

# 공중모의비행시험기 개조개발 위험도 분석 및 감항인증 연구

## Risk Assessment and Airworthiness Study for the Development of IFS A/C

고준수\*                      안종민\*\*  
Joon Soo Ko                Jong Min Ahn

### ABSTRACT

Airworthiness certification is a government certification for the military aircraft to safely attain, sustain and terminate flight and It is a mandatory process of qualifying the flight safety within the operational boundaries of a military aircraft. To save the manhour, time and cost for applying all the airworthiness certification criteria to the aircraft equipped with flight control switching mechanism development program, an identification of the risk and systematic assessment of risk is analysed. Airworthiness redesign actions so called software switching mechanism for the modified aircraft in the flight technology and electric system area are suggested to reduce the risk hazard index.

Keywords : Airworthiness(감항성), Risk Assessment(위험도 평가), Flight Control Computer(비행조종 컴퓨터)

### 1. 서론

#### 가. 연구 배경

1998년 12월 초·중등 기본훈련기(KT-1) 개발 성공을 계기로 군용 항공기의 국내 독자 개발이 활발히 이루어지고 있다. 이를 통해 군의 요구 사항에 충실한 군용 항공기의 개발이 가능해졌고, 국내 항공산업 분야의 비약적인 발전을 위한 바탕이 되었다. 현재는 KT-1과 T-50 고등훈련기가 터키, 인도네시아 등 해외

로 수출되면서 내수에서 수출로 개발 목표의 범위가 확대되고 있는 실정이다.

이와 같은 국내 군용항공기 개발 패러다임의 변화 과정에서 2009년에 「군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률」<sup>[1]</sup> 및 동법 시행령/시행규칙이 제정되면서 감항인증의 적용을 의무화하게 되었다. 항공기 개발 선진국인 미국에서는 2000년부터 모든 군용항공기에 감항인증 적용을 의무화하였으며, 국가 및 군의 특성에 맞게 제도를 구축하여 운영하고 있다.

감항인증(Airworthiness Certification)은 군용항공기가 비행안전에 적합하다는 것에 대한 정부의 인증으로 군용항공기 개발에 필수적으로 요구되는 절차이나 전체 항공기 시스템에 적용할 경우 막대한 인력/시간/예산의 낭비를 초래할 수 있으므로, 비행안전에 영향을 미

† 2012년 12월 12일 접수~2013년 3월 15일 게재승인

\* 한국항공대학교

\*\* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 고준수(jsko@kau.ac.kr)

칠 수 있는 위험 항목을 도출하여 체계적으로 적용하여야 한다. 따라서, 효율적인 감항인증 업무 수행을 위해서는 항공기 신규 개발 및 개량/개조에 대해 객관적이고 정량적인 위험요소 평가 기준의 수립 및 적용 절차의 표준화 수립이 요구된다.

나. 연구 목표

본 연구는 개조, 개량 항공기에 대한 객관적인 감항인증 적용 대상 선정 기준을 제시하는 것을 목표로 수행되었다. 본 연구에서는 객관적이고 정량적인 감항인증 선정 기준으로써 체계 안전성의 대표적 정량적 분석 기법인 위험도 평가(Risk Assessment) 기법을 적용하였다. 향후 공중모의 비행시험기로 적용될 수 있는 T-50 항공기에 전환장치를 신규 장착하는 사업을 개조, 개량 항공기로 선정하였다.

2. 시스템 구성 및 개조 설계 개요

가. 비행제어법칙 전환장치 시스템 구성

공중모의 비행시험기는 성능과 안전성이 검증된 고유 비행제어시스템과 시험대상 비행제어시스템을 동시에 탑재하고, 이·착륙 시에는 고유 비행제어시스템을 이용하고, 안전 비행영역에서 시험대상 비행제어시스템으로 항공기의 제어 권한을 전환하는 시험항공기이다(Fig. 1).



Fig. 1. 공중모의 비행시험기 (좌) F-16 VISTA(미), (우) Su-27 IFS(러)

계통에 대한 개조가 이루어져야 하며 이 중에서도 비행제어시스템은 공중에서 이종간 비행제어권한을 안전하게 전환할 수 있도록 개조되어야 한다<sup>[2]</sup>. 공중모의 비행시험기 개조 개발을 위해 하드웨어 전환장치 설계 개념과 소프트웨어 전환장치 설계개념 두 방안을 개념설계안으로 선정하였다. 하드웨어 전환장치는 Fig. 2와 같이 3중 다중화 비행조종컴퓨터 간 센서 입력

신호 공유 및 구동기 명령 전환을 통해 상호 연동하고 제어권한을 전환할 수 있는 독립적 비행조종컴퓨터 간 전환장치 이다<sup>[3]</sup>.

