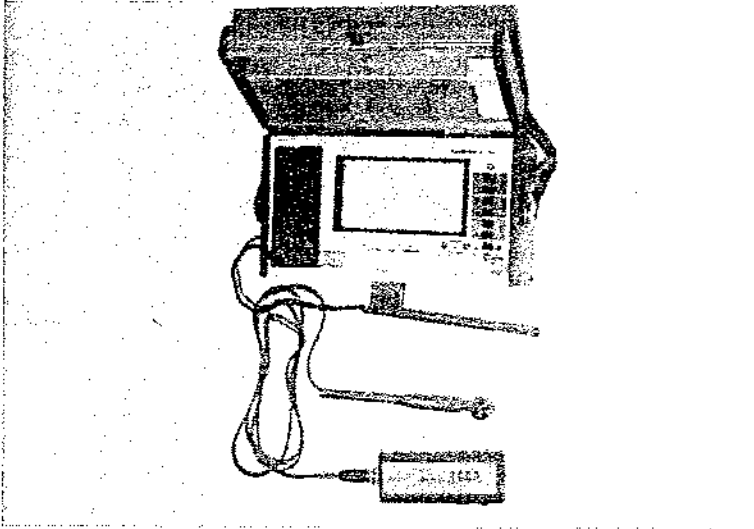
위의 측정장비들을 비행기에 탑재함으로써 비행기의 3축 방향의 가속도 변화, 3축 방향의 각속도 변화, 키놀이각, 옆놀이각, 고도, 속도, 고도변화율과 수평꼬리날개, 방향키, 도움날개를 움직이기 위하여 필요한 조종력, 외기 온도 그리고 수평꼬리날개, 방향키, 좌우 도움날개와 트림 변위를 측정할 수 있었다.

비행기에 탑재되거나 장착되는 측정장치 외에 활주로부근에서 비행 시험중의 바람의 방향과 속도를 측정하기 위한 장비인 풍향풍속계, 대기온도 측정을 위한 온도계, 비행기의 위치를 결정하기 위한 경위의(theodolite) 등의 장비가 추가로 필요하다. 여기서는 활주로 부근에서 필요한 장비와 비행기에 장착된 센서, 측정장치, 그리고 제작된 측정장비 등에 대해 나타낸다.

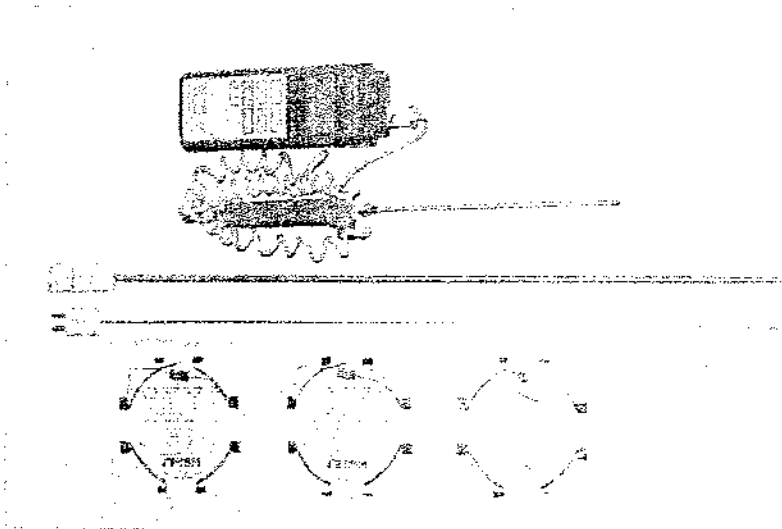
가. 풍속계

비행 시험을 수행하기 위해서는 비행 시험이 수행되는 활주로 지면상의 풍속과 풍향 그리고 온도를 매 이 착륙 때마다 측정하여야 한다. 본 연구에서는 풍속과 온도를 동시에 측정할 수 있는 장치로서 일본 Nihon Kagaku Kogyo사의 Kanomax Anemomaster Model 24-6111<그림-1>을 사용하였다. 또한 비행 시험을 수행하기 위해서는 정밀 풍속계가 최소 2개 필요하므로 추가의 풍속계로는 간이용 풍속계를 사용하였다. <그림-1>은 두 가지 풍속계를 나타낸 것으로 간이용 풍속계는 5초나 22초 동안의 평균 풍속을 나타낼 수 있는 풍속계이다.

〈그림-1〉 풍속계



〈그림-2〉 온도계와 Thermocouple



나. 열전기 온도계(Thermocouple)

열전기 온도계는 기관 부품의 온도, bleed air 온도, 배기 가스 온도(EGT), 연료 온도, 오일 온도(OAT), 실린더 온도(CHT) 등을 측정하는데 사용되는 센서이다. 본 연구에서는 비행기 계기판에 장착된 디지털 형의 계기로부터 나오는 신호를

직접 기록하는 방식을 선택하여 측정장치에 연결하였다.

