

# 고성능 통합 비행 조종면 구동 장치의 성능 시험 및 품질보증 절차 수립에 관한 연구

## Study of the Functional Test and Quality Assurance Procedure of High Performance Aircraft Control Surfaces Integrated Servo Actuator

조장현\*  
Jang-Hyen Jo\*

### <Abstract>

This report analyzes the Source Qualification Test which is composed of main functional and environmental tests for the localizing avionics(electronic subsystem for aircrafts and spacecraft) and high performance mechanical subsystem. Especially the detail test approaches of integrated servo actuators which is the main part to supply the power to the main and other flying control panel. Nowadays this subsystem works with mechanical and electrical engineering technique. In detail, electrical signal is used as input and transferring tool and mechanical part is the output as a power and manufacture the physical dimensions and functions. Finally in this review, the new test procedure to prove the function by the new manufacturer is established.

**Key Words:** *source qualification test, acceptance test, integrated servo actuator*

### 1. 서론

현대 과학 기술의 총화로 20세기에 들어서면서 급속한 과학기술과 생산기술의 발달 그리고 응용과학의 활발한 교류를 통하여 통합된 기술이 집약된 항공기는 전기/전자/컴퓨터와 기존의 항공/기계공학의 복합적인 기술이 집약된 총괄적인 시스템이다. 특히 민간여객 및 수송기에

비하여 초고속의 활동력이 필요로 되는 군사용의 경우는 경량화와 함께 출력과 정확도/안정성등에 대한 요구가 매우 높아지므로 이에 필요로 되는 여러 가지 부수적인 시스템의 성과 기능은 매우 중요한 사항이다. 이중 비행조종면을 작동시키는 구동장치의 경우 주로 유압의 힘을 이용하고 있으나 출력이 발생하기까지 조종에 의한 입력과 이를 전달하는 전달 매개

\* 정회원, 한라대학교 기계공학부 조교수, 工博  
오레곤주립대학(미국)졸업  
(0371)760-1216 E-mail:jhjo@hit.halla.ac.kr

\* Assistant Professor, Dept of Mech. Engr, Halla Institute of Technology

체는 전기적인 신호에 의해 처리되며 순간마다 변화할 수 있는 조종상태의 조건에 따라 정확한 출력이 요구되므로 이를 정확하게 받아들이고 비행 조종면을 움직이는 일련의 과정은 항공기의 가장 중요한 부분이라 해도 과언이 아닐 것이다. 공기의 조종면은 크게 수평주익(main control panel)에 장착된 Flap과 Aileron 그리고 수평꼬리날개에 장착된 보조익 그리고 수직꼬리날개에 장착된 Rudder로 구분된다. 이들의 움직임을 조절하는 유압구동장치는 비행조건에 따라 순간 순간 달라지며 이에 대한 비행 분석자료는 컴퓨터에 의해 분석되어져 전기신호에 의해 전달되며 이를 받아들인 유압구동장치는 전기적인 control에 의하여 기계적인 출력을 나타내게된다. 한편 이러한 정밀한 신호전달에 의하여 나타나는 출력은 기계적인 작동에서도 정확한 힘을 적시에 나타내 주어야만 비행안정성을 유지할 수 있게 된다. 그러므로 설계과정으로부터 적합한 시험절차와 항목 그리고 수행방법과 판정기준은 성능인증의 가장 중요한 품질인증기준이 될 것이다. 본 기술검토는 정밀 유공압 비행조종면 구동장치의 시험평가 절차와 그 세세한 방법 등을 제시한 것으로 설계시의 기준 및 생산품의 품질보증의 유용한 자료로 활용될 수 있다.