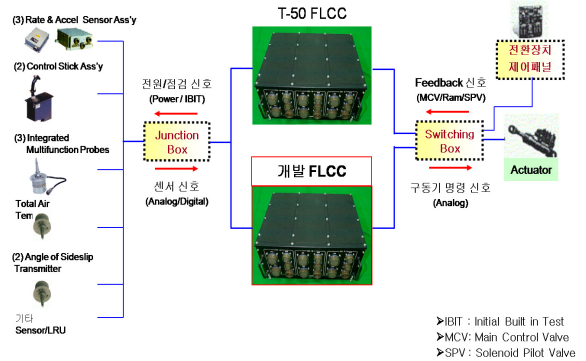


Fig. 2. 체계 구성도

소프트웨어 전환장치는 개발 FLCC가 T-50 FLCC의 서브 모듈 개념으로 하드웨어가 구성되고, 주로 비행제어법칙과 같은 제어알고리즘 검증에 활용되는 설계 개념이다. Fig. 3은 소프트웨어 전환장치의 설계 개념도를 나타낸다.

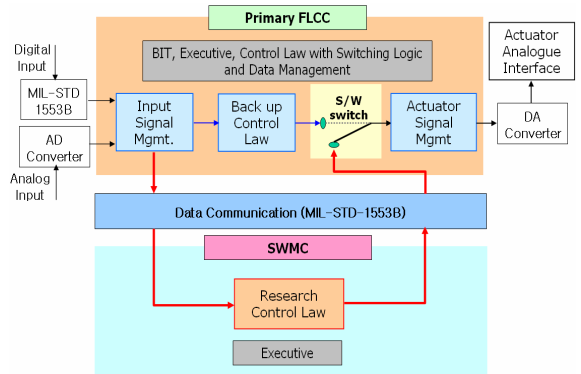


Fig. 3. Software 전환장치 설계개념도

나. FLCC 인터페이스 설계

비행조종컴퓨터가 정상적으로 기능을 수행하기 위해서는 다양한 센서 입력 신호를 정상적으로 수신하고, 제어알고리즘의 계산 결과를 구동기에 송신함으로써 페루프를 이루어야 한다. 공중모의 비행시험기의 경우, 신규 장착된 개발 비행조종컴퓨터(EDFLCC : Engineering Development Flight Control Computer) 용도로 센서를 추가 장착하는 방법이 주로 이용되고 있다.

본 연구에서는 추가 센서 없이 기존 센서 신호를 분기하여 EDFLCC에 입력하는 Junction Box 개념을 적용하였다.

구동기 명령의 전환은, 5개 주요 구동기 중 한 개의 구동기만 EDFLCC가 제어하는 개념을 적용하였다. Fig. 4는 이러한 비행조종컴퓨터와 구동기 간 연동 개념도를 나타낸다. T-50의 경우, 구동기 Fail-Safe 설계 개념과 재형상 설계 개념이 적용되어 하나의 구동기 결함이 비행제어기능 상실을 유발하지 않는다. 따라서, EDFLCC의 정상적인 기능을 안전하게 검증할 수 있는 연동 설계 개념이다.

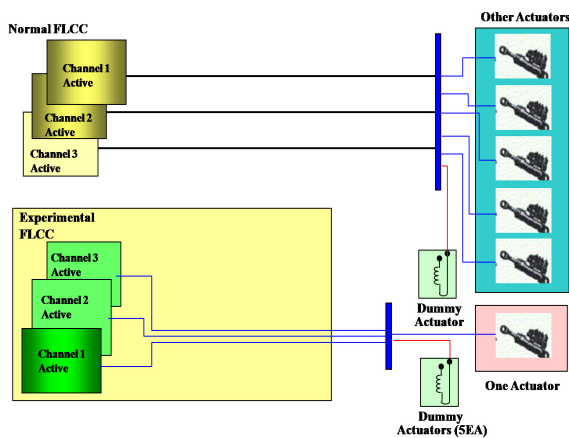


Fig. 4. FLCC-Actuator 연동 개념도

비행조종컴퓨터의 구동기 연동 설계는 공중모의비행시험기 개조 분야에서 매우 중요한 분야이다. T-50 고등훈련기의 구동기는 직접밸브 구동식(DDV : Direct Drive Valve) 유압 구동기를 주 조종면에 적용하고 있다.