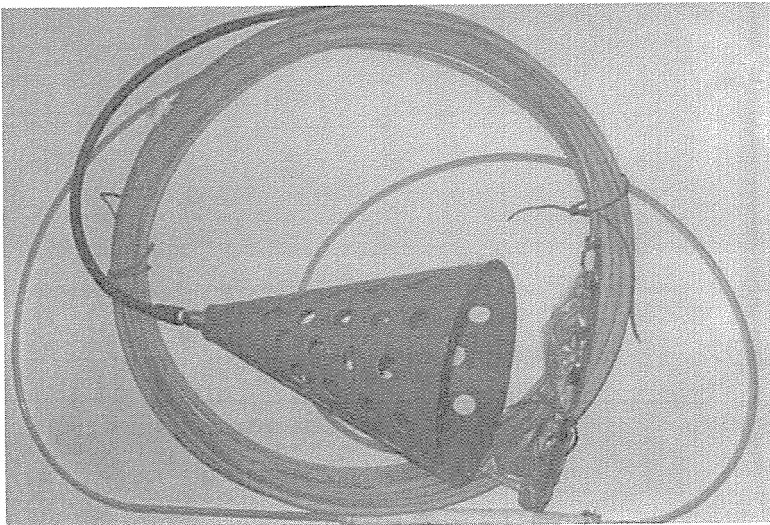
다. 전온도 측정 센서

정체대기의 온도, 외부 대기온도를 측정하는데 사용하는 장치로서 측정센서와 앰프를 필요로 하며 기수부분에 장착되어야 한다. 본 연구에서는 전온도 측정 센서 대신 쌍탈 복합재 비행기의 동체 아래쪽에 장착된 온도계로 부터의 신호를 이용하였다. 그림 2는 열전대쌍(thermocouple)을 이용하여 외기온도를 측정할 수 있는 Line Seiki사의 디지털 온도계와 열전대쌍(thermocouple)을 나타낸 것이다.

라. 압력 변환기(Pressure Transducer)

고도, 대가속도(airspeed) 등을 측정하는데 사용하며 일반적으로 비행기에는 정압용 2개와 차압용 1개, 총 3개의 압력용 트랜스듀서를 사용한다. 본 비행 시험에서는 정압용 1개와 차압용 1개의 압력 트랜스 듀서를 사용하였다. 일반적으로 정압용으로 2개를 사용하는 것은 1개는 비행기 자체의 정압공과 연결하고, 또 하나는 <그림-3>에 나타낸 Trailing Static Cone이라 부르는 장치를 이용하여 비행기로부터 약 50 ft 이상 떨어진 곳에서의 정압을 측정하기 위해 연결하는 것이다. 쌍탈 복합재 비행기의 비행 시험에서는 비행 시험 활주로의 절대적인 길이와 폭의 제한 때문에 위험성을 없애기 위하여 Trailing Static Cone은 사용하지 않았다.

<그림-3> Trailing Static Cone

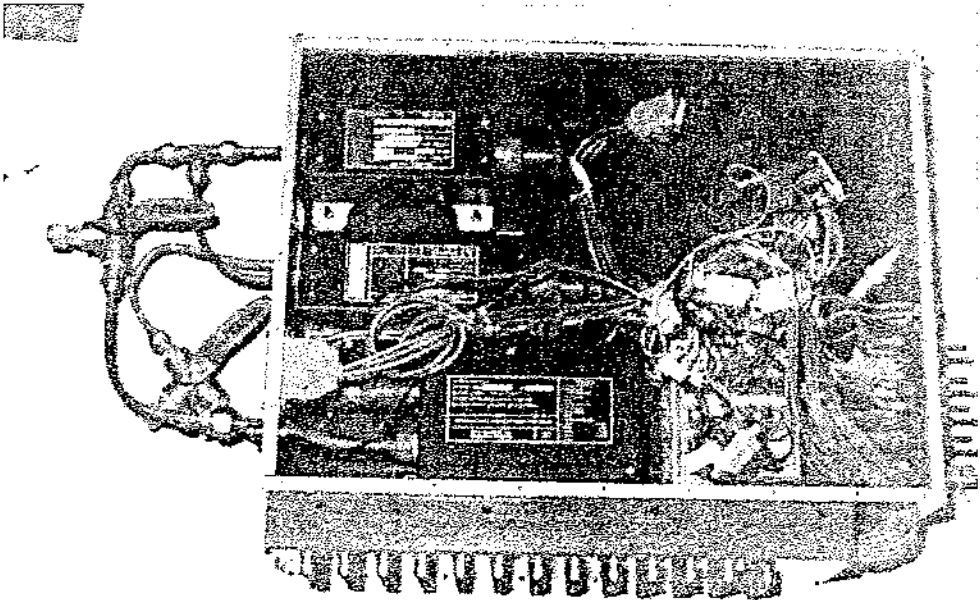


본 비행 시험에서 사용되는 압력 트랜스듀서는 Rosemount사 제품으로 Model 1201F2가 정압용이고 Model 1221F2AF가 차압용이다. 또한 속도와 고도, 고도 변화율을 동시에 나타낼 수 있는 Rosemount사의 Model 542CB를 이용하여 속도와 고도 그리고 고도변화율을 측정하였다. 이들 압력 트랜스듀서는 제작된 측정 장비 시스템 내부에 장착되어 동관을 통하여 전달되어오는 압력 신호를 전기적 신호로 변환시켜 준다. <그림-4>는 차압용 트랜스듀서와 정압용 트랜스듀서가 Module 2에 장착된 것을 나타낸 것이다.