## 2. 일반적 사항

### 2.1 Integrated Servo Actuator의 소개

ISA(Integrated Servo Actuator)의 기능은 4종(Flap, Aileron, Tail Flap, Rudder) 또는 3종(요즈음 Flap과 Aileron을 통합하여 Flaperon으로 조종하는 경우)의 주요 비행조종면(Flight Control Surface)을 움직이는 것으로 조종사의 조종간에 의해 입력되어지는 기계역학적 신호가 전기적인신호로 변환되어져 제어장치를 통해 다시 기계역학적인 힘으로 조종면이 움직이게 하는 결정적인 시스템이다. 예를 들어 국내 차세대 전투기 사업의 일환으로 선정되어 국내 기술도입생산방식에 의해 생산된 KF-16항공기에 장착된 ISA의 경우 양 주익에 각1개씩 수평꼬리 날개에 각1개, 수직꼬리날개에 1개등 총 5개의 ISA가 사용되었다. 한편 이들의 제원은

Table 2. Specification of KF-16 Aircraft Integrated Servo Actuator

| Name Dimension                             | Horizontal Tail & Flaperon Servo Actuator | Rudder Servo Actuator |
|--|---|-----------------------|
| L×W×H (inch)                               | 33×6×9                                    | 26.5×6×8.5            |
| weight (lbs)                               | 57  | 39                    |
| Rated Output Force (lbs)                   | 34,900                                    | 21,700                |
| Operating Pressure (psi)                   | Pressure Port : 3,100                     |                       |
|  | Return Port : 100                         |                       |
| Operating Ambient Temperature (Fahrenheit) | -65~275                                   |                       |
| Power Requirement s                        | Solenoid Valves : 28 V DC                 |                       |
|  | Servo valve Command Current : ± 80 mA     |                       |
|  | Position Transducer : 26 V AC, 800 Hz     |                       |

아래 표1. 과 같다. 표1에서와 같이 고성능 전투기에 사용되는 만큼 출력이 매우 높으며 그에 상대적으로 경량 소형임을 알 수 있다. 또한 사용환경 또한 고공과 사계절전천후 전투기용 구동장치로서의 기능을 만족하게 수행하는 제원을 보유하고 있다. 국내 차세대 전투기로 실전 배치된 KF-16 항공기의 아래의 성능으로 보아 향후 독자 개발에 필요한 제원을 참고할수 있을것으로 판단된다. 단위계는 feet와 lb가 사용되었음을 유의하기 바란다.

### 2.2 Integrated Servo Actuator의 구성체계

한편 ISA 의 기본 구성체계는 실제의 기계적 작동부(actuator)와 전기신호 입력에 의하여 제어(control)되는 구분되며 그체계는 아래 Fig 1과 같다.