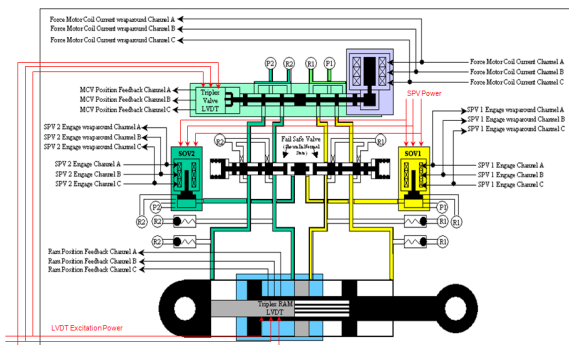


Fig. 5. FLCC-Actuator 연동 개념도

두 개의 독립된 유압계통으로부터 유압을 공급 받으며, Fail Safe 설계 개념에 의해 구동기 제어가 불가능한 Fail 발생 시 구동기에 가해지는 유압을 제거하여 조종면이 대기 흐름에 따라 자연스럽게 Floating하도록 설계되어있다. Fig. 5는 비행조종컴퓨터와 구동기 간 인터페이스를 나타내고 있으며 적색으로 표시된 선이 개조 설계를 통해 영향을 받는 신호이다.

### 3. 위험요소 분석 및 검증

#### 가. 위험평가 기준

도출된 위험요소의 위험도를 객관적으로 평가하고 정량화하기 위하여 발생 빈도와 치명도를 조합한 위험평가 할당표를 체계안전성 표준 규격인 MIL-STD-882D<sup>[4]</sup>에 의거 아래의 Table 1과 같이 작성하였다.

Table 1. 위험평가치명도 및 발생확률

Severity Frequency	심각 (I)	중대 (II)	경미 (III)	무시 (IV)
Frequent(1) (10 <sup>-1</sup> )	1	3	7	13
Probable(2) (10 <sup>-2</sup> )	2	5	9	16
Occasional(3) (10 <sup>-3</sup> )	4	6	11	18
Remote(4) (10 <sup>-6</sup> )	8	10	14	19
Improbable(5) (<10 <sup>-6</sup> )	12	15	17	20

High (Red)    Serious (Yellow)    Medium (Blue)    Low (White)

#### 나. 위험요소 분석

기능분석과 고장영향분석(FMEA : Failure Mode Effects Analysis) 등의 분석 기법을 이용하여, 항공기 개조에 의해 항공기의 기능, 성능, 안전성에 영향을 줄 수 있는 총 18개의 위험요소를 식별하였다.

식별된 위험요소와 위험요소로 분류된 원인을 Table 2에 간략히 기술하였으며 대표적인 위험도 식별 5항목(LVDT Excitation, 1553 Mux Bus 설계, Performance Degradation, 센서오차 증가, Switching Mechanism 천이)에 대한 분석을 기술하였다.

Table 2. 위험평가 할당표

No	Risk Item	Description
1	LVDT Excitation	Demodulation 문제
2	1553 Mux Bus	BC 전환 문제
3	Weight & C.G	중량 증가 문제
4	BIT	BIT 개조 설계
5	Power Availability	소모 전력 증가
6	Stuck to EDFLCC	전환 장치 고장
7	Cooling Air	ECS 용량 문제
8	EMI/EMC	전자기 간섭 문제
9	Performance Degradation	비행성능 저하
10	TAT센서 Accuracy Degradation	센서 오차 증가
11	Ground Integration Test	지상 검증 문제
12	Asynchronous Operation	두 FLCC 간 동기
13	Transient of Switching Mechanism	전환 시 비행 응답
14	Switch Function Fail	전환장치 고장
15	FCP for EDFLCC	FCP 개조 문제
16	TAT Sensor	센서 인터페이스
17	EDFLCC Routing	1553 BUS 문제
18	FCS Redundancy	시스템 다중화 유지

1) LVDT Excitation

LVDT 센서를 개발 FLCC가 공유하기 위해서는 Fig. 6과 같이 LVDT 센서 신호를 복조하기 위한 복조 회로를 구성하고, T-50 FLCC의 LVDT 센서 복조 신호로 사용되는 7Vac 교류전류를 Junction Box에서 splice 하여 복조 회로를 동작시켜야 한다.