Rosemount Model 1201F2 Precision Absolute Pressure Transducer는 절대압을 나타내는 트랜스듀서이다. AirData Boom의 정압공을 통하여 연결된 관에 연결하여 정압을 측정할 수 있도록 하였다. 본 비행 시험에서는 정압과 차압을 측정할 수 있는 트랜스듀서와 동시에 정압과 차압을 측정하여 속도, 고도, 고도변화율을 나타낼 수 있는 트랜스듀서를 사용하였다. 특히, 쌍발 복합재 비행기의 비행 시험중에는 측정 편의상 속도 200kt 이하에서 사용할 수 있는 동시 측정 트랜스듀서인 Rosemount 542CB를 이용하여 자료를 기록하였다.

특히 Rosemount 542CB와 정압, 차압용 트랜스듀서는 중간에 선택 밸브를 이용하여 필요에 따라 측정 트랜스듀서를 바꾸어 이용할 수 있도록 장비를 설계하였

<그림-4> 압력 트랜스듀서 장착 Module 2



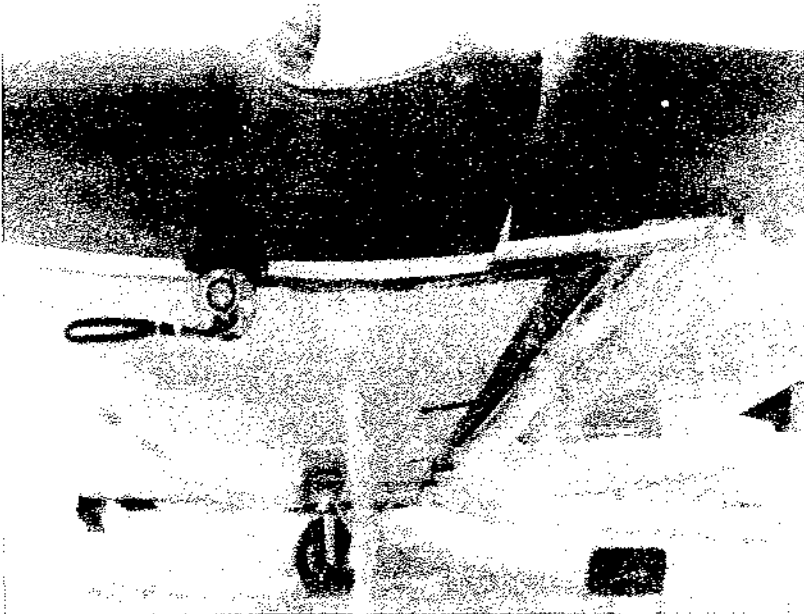
다. 측정된 정압으로부터는 고도를 알 수 있으며, 출력이 아날로그 신호로 나타내지므로 고도로 환산하여야 한다.

마. 전위차계(Potentiometer)

전위차계는 비행기 조종면의 위치, 조종륜의 위치, 프로펠러 조절 위치, 흡기압력 조절 위치, 연료량 조절 위치 등을 측정하는데 사용하며, 쌍발 복합재료 비행기에는 14개를 필요로 한다. 이외에도 비행기의 받음각과 옆미끄럼각을 측정하기 위한 별도의 전위차계가 Air Data Boom에 장착되어 있다.

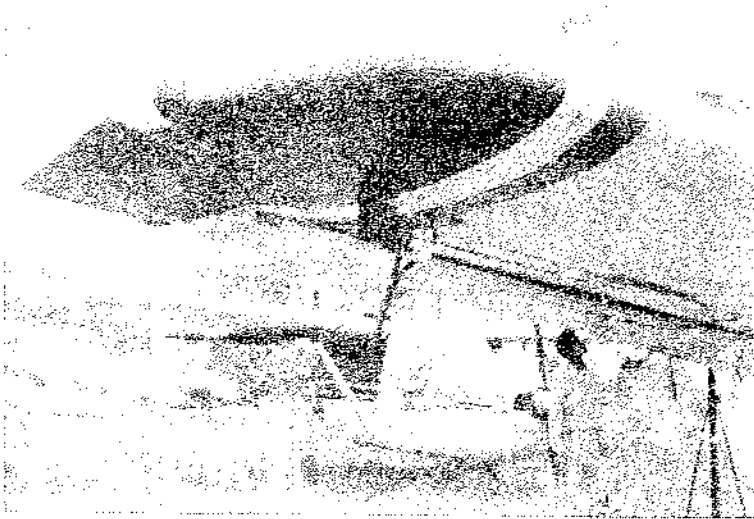
전위차계는 저항의 변화를 측정하는 기기이다. 비행 시험시 적용되는 전위차계의 wiper는 위치를 측정하고자 하는 물체에 연결한다. 물체가 이동함에 따라 wiper가 이동하고 전위차계의 저항값이 변하게 된다. 비행 시험에서 주로 사용되는 일반적인 전위차계는 선형 변위 측정기(Linear Displacement Transducer)이고, 이 선형 변위 측정기는 spring-loaded 드럼에 연결된 정밀한 회전식 전위차계이다. 줄의 끝은 위치를 측정하고자 하는 물체에 연결된다. 물체가 이동함에 따라 줄이 뺏어나오거나 되감기고, 그에 따라 드럼이 LDT의 wiper를 회전하게 하며, 이것은 결과적으로 전위차계 wiper tab에서의 전압 변화로 나타난다.