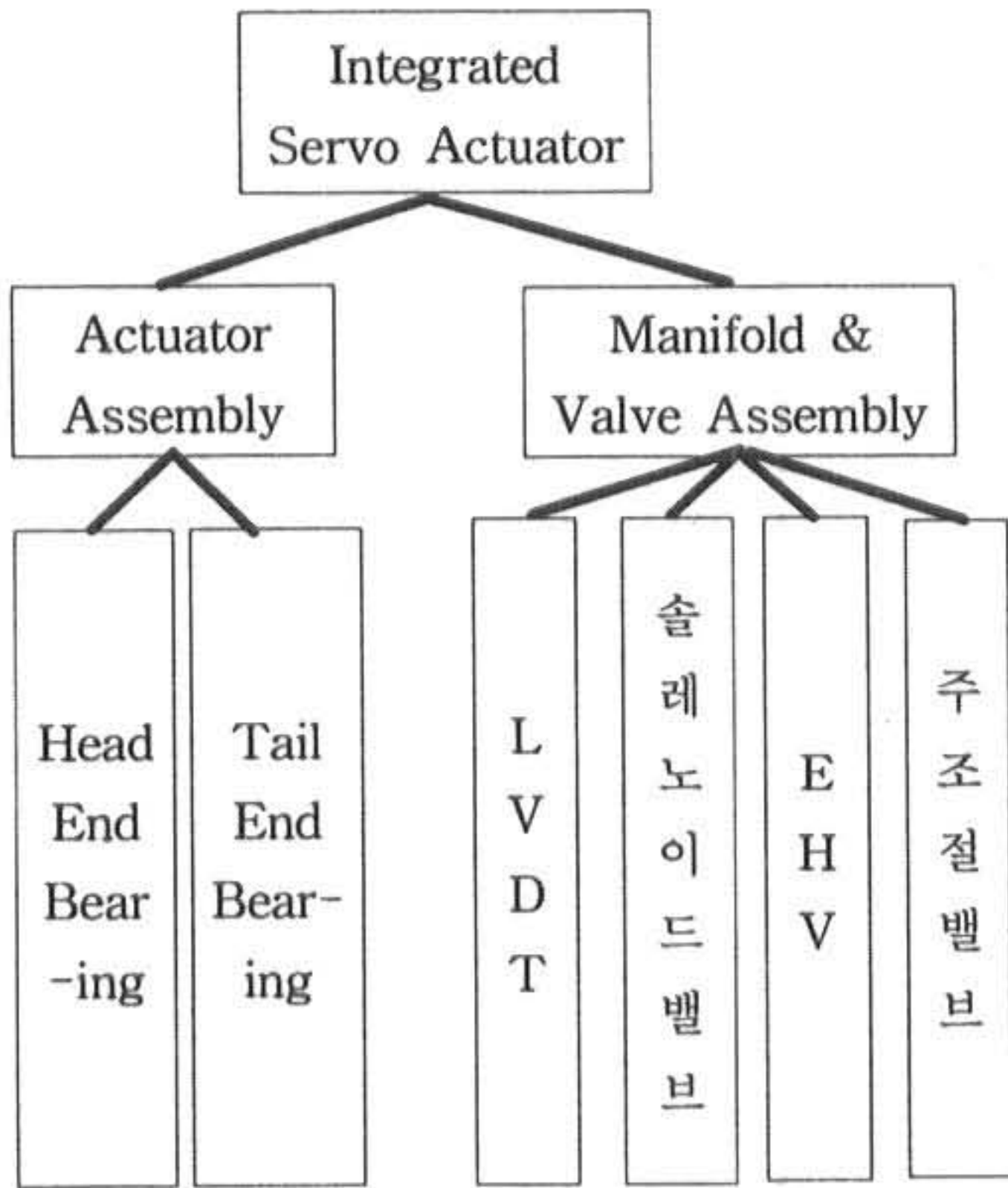


Fig.1 Structure of KF-16 Integrated Servo Actuator

### 2.3 Integrated Servo Actuator 품질 보증 절차

전투기의 상시 및 전시 비행능력의 현상은 위의 ISA의 작동성과 내구성등 품질에 좌우된다고 볼수 있다. 정밀 기계공학 및 전기전자/컴퓨터 공학의 복합적인 기술에 의하여 제작되는 이 품목은 고부가가치를 창출할뿐 아니라 이 품목으로부터 각종 기계가공기술 및 학문적인 발전과 아울러 시험평가 및 분석기법의 절차화등 다양한 분야의 결과가 도출된다고 하겠다. 이에 아직까지는 군사적인 기술자료(도입군사용 항공기의 정비지침과 구식 전투기의 설계기술자료등)에 의존 하는 국내 항공기술 수준으로는 차세대 전투기 사업을 통한 기술도입자료와 생산자 변경에 따른 품질보증 절차 과정을 면밀히 분석하여 제품의 여러단계별 생산방법에 따라 국내 실정에 맞는 새로운 성능/기능 검사 및 시험항목등을 선정 절차화 해야 할 것이다. 군수용품의 체계적 생산체제확립이 필요에 의해 가장 먼저 발전한 까닭에 각종 품질확인을 위한 시험종류 역시 군수품에서 비롯되어진 양상이다. 기 조사된 연구보고서 [1]에서 살펴본 바와 국방규격 및 각종 품질관련 자료를 검토하여 절차화된 ISA의 품질인증 과정은

제품의 외형적 품질과 정밀유공압 제품으로서의 내구성과 전기전자제어 관련 기능성을 확인하기위한 시험항목과 절차가 수립되어 진다. 한편 이에 관련된 시험 항목과 그 절차는 아래의 표와 같다.

