

# 최신 전투기 사례를 통한 T-50 FFP 시스템 최적 설계 연구

남용석\* · 김태환\* · 정년수\*\*

## A Study on Optimal design of T-50 Aircraft FFP system through a case of F-16 Aircraft

Yong-seog Nam\* · Tae-hwan Kim\* · Nyeon-su Jeong\*\*

### ABSTRACT

The Fuel system of T-50 Advanced Trainer is equipped with two boost pump and fuel flow proportioner for feeding fuel to turbo jet engine. when an unexpected failure occurs, they can feed the fuel to turbo jet engine which fuel quantity required. fuel quantity control method is applied for minimizing the center of gravity change. and fuel quantity control method is controlled by FQMS(Fuel Quantity Measuring System) and FFP(Fuel Flow Proportioner). This paper presents life cycle extension plans of FFP hydraulic motor by design improvements of connecting and arrangement of pipe comparing with KF-16.

Key Words : FFP(Fuel Flow Proportioner), FQMS, life cycle extension

### 1. 서 론

고등훈련기인 T-50항공기의 연료 시스템은 전방과 후방그룹 연료탱크로 구성되어 어떤 상황에서든 안전하게 엔진으로 연료를 보급하도록 설계되어 있다. 이는 엔진으로 공급되는 연료의 이송을 위하여 2개의 전기식 승압펌프(Boost Pump)와 1개의 유압식 연료 균등 분배기(FFP)를 사용함으로써, 단일고장 및 이중고장 시에도 엔진에서 요구하는 연료량을 이송할 수 있도록 되어 있다. 그리고 연료 소모에 따른 항공기 무게중심 변화를 최소화하여 비행 안정성을 유지하기 위해 FQMS(Fuel Quantity Measuring System)에 의한 연료량 불균형 조절과 FFP(Fuel Flow Proportioner)에 의한 연료량 조절 방법이 적용되

어 있다.

연료 균등 분배기(FFP)는 전방과 후방그룹 연료탱크로부터 공급되는 연료를 균등하게 소모하도록 하기 위해 항공기의 유압계통에서 공급되는 고압의 3000 psi 유압으로 모터를 구동시켜 공통축상의 베인을 동일한 회전수로 작동시켜 출력 압력을 증가시키는 유압 구동식 베인 펌프가 적용되어 있다. 또한 엔진 IDLE 상태에서 연료 균등 분배기(FFP)는 입구 압력 대비 출구 압력을 약20 psid 상승시켜서 엔진으로 연료를 공급하는 역할을 하고 있다.

비행 전 연료 균등 분배기(FFP)의 정상 작동에 대한 확인은 FFP출구 압력과 전방그룹에 속하는 F3연료탱크의 승압펌프(Boost Pump)출구압력 차를 감지하는 FFP의 압력스위치에서 수신 받으며, 이 압력스위치가 작동되는 압력 조건은 승압펌프(Boost Pump)출구압력 대비 FFP출구압력이

\* 정회원, 국방기술품질원 항공센터  
연락처, E-mail: [nys0804@nate.com](mailto:nys0804@nate.com)

\*\* 정회원, 한국항공우주산업(주)

15±1 psid이상 되는 것이며, 이때 항공기 동체에 있는 중앙정비패널 상의 FFP램프가 점등되도록 되어 있다. 일반적으로 중앙정비패널 상에서 FFP 램프의 점멸 시 연료 균등 분배기(FFP)유압모터의 교체가 수행되며, 현재 T-50 항공기에 적용되고 있는 연료 균등 분배기(FFP)의 교체주기는 동일한 FFP를 사용하는 KF-16항공기와 비교할 때 짧은 교체 주기를 보임에 따라 개선이 요구되고 있다.

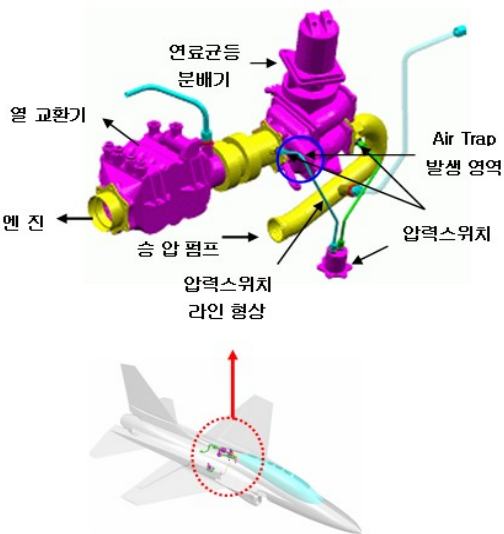


Fig 1. Linking diagram of FFP

T-50 항공기에 적용되어 있는 연료 균등 분배기(FFP)유압모터의 수명연장을 위해서는 대표적으로 다음의 2가지 측면에서 개선이 요구된다.