〈그림-5〉 왼쪽 도움날개 LDT



쌍발 복합재 비행기의 조종면을 측정하기 위해 장착된 LDT는 모두 4개로 왼쪽 도움날개와 오른쪽 도움날개, 승강키, 그리고 방향키이다. <그림-5>는 왼쪽 도움날개, <그림-6>은 오른쪽 도움날개, 그림 7은 승강키, 그리고 <그림-8>은 방향키에 장착된 LDT의 모습이다. 비행기에 장착되는 LDT는 각 조종면의 회전운동이 직선적으로 변위되는 위치에 장착되어야 하므로 비행기의 조종면의 외부 형상을 변

<그림-6> 오른쪽 도움날개 LDT



<그림-7> 승강키 LDT



화시킬 수 있다. 따라서 본 비행 시험에서는 저항에 의한 간섭을 최소화하기 위해 유선형으로 제작된 덮개를 LDT에 장착하였다.

쌍발 복합재 비행기의 비행 시험을 위해서 LDT의 기본 입력은 측정장비의 전원을 사용하였으며, 출력도 직접 기록되도록 설치되었다.

장착된 LDT로부터 나오는 출력 전압은 위치에 따라 0 - 5VDC 사이의 값을 갖게 되며, 이 출력값은 BNC 케이블을 통하여 제작된 측정 장비까지 전달된다. 이들 값은 소형 컴퓨터나 자료 기록장치에 아날로그 신호로 기록되도록 장비가 설계되었다.

특히 장착되는 전위차계인 Space Age Control사의 LDT는 장착되는 조종면의 움직임과 장착 위치에 따라 줄의 길이를 사전 결정하여야 하며 저항치의 크기도 결정하여야 한다. 본 비행 시험에서는 가변 저항의 크기가 2kΩ 인 것을 사용하였다.

〈그림-8〉 방향키 LDT



바. 가속도계(Accelerometer)

비행기의 가속도, 조종석의 진동, 조종면의 이상 진동(flutter) 등을 측정하는데 사용되는 센서로, 쌍발 복합재로 비행기에는 3축 가속도를 동시에 측정할 수 있는 3축 가속도계를 장착하여 수직, 가로, 세로 가속도를 동시에 측정할 수 있도록 하였다.

본 연구에서는 MagneTek사의 3축 가속도계(No.3001-01-111)를 사용하였

다. 본 연구에서는 삼축 가속도계와, 비례 자이로가 비행기의 무게 중심에 위치하도록 하기 위하여 별도의 Module을 제작하였다. 이와같이 구성된 Module은 관성 장치라고도 불리고 있으며, 정확한 자료가 검출될 경우 출력 자료를 적분함으로써 비행기의 자세와 운동 형태를 확인할 수 있다.

사. 수직자이로(Vertical Gyro)

비행기의 키놀이각과 옆놀이각을 측정하는데 사용하며, 본 연구에서는 미국 Aeronetics사의 RVG 801-E 2축 수직자이로를 장착하여 키놀이각과 옆놀이각을 동시에 측정하도록 하였다. 본 비행 시험에 사용된 수직자이로는 입력 전압이 115VAC 400Hz용이기 때문에 비행기 출력 전압인 DC 24VDC를 변환하기 위한 static inverter를 장착하였으며, 수직자이로의 출력이 Synchro이기 때문에 별도의 Tracking Synchro/Linear Converter를 장착하여 직류 전압을 출력으로 나타낼 수 있도록 하였다. 또한 Converter에는 별도의 15VDC가 가해져야만 출력이 나올수 있도록 되어있다.

수직자이로의 출력은 0도에서 키놀이각과 옆놀이각이 각각 1.67VDC이고 0.0139VDC/Deg의 값을 갖고 변화된다.

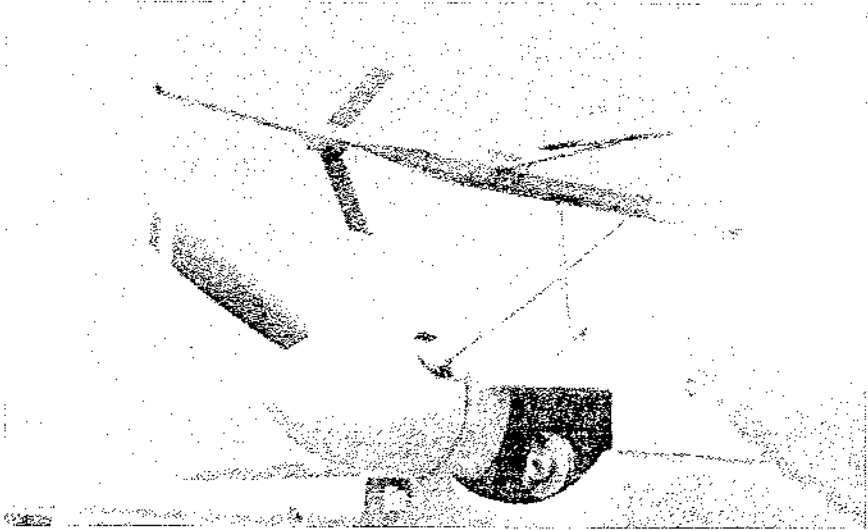
아. 비례자이로(Rate Gyro)

비행기의 3축 방향 각속도를 측정하는데 사용하며, 본 연구에서는 1개의 비례자이로를 사용하여 키놀이, 옆놀이, 그리고 빗놀이 각속도를 측정하는 센서로 이용하였다. 비례자이로는 비행기의 키놀이축, 옆놀이축, 그리고 빗놀이축에 대한 각속도에 비례하는 출력 전압을 나타내는 센서이다. 일반적인 비례자이로는 100 deg/s의 각속도 범위를 측정할 수 있다.