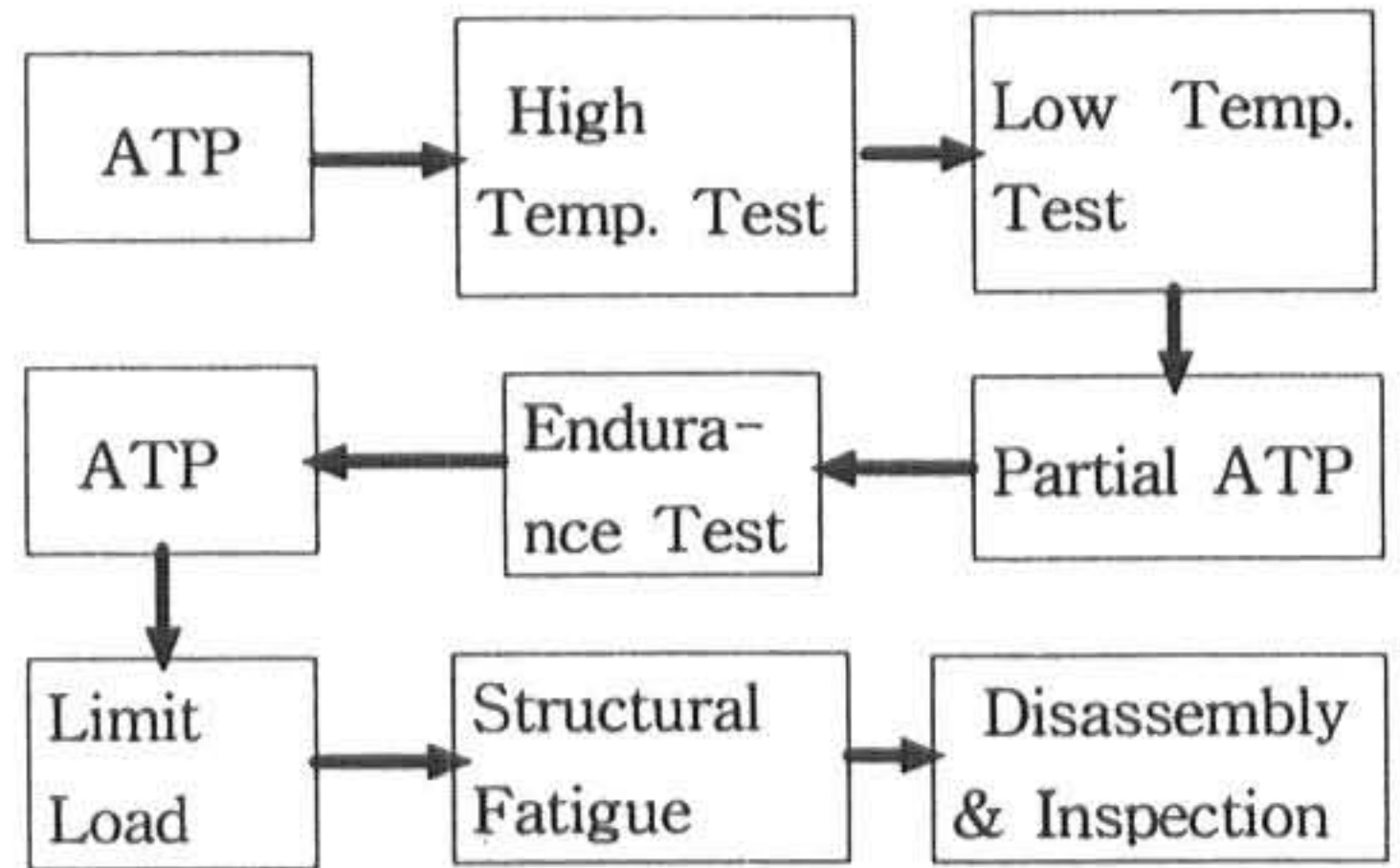


Fig.2 Quality Assurance Procedures of KF-16 Integrated Servo Actuator

### 3. 세부 품질인증 내용

#### 3.1 Acceptance Test

보통의 경우 이 시험은 단어의 의미와 같이 제품의 납품시에 시행하는 품질확인 과정으로 일정한 기능 수행여부Endurance Test를Limit Load Test 해당하는 시험항목을 수행하여 최종 완제품에서의 품질을 보장하기 위한 절차이다.