1. 항공기 연료시스템 차원(FFP연결배관 설계 및 배치)에서의 설계 개선
2. FFP 제작업체의 FFP유압모터 자체의 내마모성 증가를 위한 재질변경 및 설계 개선

본 논문에서는 현재 운용되고 있는 KF-16과 비교하여 연결배관 및 배치의 설계개선을 통한 FFP의 출구 압력변화에 영향을 주는 요소를 제거함으로써 FFP 유압모터 수명연장 방안에 대해 검토하고자 한다.

## 2. 본 론

### 2.1 연료 균등 분배기(FFP)시스템 구성

연료 균등 분배기(FFP)는 Fig 2와 같이 유압계통에서 공급되는 고압의 유압으로 모터를 구동시켜 공통축 상의 베인을 동일한 회전수로 가동시켜 출력 압력을 증가시키는 유압 구동식 베인형 펌프이다. 그리고 항공기의 전방그룹 F3연료탱크와 후방그룹 F4탱크에 있는 승압펌프(Boost Pump)에서 각각 분리된 FFP입구로 균등하게 연료가 유입되도록 되어 있으며, 엔진으로 공급되는 연료압력을 약20 psid까지 상승시켜서 토출한다.

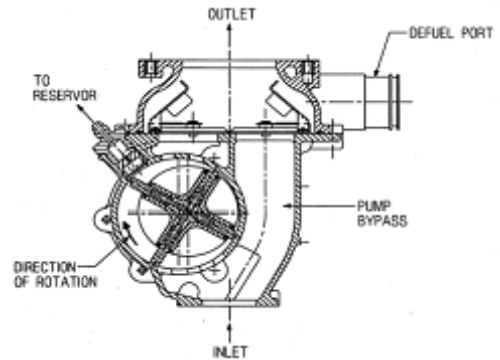


Fig 2. Fuel Flow Proportioner Schema

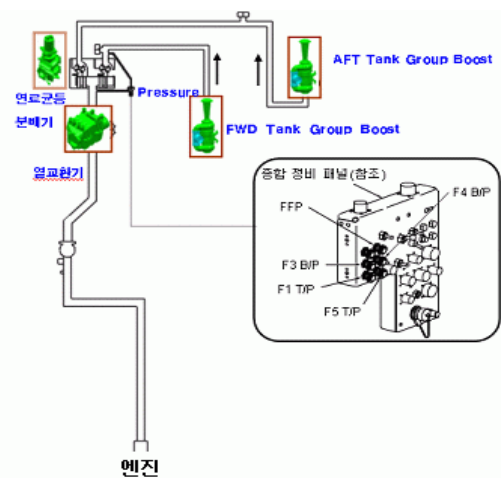


Fig 3. Plan of Engine Fuel System

또한 중앙정비패널 상의 FFP램프가 점등되는

신호는 연료 균등 분배기(FFP)출구압력과 전방그룹에 속하는 F3연료탱크의 승압펌프 출구압력 차이를 감지하는 FFP 압력스위치에서 수신 받으며, 연료탱크 승압펌프와 연료 균등 분배기(FFP) 및 압력스위치의 계통연결 배치도는 Fig 3과 같다.

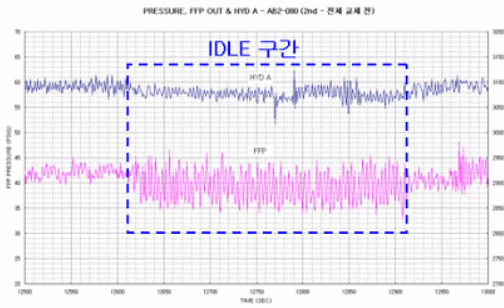


Fig 4. FFP Output pressure(22 times flight)

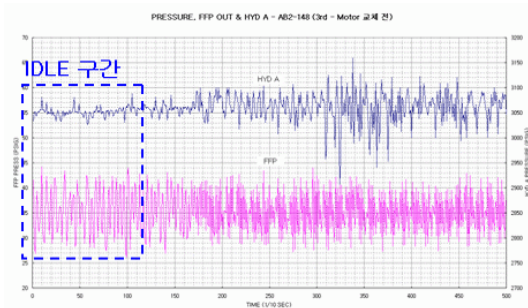


Fig 5. FFP Output pressure (68 times flight)