자. Air Data Boom

고도, 대기속도, 받음각, 옆미끄럼각을 측정하기 위한 센서들을 장착하는 장치를 Air Data Boom이라 부르며, 쌍발 복합재 비행기의 경우 <그림-9>에 나타낸 것처럼 기수 앞쪽에 장착하였다. Air Data Boom은 정압공(Static ports), 전압공(pitot head), 받음각 장치(pitch vane), 그리고 옆미끄럼각 장치(yaw vane)로 구성되어 있다. 정압공과 전압공은 Air Data Boom 뒷쪽의 동관에 의해 중간 고무호스를 거쳐 압력 트랜스듀서에 연결된다. Air Data Boom은 정압과 전압 측

〈그림-9〉 Air Data Boom



정에 필요한 압력 트랜스듀서를 포함하고 있지 않으며 단지 정확한 정압과 전압을 기내에 까지 전달할 수 있도록 제품이 구성되어 있다. 받음각과 옆미끄럼각을 나타내는 장치는 Air Data Boom측에 상대적인 공기 흐름 방향에 비례하는 전기적 신호를 공급하는 전위차계(potentiometer)로 구성되어 있다. 일반적인 시험비행시 Air Data Boom은 비행기의 기수에 장착되거나 날개 끝의 앞전 전방에 장착된다. Air Data Boom으로 부터 전달되는 공기 압력과 받음각, 그리고 옆미끄럼각을 위한 전기 신호는 비행기내로 전달되며, 공기 압력은 2가지의 압력 트랜스듀서를 이용하여 전기적인 신호로 바뀌어지며, 옆미끄럼각과 받음각 변위는 아날로그 신호로 직접 측정 장치에 전달된다. Air Data Boom의 받음각과 옆미끄럼각의 전위차계 회로는 입력 전압을 필요로하고, 15VDC를 일반적으로 사용한다. 이 때의 출력은 0 VDC에서 15 VDC이다.

본 연구에 사용되는 Air Data Boom은 Space-Age Control사 제품으로 정압과 전압은 앞에서 설명된 기내에 장착되는 Rosemount사의 정압용 Model 1201F2와, 차압용 Model 1221F2AF, 그리고 Model 542CB에 동관을 이용하여 직접 연결된다.

차. 조종력 측정장치

비행기의 조종특성을 알기 위해서는 조종사가 조종함에 가하는 조종력을 측정하여야 하며, 조종력을 측정하기 위해서는 스트레인 게이지(strain gage)를 이용한

센서와 load cell을 이용한 센서를 필요로 한다. 조종력 측정장치는 조종륜(control wheel)에 걸리는 회전 방향(도움날개 움직임)과 직선 방향(승강키 움직임)의 힘을 측정하여야 하며, 방향키를 움직이는 힘도 측정하여야 한다. 조종륜에 작용하는 힘은 스트레인 게이지를 이용하고, 방향키에 걸리는 힘은 load cell을 이용한다. 이외에도 페달에 작용되는 제동력을 구하기 위해 load cell을 이용한다.

쌍발 복합재로 비행기에 사용된 조종력 측정 장치는 Kohlman Systems Research에서 제작된 것으로 조종륜과 방향키 페달에 장착되는 장치, 그리고 이들로부터 발생하는 전기적인 신호를 처리하는 Signal Conditioning Module의 세 부분으로 구성된다. 사용 전압은 입력으로 12~36VDC를 사용하며 출력은 7개의 채널에서 0~5 VDC를 발생시키며, FAR의 요구사항에 따라 도움날개에 걸리는 힘은 최대 840 lb, 승강키와 방향키는 각각 최대 300 lb이다. 본 연구에서 사용되는 장치는 FAR에서 요구하는 안전계수 1.25 보다 큰 2.0을 채택한 조종력 측정 장치이다.

쌍발 복합재 비행기에 장착된 조종력 측정 장치는 비행기의 조종장치에 적용하기 위해서 별도의 조종륜 연결 장치를 제작하여야 되고, 페달에도 별도의 연결 장치를 제작하여야 한다. 쌍발 복합재 비행기의 비행 시험을 위해 조종 장치에 연결되는 장치를 제작하여 <그림-10>에 나타낸 것처럼 장착하였다.