##### (1) 시험환경

- ambient temperature : 60°F ~ 100°F
- fluid temperature : 70°F ~ 110
- 상대습도 : 90% 이상
- 작동유 : MIL-H-6053
- Filtration : MP-62, Class 3

##### (2) 시험장비

Acceptance Test(ATP:기능 수락시험)를 수행하기에 필요로 하는 장비는 아래의 표와 같다. 물론 이러한 장비는 그 측정범위에 따라 범용성을 지닐 수 있다. 그러나 제작품의 기능과 성능이 제한적인 범위일 때 장비 역시 특정 제품에 제한하여 사용되는 경우도 많이 있다.

##### (3) 시험 항목 및 내용

Table 2. Test Equipments for Integrated Servo Actuator

| Test Station Equipment    | Alternate Equipment                     |
|---------------------------|---|
| - Hydraulic Test Stand    | - X-Y plotter                           |
| - Electronic Test Console | - Integrator                            |
| - Test Fixture            | - Frequency Response Plotter            |
|                           | - Automated Frequency Response Analyzer |

1) Adjustment

- cylinder ram의 mid-stroke 위치 고정
- Servo valve의 조정에 따른 ram 위치 조정

2) neutral cylinder pressure & null synchronization

- main control valve 의 neutral 상태 조정
- SV valve에 operating pressure 및 0 mA시 입/출력 포트의 일정 압력 유지 조정

3) proof pressure

- 최대 압력하에서의 손상 및 변형 방지를 위한 압력 기밀

4) internal leakage

- 입/출력 포트에 작동압력시 유출량의 기준 설정 및 점검

5) external leakage

- 일정 행정의 반복 후 외부의 작동유 유출 여부 점검

6) intersystem leakage

- 시스템 내부에서 정상작동시의 누출되는 유량 점검

7) sensitivity/linearity & hysteresis

- ram의 팽창/압축시의 입력전류에 대한 위치 오차 점검

8) SV coil verification

- SV coil 간의 전환성능을 ram의 위치오차를 측정, 점검

9) passive failure detection

- 자동기능에 이상이 있어 수동작동시 SV에 원하는 전류값을 점검

10) threshold

- 각종 입력값에 대한 main ram의 작동상태를

점검

11) frequency response

- 무부하 상태에서 각종 입력 주파수에 대한 응답지연(phase lag)과 진폭(amplitude)을 점검

12) operating mode switching verification

- 각종 mode에서 전기신호에 의한 정상작동 상태 점검

13) contamination check

- 작동유의 오염도 검사

14) weight

- 작동유 배출후의 중량 점검

15) LVDT polarity check

- ram 수축 및 팽창시 출력 전압의 극성 점검

16) mode change time

- 각종 mode의 변환 경과 시간 점검

17) dynamic first failure transient/indication

- 정상작동 실패 상태를 SV의 전류 입출력값으로 점검

18) output velocity

- ram의 팽창 및 수축시의 속도 점검

3.2 고온 작동시험 (high temperature performance test)

주위 온도 및 작동유의 온도를 275°F(135°C)로 유지한 상태에서 정상작동여부와 이후의 시험항목 요건을 확인한다. 내부온도를 120°F로 올리고 6시간을 유지한후 이후 1시간이내에 154°F로 다시 상승시킨후 4시간을 유지한다. 다시 1시간내에 120°F로 내리고 이러한 절차를 2회 더 반복한다. 이후 275°F로 올리고 3.5시간을 유지한다. ISA에 일정한 행정을 일정시간이상(30분이상)을 작동하고

- 입력과 출력에 대한 점검
- internal leakage
- external leakage
- intersystem leakage
- operating mode switching verification 등의 시험항목을 점검한다.