**2.2 FFP 결함 현상의 원인 탐구**

램프의 조기 점멸 현상을 원인분석하기 위해서 비행시험을 통해 T-50 항공기에 장착되어 있는 연료 균등 분배기(FFP)의 출구압력에 대한 데이터를 측정하였다. Fig 4와 5는 각각 22, 68회 비행시험을 수행한 후 측정한 FFP의 출구압력 데이터를 그래프로 나타낸 것이다. 적색 선은 FFP의 출구압력 값을 그린 것이며, 청색 선은 FFP에 공급되는 유압의 값을 나타낸 것이다. 출구압력 데이터가 27~44 psid의 폭으로 변동이 심하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 특히 엔진 IDLE 구간에서 가장 큰 폭으로 변동하는 것을 볼 수 있다. 또한 비행시간이 증가함에 따라 출구압력이 더 심하게 진동함

을 알 수 있다. Fig 4와 5의 상황에서 T-50 항공기 중앙정비패널 상의 FFP램프가 점멸되어지며, 이때는 FFP를 교체해야만 한다.

Fig 6은 FFP 램프가 점멸된 후에 연료 균등 분배기(FFP)를 신제품으로 교체하여 측정한 FFP의 출구압력 데이터를 나타내는 그래프이다. 연료의 출구압력이 43 ~ 48 psid로 Fig 4, 5와 비교해서 변동이 거의 없고 안정화되어 있음을 알 수 있다.

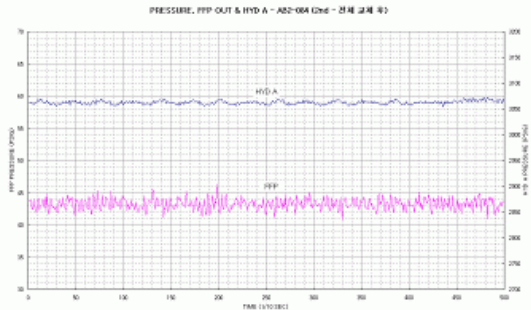


Fig 6. FFP Output pressure (Replaced by new)

이는 연료 균등 분배기(FFP)를 일정기간 사용하게 되면 유압모터에 마모가 발생됨을 나타내는 것이다. 그것으로 인하여 출구압력의 변동(fluctuation)이 증가되고, 연료가 이송되면서 발생하는 진동으로 인하여 유압모터의 마모가 더욱 가속화되는 현상이 반복되면서 압력수준이 전체적으로 정상상태의 45 psid를 유지하지 못하고 저하된 상태를 보여주는 것이다.

**2.3 FFP 수명연장 방안**

**2.3.1 FFP 출구 압력 감지 센서 이동 방안**

T-50 항공기에서 발생하는 연료 균등 분배기(FFP)결함은 동일한 제품을 적용하고 있는 타 항공기(KF-16/F-16 등)에 비해 운용 시간이 현저히 짧은 것이 현실이다. 그래서 운용되고 있는 연료 균등 분배기(FFP)유압모터의 조기 마모현상 개선을 위한 설계 변경은 원제작사에서 진행 중에 있다. 그러나 현재의 설계 기준으로 연료 균등 분배기(FFP)유압모터의 수명을 타 항공기와 유사한 수준으로 개선하기 위한 시스템측면에서 설계개선이

시급하게 요구되었다.

상기의 요구사항으로 항공기를 재점검한 결과 T-50 항공기에 적용되고 있는 연료 균등 분배기(FFP)의 출구압력을 감지하는 포트의 위치가 KF-16 항공기의 연료시스템과 비교해서 상이한 것을 발견하였다. T-50 항공기의 경우 Fig. 7과 같이 연료 균등 분배기(FFP) 출구에 근접한 앞쪽에 압력감지포트가 위치하고 있으며, KF-16항공기의 압력감지포트는 연료 균등 분배기(FFP)와 연결된 열교환기의 입구(Fig 7)에 장착되어 있다.