<그림-10> 조종력 측정장치



Ⅲ. 쌍발 복합재 비행기에 사용된 측정 장치

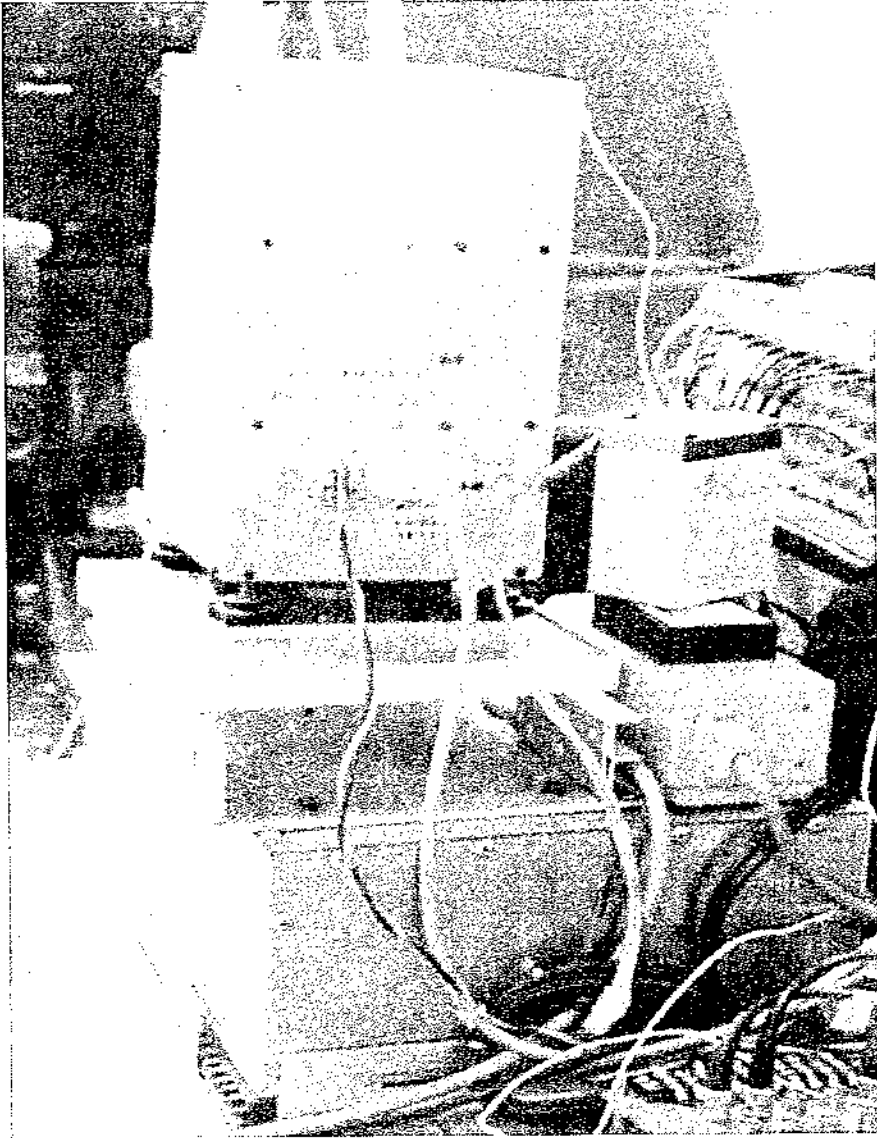
측정 장치의 제작은 초기 단계에서 실제 비행기에 장착되는 것을 고려하여 장착되는 각종 센서들의 정확한 위치를 결정하는 것이 가장 중요하다. 본 연구에서는 비행 시험을 통하여 비행기의 동적 특성을 얻기 위해 앞에서 설명된 각종 측정 센서들을 측정 장치에 탑재하거나 장착하기 위한 장치 제작에 주안점을 두었다. 비행기에는 앞에서 설명된 3축 가속도계, 3축 비례자이로, 압력 트랜스듀서, 조종력 측정 장치, 조종면 변위 측정장치(LDT), Air Data Boom, 그리고 수직자이로 등을 탑재하거나 장착함으로써 비행기의 3축 방향의 가속도 변화, 3축 방향의 각속도 변화, 고도, 속도, 고도변화율과 수평꼬리날개, 방향키, 도움날개를 움직이기 위하여 필요한 조종력, 수평꼬리날개, 방향키, 좌우 도움날개의 변위와 트림 변위, 그리고 키놀이각, 옆놀이각 등을 측정할 수 있다.

쌍발 복합재 비행기에 사용된 자료기록기는 Kohlman사의 4GDAS 장비와 별도의 20채널 TEAC 자료기록기를 사용하기로 하였으며, 쌍발 복합재 비행기에 장착하여 전제 출력 단자로부터 나오는 자료들을 기록할 수 있음을 확인하였다. 쌍발 복합재 비행기에 장착된 각종 모듈과 측정장치들을 살펴보면 다음과 같다.

기본적인 관성모듈이라 불리는 가속도, 각속도, 각도 측정을 위한 센서들은 <그림-11>에 나타낸 것처럼 비행기 무게중심에 장착하도록 하였으며, 속도, 고도, 고도변화율, 받음각, 옆미끄럼각의 신호는 <그림-4>에 나타내었던 별도의 모듈을 통하여 연결되도록 하였다.

비행 시험시 측정되는 변수들 중 3축 방향 가속도, 3축 방향 각속도, 키놀이각, 옆놀이각, 속도, 고도, 고도변화율, 받음각, 그리고 옆미끄럼각의 13개의 신호는 1차적으로 TEAC 기록장치를 거쳐 4GDAS에 연결되도록 하였다. 4GDAS는 13개의 신호 이외에 조종면 변위인 양쪽 도움날개, 승강기, 방향키, 승강기 트림, 방향키 트림, 도움날개 트림 그리고 플랩 변위등의 8개의 신호를 받아들일 수 있도록 하였다. 또한 조종류에서 만들어지는 도움날개와 승강기에 대한 조종력을 나타내는 2개의 신호를 연결하도록 하였으며, 좌우 엔진으로부터 나오는 회전수와 흡기 압력, 외기온도, 그리고 좌우 엔진의 연료소모량등을 연결하여 동시에 30개의 자료를 얻을 수 있도록 하였다. 이들 입력은 4GDAS에서 필터를 거쳐 60MByte Tape에 기록되며, 한편으로는 notebook상에 공학단위로 표시되어 현재 상태를 알아 볼 수 있도록 장착되었다. 기록된 자료는 지상에서 A/D 변환기를 통하여 컴

〈그림-11〉 관성 측정 모듈(Module 1, 3)



퓨터에 기록된다.