3.3 저온 작동시험 (low temperature performance test)

주위 온도와 작동유의 온도를 0°F(-17.8°C)

로 유지한 상태에서 정상작동여부와 이후의 시험항목을 수행한다. 이 시험은 온도를 0°F로 24시간동안 유지한다. 각종 mode에서 50회 이상의 행정을 작동하면서 sticking 또는 binding 현상 발생여부를 관찰하고 5분 이상 점검한다. 한편 이후에는 상기의 고온작동시험에서 실시한 동일한 시험항목인

- 입력과 출력에 대한 점검
- internal leakage
- external leakage
- intersystem leakage
- operating mode switching verification 등을 점검한다.

Table 3. Endurance Test Conditions of KF-16 Integrated Servo Actuator

| Phase | Stroke (inch) | Load(lbs) | Cycles(mode) |
|-------|---------------|-----------|--------------|
| 1     | 2.125         | 34,900    | 90(I)        |
|       | 2.008         |           | 10(III)      |
| 2     | 2.008         | 31,410    | 525(I)       |
|       | 1.817         |           | 75(III)      |
| 3     | 1.785         | 27,920    | 1,600(I)     |
|       | 1.615         |           | 200(III)     |
| 4     | 1.562         | 24,430    | 90,000(I)    |
|       | 1.413         |           | 10,000(III)  |
| 5     | 1.116         | 17,450    | 76,672(I)    |
|       | 1.009         |           | 8,000(III)   |
| 6     | 0.223         | 3,490     | 265,000(I)   |
|       | 0.202         |           | 35,000(III)  |

### 3.4 Partial Acceptance Test

몇가지의 Acceptance Test 항목을 선정하여 실시하는 것으로 온도환경시험후 실시한다.

그 대표적인 항목은

- Sensitivity/Linearity & Hysterisis
- Threshold
- Null Synchronization
- Frequency Response
- Dynamic First Failure Transient /Indication
- Passive Failure Detection
- Output Velocity

### 3.5 내구성 시험(Endurance Test)

부하행정과 충격을 가한후 정상작동과 해당 항목의 시험을 점검한다. 예를 들어 KF-16용 ISA의 부하행정 조건은 표와 같으며 impulse test 조건은 pressure impulse cycling 에서는 return port를 일정 압력(90 psi)으로 유지하고 pressure port를 일정압력에서(1475psi) 고압(4125psi)상태를 반복적으로 가/감압한다. 또한 return impulse cycling은 pressure port를 일정 압력(3100psi)로 유지하고 return port에 일정 압력(65psi)에서 고압(1525psi)상태를 반복적으로 가/감압한다. 이후 internal leakage, external leakage, intersystem leakage, operating mode switching verification 등을 수행, 점검한다.

### 3.6 Limit Load Test

Main ram의 위치를 중간행정위치에 고정하고 return port를 대기압 상태하에서 supply 압력을 3100psi로 증가시킨후 팽창과 수축명령 입력후 일정시간 (1분이상) 을 유지한다. 이후 external leakage, internal leakage, intersystem leakage, operating mode switching verification 등을 점검한다.

Table 4. Limit Load Test Conditions of KF-16 Integrated Servo Actuator

| Phase | Load( $\Delta P$ , psi) | Cycles(Mode) |
|-------|-------------------------|--------------|
| 1     | 3,000                   | 800(I)       |
|       |                         | 100(III)     |
| 2     | 2,700                   | 4,500(I)     |
|       |                         | 700(III)     |
| 3     | 2,400                   | 14,000(I)    |
|       |                         | 2,000(III)   |
| 4     | 2,100                   | 800,000(I)   |
|       |                         | 100,000(III) |
| 5     | 1,500                   | 700,000(I)   |
|       |                         | 56,000(III)  |

### 3.7 Structural Fatigue Test

Piston rod를 고정하고 압력차 (differential pressure)를 actuator piston head에 전달될수

있는 frequency를 보유한 sine 입력을 servo valve에 가한다. 예를들어 KF-16용 actuator의 시험 조건은 아래와 같다.