이 때, 고려해야 하는 부분이 센서 Excitation 신호와 복조 신호의 동기(Synchronization)와 T-50 FLCC의 동기 신호에 대한 추가 load 문제이다. 복조 신호(Demodulator Reference Signal)는 센서에서 출력되는 교류전류로부터 해당하는 정확한 직류 전압을 획득하기 위해 excitation 전류와 위상차가 없도록 동기되어야 한다. 만일 위상차가 발생하면 Fig. 7과 같은 LVDT 센서의 오차 발생 원인이 된다. LVDT 센서는 조종간 및 러더페달 변위를 측정하는 비행 안전에 직접적인

영향을 미치는 센서로서, LVDT 센서 공유를 위한 회로가 추가됨에 따라 센서 오차가 허용 가능 범위 내에 있는지 반드시 확인이 필요하다.

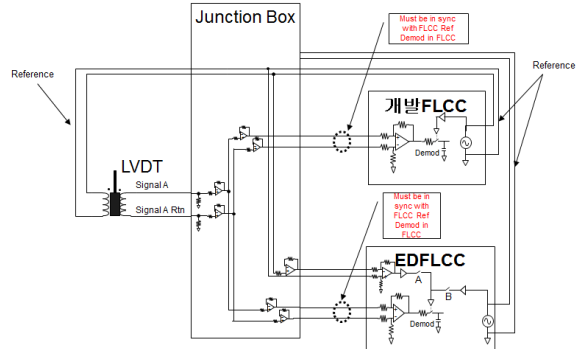


Fig. 6. LVDT 센서 공유 회로도

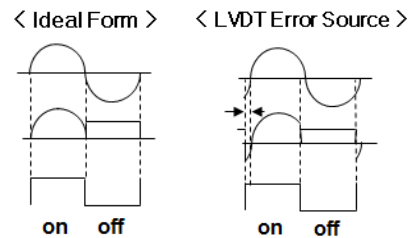


Fig. 7. 위상차에 의한 LVDT 센서 오차

또한, T-50 FLCC의 LVDT 센서 excitation 및 복조 신호를 이용하여 EDFLCC의 복조회로를 함께 동작시켜야 하기 때문에 추가로 발생하는 load를 감당할 수 있는지에 대한 분석도 수행되어야 한다.

2) 1553 MUX BUS 설계

T-50 FLCC는 조종간 조립체(CSA), IMFP(Integrated Multi-function Probe), 등이 RT(Remote Terminal)로 연결되어있는 FCS 1553 MUX Bus의 BC(Bus Controller)로 설계되어있다. 하나의 1553 BUS에는 오직 하나의 BC만 허용되기 때문에, 개발 FLCC를 1553 MUX에 추가하는 방법으로는 RT로 셋팅하는 방법 또는 BM(Bus Monitor)으로 추가하는 방법을 고려할 수 있다. 이 중 RT로 설정하는 경우 T-50 FLCC의 비행운용프로그램을 수정해야 하기 때문에 BM으로 설정하는 설계 개념을 적용하였다. Fig. 8은 개발 FLCC가 FCS 1553 MUX Bus의 BM으로 추가되는 형태의 설계 개념도를 나타낸다.

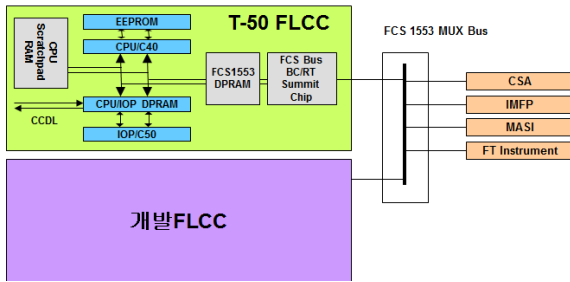


Fig. 8. 1553 MUX 설계 개념도

3) 성능 저하

전환장치 적용을 통한 비행조종컴퓨터 성능 저하를 확인하기 위해 T-50 HQS(Handling Quality Simulator)를 이용하여 전환장치 적용을 통한 비행성을 평가하였다. 비행 성능에 직접 영향을 미칠 수 있는 조종면 구동기와 센서의 결함 상태를 아래와 같이 시험 항목으로 설정하였다.