본 연구에서는 4GDAS와 TEAC 자료기록기로 연결되기 위한 비행 시험 측정 장치로 4개의 모듈을 제작하였다. 쌍발 복합재료 비행기의 비행 시험을 위한 필요 비행 시험장비는 수직 자이로와 조종면의 수가 증가되는데 따른 추가의 LDT 등으로써 이들을 장착할 수 있도록 측정장치가 제작되었다. 제작된 측정 장치는 동시에

64채널의 입력을 처리할 수 있도록 구성되어 있으며 BNC 케이블에 의해 자료기록기와 연결된다. 여기서는 본 연구를 통하여 제작된 Module 1과 2에 대하여 주로 설명하였다. Module 3은 수직 자이로 장치로 항공우주연구소로부터 인수받아 제작을 완료하여 쌍발복합재 비행기에 장착하였다. 마지막으로 Module 4는 앞서 설명된 조종력 측정장치이다.

가. Module 1

Module 1은 <그림-11>에 나타낸 것처럼 비행기에 장착되는 가속도계와 비례자이로를 포함하는 장치로 그 내부에 앞에서 설명된 가속도계와 비례자이로를 장착하였으며 아날로그 신호를 받기 위한 내부결선이 수행되었다.

이 모듈은 비행기의 무게 중심에 장착되도록 하여야 한다. 또한 이 모듈은 Module 3으로 명명된 수직자이로로부터 나오는 신호를 9pin 연결 장치를 이용하여 받을 수 있도록 제작되었다. 그리고 25pin 연결 장치를 이용하여 3축 가속도계로부터의 x,y,z축에 따른 가속도, 3축 비례 자이로로부터의 x,y,z축에 대한 각속도, 그리고 수직 자이로로부터의 피치각과 옆놀이각 변위를 전달하도록 되어 있다. 이 모듈의 주 전원은 24VDC를 공급받도록 되어있으며, 25pin으로부터 나오는 출력이 Module 2<그림-4>에 연결되도록 되어있다.

나. Module 2

Module 2는 비행기의 적절한 장소에 장착되도록 제작되었으며 자료기록기 위에 놓일 수 있게 제작하였다. 이 모듈에는 속도 및 고도용 압력 트랜스듀서, 각 센서로 전원을 공급하기 위한 전원 공급장치(DC-DC 변환기)와 트랜스듀서들로부터 나오는 아날로그 신호를 자료기록기로 보내기 위한 64개의 BNC 연결부, 주 전원과의 연결부 등을 갖고 있다. 이 모듈에서는 2개의 12VDC 배터리를 직렬로 연결하여 24VDC로 승압된 전원을 필요로하는 각 장비로 보내는 역할을 하고 있으며, 전위차계용으로는 별도의 공급되는 12VDC 배터리 전원을 DC-DC 변환기를 이용하여 일정 전압을 유지하도록 하고 있으며, 각 센서들로부터 나오는 아날로그 신호들에 대해서는 Voltage Follower(OP AMP)를 이용하여 신호의 역류를 방지하도록 설계하였다.

IV. 비행시험을 위한 기준 자료

비행시험을 수행하기 위해서는 각 센서들로 부터 나오는 아나로그 값에 대한 기준값을 알고 있어야 하며, 본 연구에서 제작된 비행시험 장비에 포함된 각종 센서들의 출력 값의 기준은 <표-1>에 나타내었다. 또한, <표-1>에는 각 센서들로 부터 나오는 출력에 대해 자료기록기의 해당 BNC 번호를 같이 나타내었다.

<표-1>은 사용되는 각 센서들의 기준값을 나타내지만, 실제 비행시험을 하기 위해서는 보정표(look up table)가 각각의 출력값에 대해 사전에 만들어져야 한다. 실제 비행기의 움직이는 부분에 대해서는 지상에서 일일이 변화되는 위치에서의 출력값을 측정하여야 하며, 이들 값은 비행 후 측정된 자료들에 대하여 기준값으로 사용될 수 있다.

이상과 같이 만들어진 비행전 측정기준 자료와 비행중에 측정된 자료들은 측정 중 발생하는 여러가지 잡음등을 제거하고 실제 측정값을 사용할 수 있는 자료로 처리하기 위하여 지상에서 별도의 처리과정을 거쳐 비행자료로 사용할 수 있게 된다.