### 3.8 분해 및 검사

모든 환경 및 기능시험후 정밀분해를 한후 주요 부품의 주요치수를 측정하여 정상 마모 및 비정상 마모 상태와 결함여부를 검사한다.

여기에서는 치수검사에 의한 정상마모와 비정상 마모를 판정하게 된다.

## 4. 결론

이상과 같은 정밀유압 장비인 Integrated Servo Actuator은 전기 입력신호에 의하여 기계역학적 출력이 정확하게 획득되어야하는 최첨단 기술집약적인 품목으로 특히 민간 항공기와 군사용 전투기에 널리 사용되는 품목이다.

이와 같이 기능 및 성능확인등의 품질보증을 위한 절차는 생산 및 설계기술을 확보하지 못한 국내 기술수준을 감안할 때 정형화되어야 할 기술자료라 하겠다.

항공기 전체의 control 방식이 fly-by-wire (computer에 의해 종합적으로 획득되어진 비행 data로 최적의 비행 상태를 유지하기 위한 전기적인 입력 signal에 의해 유압구동에 의해 최종적으로 비행제어 panel이 작동하는 system) system에서 ISA는 정확한 성능과 내구성이 요구된다. 현재 국내의 기술은 몇 개의 핵심부품의 단위 생산(가공)단계와 세밀 부품의 조립생산 단계로 완벽한 설계기술확보를 위한 초기 단계이다.

물론 설계 및 생산기술확보와 함께 품질확인 기술의 기준 설정과 이에 필요한 절차 수립과 시험장비의 개발 효과도 매우 클 것이다. 민간 항공분야의 추진이 중형항공기 개발 계획으로 시작되었으나 시장성 등 국가적인 현실과 먼 느낌이 있으나 한반도의 현실로 보아 군사용 훈련기와 차세대 전투기 개발에 필요한 부품제조와 조립기술의 확보는 선진 과학 기술 보유국으로 가기 위해 반드시 이루어야 할 분야이다.

각종 산업 및 과학기술 수준이 선진국 수준

에 이르고 있는 우리의 항공 관련 기술분야는 같은 시기에 항공산업 부문을 시작한 대만이나 심지어는 인도네시아 등 인근의 아시아권의 국가 보다 뒤지고 있는 현실이다.

이에 외부 동체 및 기계가공분야에 만 국한되어 있는 산업분야를 전기/전자/기계 등 복합적인 기술집약 고부가가치 품목의 개발에 힘써야 하며 그 일환으로 설계변수의 역추적이 가능한 시험/평가 및 품질보증 기술 확보에 의한 파급효과가 매우 클 것으로 판단된다.

## 참고문헌

- 1) 조장현, "고성능 유압구동 시스템의 품질보증 및 검증사항과의 연관성 분석", 한라대학교 논문집 Vol. 2, 1998
- 2) 최이주, 조장현, 김유경, 윤형식, "항공전자/기체보기 국산화품목 품질인증시험 방안연구", 국방과학연구소 연구보고서 ASDC-501-940006, 1993
- 3) US Military, "Hydraulic System Components, Aircraft and Missiles General Specification For", Spec No. MIL-H-8775D, 1978
- 4) US Military, "Hydraulic Systems, Aircraft Types I and II, Design, Installation, and Data, Requirements for", Spec No. MIL-H-5440G, 1979
- 5) National Water Lift, "Qualification Test Spec for KF-16", NWL Spec No. TS 3833830, 1993
- 6) National Water Lift, "Horizontal Tail/Flaperon Servo Assembly", NWL Spec No. TS 3833000, 1993
- 7) National Water Lift, "Horizontal Tail/Flaperon Actuator Assembly", NWL Spec No. TS 3833205, 1993
- 8) National Water Lift, "Rudder Servo Assembly", NWL Spec No. TS 3833000, 1993
- 9) National Water Lift, "Rudder Actuator Assembly", NWL Spec No. TS 3834192, 1993

(2000년 2월 10일 접수, 2000년 8월 18일 채택)