○ Actuator

- ① Force Motor Coil Current Open 시험
- ② MCV Position Feedback Open 시험
- ③ RAM Position Feedback Open 시험
- ④ SOV 1 Circuit Open 시험
- ⑤ SOV 1 & 2 Circuit Open 시험
- ⑥ Force Motor Coil Current Hardover

○ Sensor

- Pitch/Roll/Yaw Rate(Open/Bias 시험)
- AOA(AOA Input Bias 시험)
- Normal Acceleration(n<sub>z</sub> Open 시험)

시험 조건은 고도 10,000ft, 속도 300, 400kts에서 수평비행상태를 적용하였다. 시험항목 중 Open 시험은 FLCC와 시뮬레이터 Host 간의 입·출력 신호 인터페이스 장비인 ETS(Engineering Test Station)에서 해당 신호를 단선시켜서 해당 신호가 전기적으로 FLCC에 입력되지 않도록 하였고, Bias 시험은 Simulation 통제 소프트웨어를 이용하여 정상적인 센서 출력값에 소프트웨어적으로 bias 값을 입력하여 수행하였다. 객관적인 HQ 평가를 위해 아래와 같은 평가 기준을 적용하였다.

- Level I : NORMAL

- Level II : MARGINAL
- Level III : POOR
- Level IV : UNCONTROLLABLE

Table 3. Actuator(Left H/T Actuator)시험 결과

항공기 상태	시험 ①	시험 ②	시험 ③	시험 ④	시험 ⑤	시험 ⑥
Ch. A Open	I	I	I	I	I	I
Ch. A&B Open	II	I	II	I	I	I
All Ch. Open	II	I	II	I	I	I

Table 4. Sensor 시험 결과

항공기 상태	Pitch Rate Open [Offset]	Roll Rate (Open/Offset)	Yaw Rate (Open/Offset)	AOA (Offset)	n <sub>z</sub> (Open)
Ch. A Open	I [ I ]	I	I	I	I
Ch. A&B Open	IV( I ) [ I ]	I	I	I	I
All Ch. Open	IV[IV]	I	IV	I	I

상기의 시험 결과는 위험도 분석 시 위험의 심각도를 결정하는데 활용할 수 있다.

4) 센서오차 증가

T-50 비행조종컴퓨터의 아날로그 센서 신호를 분기하여 EDFLCC에 입력하는 과정에서 센서 신호의 왜곡 및 감쇠 등의 결과로 센서오차가 증가할 수 있다. 센서오차는 T-50과 같은 Full Authorized FBW항공기의 비행성능에 직접적인 영향을 미치는 매우 중요한 문제이다. 분기에 따른 아날로그 센서 오차 증가를 확인하기 위해 대표적인 아날로그 센서인 LVDT 센서 분기 시험을 수행하였다(Fig. 9)

LVDT 센서에 동일 간격의 미소 변위를 센서 최대 측정 가능 변위까지 입력하여 전 구간에서의 센서 출력신호 및 정류된 신호를 비교하여 센서신호 분기에 따른 오차를 정량적으로 측정하였다.