<표-1> BNC Number and Reference Value of Flight Test Equipment

가속도계	1. 가속도 Ax 최소 200mV 최대 5Vdc(-1g - +1g) 0g : 2.6 VDC
	2. 가속도 Ay 최소 200mV 최대 5Vdc(-1g - +1g) 0g : 2.6 VDC
	3. 가속도 Az 최소 200mV 최대 5Vdc(-3g - +6g) 1g : 2.33 VDC
3 Axis Rate Gyro	4. Pitching 0 - 5VDC : Range $\pm 50^\circ/s$ 50mV/deg/s
	5. Rolling 0 - 5VDC : Range $\pm 100^\circ/s$ 50mV/deg/s
	6. Yawing 0 - 5VDC : Range $\pm 50^\circ/s$ 50mV/deg/s
Vertical GYRO	7. Pitch 0 - 5VDC : Range $\pm 180^\circ$
	8. Roll 0 - 5VDC : Range $\pm 180^\circ$
Air Data Boom	9. Angle of Attack : 0.022VDC/DEG 3.89V(10°)3.44(-10°)
	10. Sideslip Angle : 0.019VDC/DEG 2.88V(25°)3.85(-25°)
Air Data Boom	11. 차압 : $\pm 10\text{psi}$: 0 - 5 VDC
	12. 정압 : 0 - 15 psi : 0 - 5 VDC
선형변위장치	13. Aileron Left : 4GDAS 값
Linear	14. Aileron Right : 4GDAS 값

Displacemet	15. Elevator	: 4GDAS 값
Transducer	16. Rudder	: 4GDAS 값
	17. Elevator Trim	: 4GDAS 값
	18. Rudder Trim	: 4GDAS 값
	19. Aileron Trim	: 4GDAS 값
	20. Flap	: 4GDAS 값
조종력	21. 도움날개(Aileron)	: 중립 2.5 VDC (5V Left, 0V Right)
	22. 승강키(Elevator)	: 중립 2.5 VDC (5V Pull, 0V Push)
RPM	23. Right Engine RPM(Twin)	: 4GDAS 값
	24. Left Engine RPM(Twin)	: 4GDAS 값
Manifold Press.	25. Right Engine(Twin)	: 4GDAS 값
	26. Left Engine(Twin)	: 4GDAS 값
EGT	27. Right Engine(Twin)	: 4GDAS 값
	28. Left Engine(Twin)	: 4GDAS 값
OAT	29. Outer Ambient Temperature(Twin)	: 4GDAS 값
CHT	30. Cylinder Head Temperature(Twin)	: 4GDAS 값

V. 결 론

비행시험 장비를 제작하여 실제 비행을 수행함으로써 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1) 비행시험 장비를 종합화하기 위해서는 사용 전원을 통일시켜야 한다. 일반적인 비행시험용 장비의 전원은 24 - 32 VDC로 이것은 일반적인 비행기의 전원과 동일하다.

2) 비행시험 장비제작에 있어 중요한 점은 사용되는 각 트랜스듀서의 특징을 충분히 고려하여 배치하여야 하며 전달되는 측정자료가 긴 전선을 통과하여 오는 동안 발생하는 잡음 제거에 유의하여야 한다. 특히 복합재료로 만들어진 동체의 경우에는 상당한 잡음 증가가 발생되므로 이에 대한 조치가 이루어져야 한다.

3) 제작된 비행시험 장치를 이용하여 비행시험을 수행할 때, 매 비행시마다 사전에 기준값을 확인하여 자료 획득에 예상되는 잡음 제거를 하여야 한다.

감사의 글 : 본 연구는 한국항공우주연구소 쌍발복합재항공기 개발팀의 위탁 연구(1994-1997)에 의해 수행된 연구결과의 일부이며, 연구비 지원에 감사드립니다.

[참고문헌]

1. FAR 23 Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes, 1988.
2. FAR 25 Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes 1988.
3. MIL-F-8785C(ASG) Military Specification — Flying Qualities of Piloted Airplanes
4. FAA Directive, "Engineering Flight Test Guide for Small Airplanes" No.8110.7, June 1972.
5. 황명신 · 이정모 · 이경준 · 김칠영 · 김진곤 · 이봉준, "비행시험을 통한 시뮬레이터용 비행기 공력계수 및 엔진 성능자료 획득에 관한 연구," 항공자원부 공업기반기술 위탁과제 최종보고서, 1994년 4월
6. Renz, R. R. L. et al, "Development of a Simple, Self Contained Flight Test Data Acquisition System," SAE Paper No. 810596, April 1981.
7. Borek, R. W., "Practical Aspects of Instrumentation System Installation," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No.160 Vol.13, Sep. 1981.
8. Stieler, B. and Winter, H., "Gyroscopic Instruments and their application to Flight Testing," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No. 160 Vol.15, Sep. 1982.
9. Veatch, D. W. and Bogue, R. K. Analogue, "Signal Conditioning for Flight Test Instrumentation," AGARD Flight Test Instrumentation Series Agardograph No. 160 Vol.17, April 1986.
10. 황명신 · 이정모 · 김칠영 · 은희봉 · 최원중 · 김진곤 · 전창수 · 송용규, "비행시험성능기술연구," 항공우주연구소 위탁과제 최종보고서, 1997년 6월.

A Development of Flight Test Data Acquisition System

Myoung-Shin Hwang

Dept. of Aero & Mech. Eng. Hankuk Aviation University

Abstracts

In this paper, the flight test equipment to obtain the aircraft performance is presented. There are many kinds of measuring equipments to obtain the aircraft performance, such as airdata boom for angle of attack, sideslip angle, static and total pressure, three axis rate gyro for pitch, roll, and yaw rate, vertical gyro for pitch and roll angle, three axis accelerometer, total air temperature measuring equipment, pilot force measuring equipment, engine performance measuring equipment, and linear displacement transducer to measure the control surface displacement. From this flight test equipments, we have made the total test data acquisition system, from which the aircraft static and dynamic parameters in flight are measured. The test equipment showed the good function of the proposed performance through flight test.