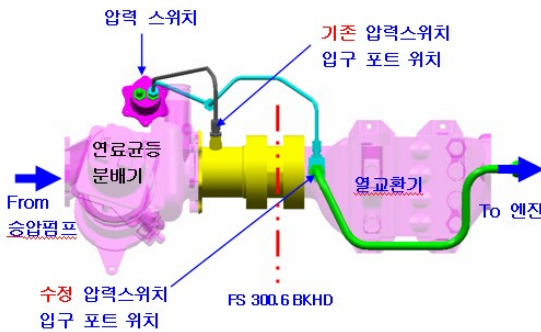


Fig 7. Comparison of FFP pressure sensing port location

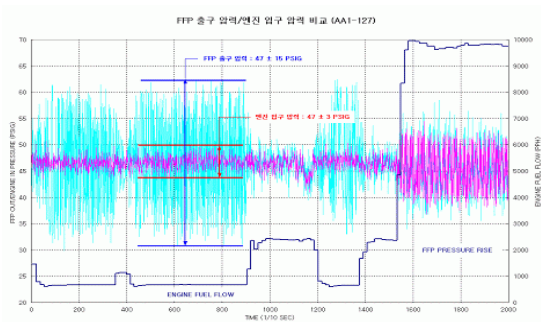


Fig 8. Comparison of FFP output / Engine input pressure

이에 따라 연료 균등 분배기(FFP) 출구압력감지 포트가 FFP출구에 바로 위치함으로써 출구에서의 와류생성, FFP자체의 진동 영향성 등으로 연료 균등 분배기(FFP) 출구압력의 진동 폭이 크게 측정되는 것이다. T-50 항공기의 비행시험 데이터

를 통해 연료 균등 분배기(FFP) 출구압력과 엔진 입구압력의 진동 폭이 Fig 8와 같이 많은 차이가 있음을 알 수 있다.

- FFP 출구 압력 :  $47 \pm 15$  psid
- 엔진 입구 압력 :  $47 \pm 3$  psid

상기 데이터에서 볼 수 있듯이 연료 균등 분배기(FFP) 출구압력을 감지하는 포트의 위치를 열교환기의 입구 앞쪽으로 이동함으로써 FFP출구압력의 과도한 변동(fluctuation)을 감소시킬 수 있을 것으로 판단된다.

### 2.3.2 FFP 압력 감지 튜브 형상 변경

T-50 항공기의 연료시스템 내 압력감지라인은 연료 균등 분배기(FFP) 출구압력 감지포트에서 압력센서로 압력을 전달해주는 역할을 하며 ‘ㄱ’처럼 꺾여있어 Air Trap 이 꺾인 부분에서 쉽게 발생 가능한 형상으로 설계되어 있다. 항공기 연료탱크 점검을 위해 연료 배유시 FFP가 장착되어 있는 엔진 연료 공급 라인 내의 연료가 배유되면서 공기가 차게 된다. 그 결과 공기는 압력센서로 전달되어 FFP출구압력의 진동 폭을 증가시켜 FFP 램프의 조기 점멸현상을 발생시키는 요인이 되는 것으로 판단된다.

이에 따라 FFP 램프의 조기 점멸현상을 개선하기 위해 FFP출구압력 감지포트의 위치를 열교환기 입구 쪽으로 변경함과 동시에 압력센서와 압력포트를 연결하는 압력감지라인의 형상도 기존의 꺾인 부분을 없애고 구부림을 완만하게 만들어 Air Trap이 발생하지 않는 형상으로 변경하였다.

## 3. 결 론

본 연구를 통하여 T-50 항공기의 연료균등 분배기(FFP) 유압모터의 성능저하를 유발하는 원인분석을 수행한 결과, 결함 원인은 첫째, 연료 균등 분배기(FFP) 유압모터의 조기 마모였다. 이에

따라 연료 균등 분배기(FFP) 출구 연료압력 저하 현상과 과도한 진동현상이 발생되었다. 그리고 둘째, 연료 균등 분배기(FFP)의 출구압력을 측정하는 압력계측센서 포트의 장착위치와 형상이 부적절하여 포트 내 공기유입이나 출구에서의 진동현상으로 계측시스템의 신뢰성이 저하되어 항공기의 중앙정비패널에 있는 FFP램프에 점멸을 발생시켰다.

이에 따라 연료 균등 분배기(FFP) 압력계측시스템의 성능을 향상시키기 위하여 압력감지 튜브의 형상과 위치를 변경시켜 연료 균등 분배기(FFP) 유압모터의 수명연장 방안을 제시하였다.

## 참 고 문 헌

- [1] AFGS-87154,  
Fuel System General Design Specification for
- [2] MIL-F-8615F,  
Fuel System Components, General Specification for
- [3] MIL-F-38363,  
Fuel System, Aircraft, General Specification for
- [4] JSSG-2009,  
Air Vehicles Subsystems (Appendix E, Air Vehicle  
Fuel Subsystem Requirements and Guidance)
- [5] D. S. Miller,  
Internal Flow Systems(Second Edition)
- [6] P. S. Charles,  
Fuel Flow Proportioner, United States Patent