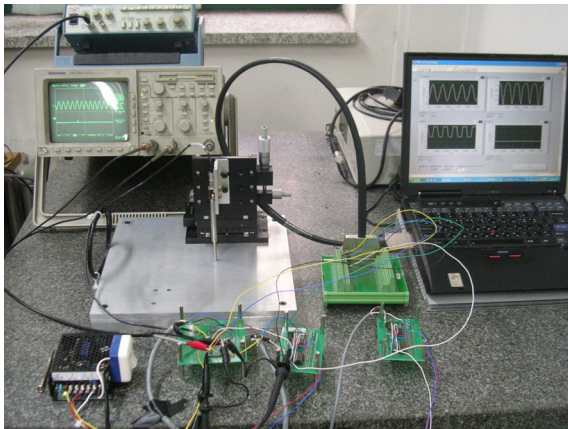


Fig. 9. LVDT 센서 분기시험장치

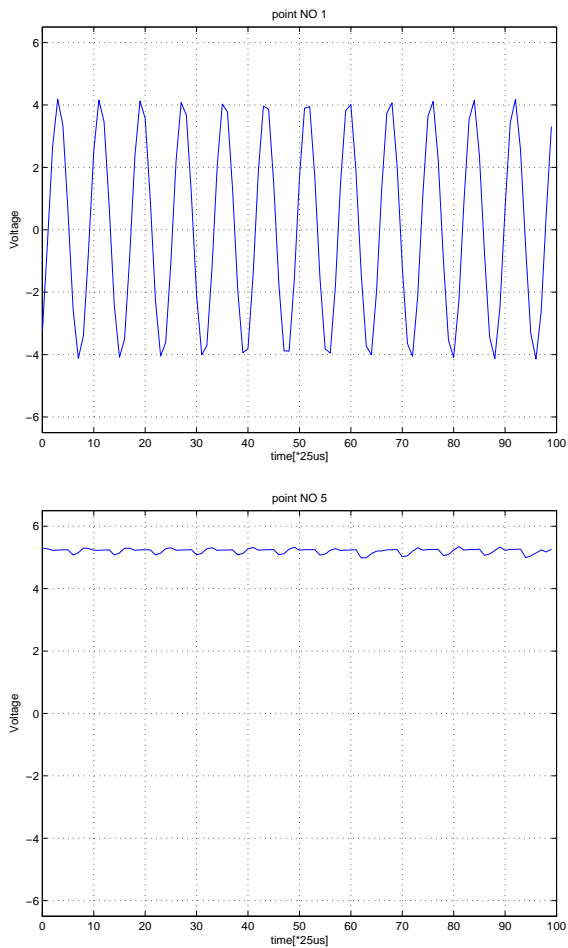


Fig. 10. LVDT 센서 분기시험 신호  
(상) LVDT 출력신호, (하) 정류신호

Fig. 10은 LVDT 센서 출력 신호와 복조 회로를 거쳐 정류된 신호 파형을 나타낸다.

실험 오차를 최소화하기 위해 25us간격의 100개의 측정 데이터를 이용하여 평균치와 표준편차를 구하고 이 데이터를 이용하여 센서 분기에 따른 오차를 산출하였다(Fig. 11). ‘x’는 센서 분기 없이 측정한 데이터이고 ‘o’는 센서 출력 신호를 분기하여 측정한 데이터이다.

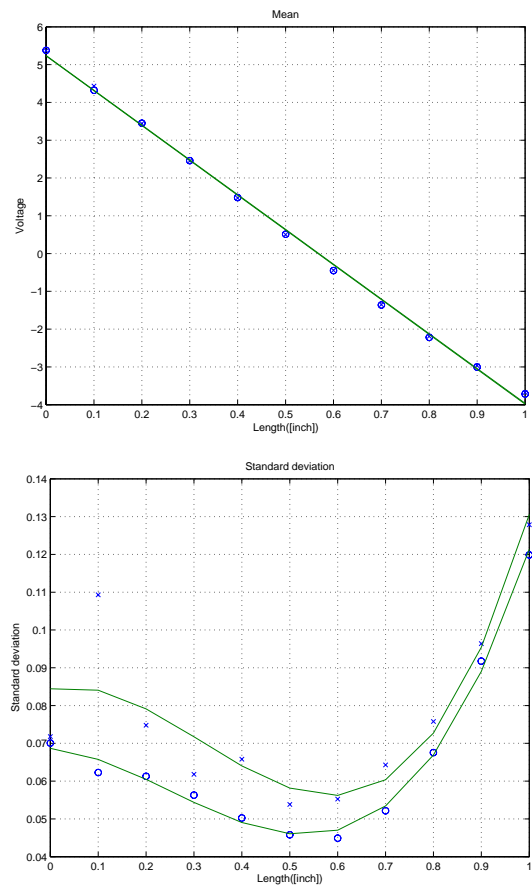


Fig. 11. LVDT 센서 분기시험 결과  
(상) 평균값, (하) 표준편차

시험 결과 분기에 따른 차이가 표준편차로 0.01 수준으로서 거의 영향을 미치지 않는 것으로 확인되었다.

### 5) Switching Mechanism 천이

Switch 기능은 조종면의 유압구동기의 조종 권한을 T-50 FLCC와 개발 FLCC간 전환하는 기능을 수행하



는 장치이다. T-50 유압구동기는 주제어밸브(MCV : Master Control Valve)를 구동시키는 FM(Force Motor)에 의해 제어되기 때문에 FM을 구동시키는 회로에 Fig. 12와 같이 전환 스위치를 추가하는 개념으로 Switch Function을 설계할 수 있다. 이 때, 구동기를 제어하지 않는 FLCC의 FM 구동 전류에 대한 회로 구성을 위해 Dummy Actuator를 추가로 구성하여야 한다. Switch Function의 오작동 시 비행 안전에 직접 영향을 미칠 수 있기 때문에 충분한 신뢰도를 확보하도록 설계되어야 한다.

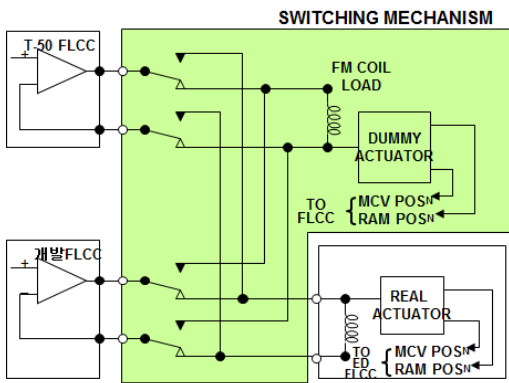


Fig. 12. 구동기 S/W 설계 개념도

6) 위험요소 검증

식별된 위험요소에 대해 Table 1의 위험평가 기준을 적용하여 정량적으로 위험도를 평가하였다. 위험요소별 치명도는 MIL-STD-1629A<sup>[5]</sup>에 규정된 고장영향분석(FMEA)를 통해 도출하였고, 위험 확률은 고장계통도분석(FTA : Fault Tree Analysis)을 통해 도출하였다.

FMEA 분석 기법은 신뢰성분석과 체계안전성 분석에 널리 사용되는 분석기법이며 Bottom Up 방식의 분석 기법이 적용된다. 본 연구에서는 기 개발 완료된 항공기의 개조개발 과제에 대하여 개념설계 단계에 준하여 수행되었기 때문에 기존 항공기의 기능분석과 FMEA 분석결과표를 기준으로 개조작업에 의해 영향을 받는 항목을 먼저 식별한 후 식별된 위험요소에 대하여 FMEA 분석 기법을 통해 치명도를 정량적으로 결정하여주는 방식을 적용하였다.

위험확률을 정량적으로 예측하는 기법으로는 신뢰도 블록선도(RBD : Reliability Block Diagram)를 이용하는 방법이 주로 이용된다. 또한 개개 부품의 신뢰도 산출 기법으로서 전기, 전자 부품의 경우 MIL-HDBK-

217F에 의한 신뢰도 산출 기법과, 기계부품의 경우 NPRD-95에 의한 산출 기법이 적용된다. 그러나, 이러한 분석 기법은 많은 시간과 인력이 소요되기 때문에 개념설계 단계에 부적합한 측면이 있다. 따라서, 본 연구에서는 도출된 위험요소가 비행안전에 영향을 주는 확률을 직관적으로 나타낼 수 있는 FTA 분석 기법을 적용하였다. 또한, 부품 및 구성품 단위의 신뢰도 예측치는 유사 구성품 또는 부품의 신뢰도 예측치를 그대로 적용하였다. Fig. 13은 ‘비행제어기능 상실’을 최상위 사상(Top Event)으로 갖는 FTA를 나타낸다. 비행제어 기능상실을 정점으로 관련된 고장 및 위험요소들이 하위로 분기되어 표시된다. 이러한 FTA를 통해 위험 요소의 발생 확률을 논리 연산의 결과로서 정량적으로 산출할 수 있다. 예를 들어, T-50 항공기의 비행제어시스템의 기능상실을  $2.5 \times 10^{-6}/hr$  일 경우 전환장치의 ‘스위치 기능’은  $10^{-9}/hr$ 의 손실 확률을 가지도록 설계해야 한다.

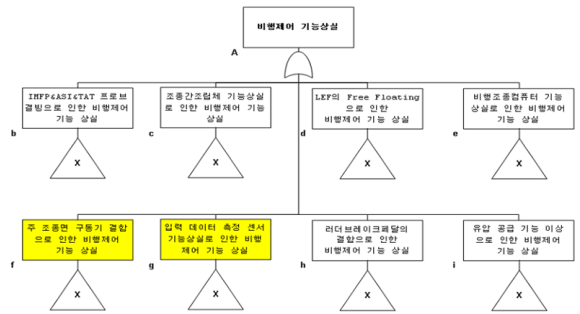


Fig. 13. FTA(Top Level)

Table 5는 도출된 위험요소에 대해 FMEA와 FTA 분석결과, Table 1의 위험평가 기준에 의해 H/W전환장치와 S/W 전환장치에 대해 최종적으로 평가된 결과이다.

본 연구에서는 구성품과 부품 단위의 신뢰도 예측치를 확보하여 직접 산출하지 않고 유사제품의 신뢰도 예측치를 적용하였다. 분석결과, 기존 항공기에 H/W 전환장치가 신규로 장착되는 공중모의 비행 시험기는 총 18개의 평가항목 중 3개 항목이 ‘높음(High)’으로 분류되고, 5개 항목이 ‘심각(Serious)’으로 분류되어 감항성에 지대한 영향을 미치는 것으로 분류되었다. S/W 전환장치는 총 18개 항목중 Switching Mechanism 천이 항목이 ‘중간(Medium)’으로 분류되고 나머지는 감항성에 영향이 없는 것으로 분석되었다.

Table 5. 위험평가 등급분류

No	감항인증 기술분야	Risk Item	RHI	
			H/W 전환 장치	S/W 전환 장치
1	비행기술	Weight & C.G	-	-
2	비행기술	BIT	14	20
3	비행기술	Performance Degradation	5	20
4	비행기술	Accuracy Degradation	7	20
5	비행기술	Ground Integration Test	6	20
6	비행기술	Asynchronous Operation	12	20
7	비행기술	Transient of SM	1	13
8	비행기술	Switch Function Fail	-	-
9	비행기술	FCP for EDFLCC	9	20
10	비행기술	TAT Sensor	6	20
11	비행기술	FCS Redundancy	-	-
12	세부계통	Cooling Air	-	-
13	전기계통	LVDT Excitation	15	20
14	전기계통	1553 Mux Bus	4	18
15	전기계통	Power Availability	6	20
16	전기계통	Stuck to EDFLCC	20	20
17	전기계통	EDFLCC Routing	14	20
18	전자기 환경효과	EMI/EMC	-	-

따라서, 공중모의 비행시험기에 전환 장치를 장착하는 과정의 경우, 비행기술 및 전기계통 감항인증 기술기준에 대한 치명도와 발생 확률을 낮출 수 있는 S/W 전환장치의 설계대안이 마련되어야 한다. 사업 추진 시 본 분석 결과에 이용된 치명도 선정 결과를 확인하기 위한 고장모드 영향 시험(Failure Mode Effect Test) 수행, 고장 발생 확률에 대한 보다 정확한 분석 등을 통해 분석 결과를 최신화 하는 노력이 요구된다.

최신화 된 분석 결과를 바탕으로, 재설계 부분에 대한 표준 감항인증기술기준의 세부 기술분야 별 상세 위험평가 등급을 재 도출 하여, 감항인증 기준을 설정하고, 이에 따른 표준지침과 적합성 검증방법을 제시하여 감항인증 절차를 따라야 한다.

#### 4. 결론

T-50에 전환장치를 추가로 장착하는 사업을 감항인증 적용 대상 항공기로 선정하여 18개의 위험요소를 도출하고, 도출된 위험요소에 대해 개략적인 위험평가를 수행하였다. 위험도 평가 결과 대상 항공기는 안전 취약 분야에 대해 Software 전환장치와 같은 감항인증 설계 대안 이 강구되어야 한다.

향후, 체계적이고 정량화된 시스템 안전 계획요구도 확인을 위해 신뢰도 분석 Tool인 Relax의 적용을 통한 신뢰도 예측치의 최신화가 필요하며, 고장모드 영향 시험 및 시뮬레이션 수행 등이 필요할 것으로 판단된다.

#### References

- [1] 방위사업청, “방위사업청 고시 2011-1호 군용항공기 표준 감항인증기준”, 2011.12.7.
- [2] 고준수, 이용표, 최섭, 안종민, “공중모의 비행시험기 개조 개발 사례 연구”, 한국항공우주학회 2008년도 추계학술발표회 논문집, pp. 481~484, 2008.11.
- [3] 안종민, 임상수, 권중광, 최섭, 이용표, 고준수, “비행제어법칙 전환시스템 개발”, 한국항공우주학회, 한국항공우주학회지, 제36권 제7호 pp. 712~718, 2008.7.
- [4] Department of Defense, “MIL-STD-882D ; Standard Practice for System Safety”, 2000.2.10.
- [5] Department of Defense, “MIL-STD-1629A ; Procedures for Performing a Failure Mode. Effects and Criticality Analysis”, 1980.11.24.