

스마트 무인기 연료 시스템 설계에 관한 연구

공창덕* · 강명철** · 이창호***

Fuel System Design of the Smart UAV

Chang-Duk Kong* · Myoung-Cheol Kang** · Chang-Ho Lee***

ABSTRACT

In this study, the fundamental design procedure for the Smart UAV fuel supply system was set up, and the preliminary design was performed to meet the vehicle system requirements. The fuel system layout was determined through consideration of vehicle system requirements, and then fuel tank layout, design of components such as booster pump, jet pump, pipe, vent system, weight estimation, etc. were carried out. Based on this fuel system layout, operational reliability analysis was carried out.

초 록

본 논문에서는 현재 개발 중인 스마트 무인기 연료 시스템의 기본설계 결과를 제시하고 이에 대한 신뢰도 분석을 수행하였다. 시스템 요구를 바탕으로 연료 시스템을 구성한 후, 이에 필요한 부스트 펌프, 제트펌프, 도관, 벤트 시스템 등 각 구성품에 대한 설계를 수행하였고 참고 중량 데이터를 이용하여 연료 시스템의 중량예측을 수행하였다. 이를 바탕으로 연료 시스템의 신뢰도를 분석하여 신뢰도 목표를 만족함을 확인하였다.

Key Words: Smart UAV(스마트 무인기), Fuel System(연료 시스템), Reliability Analysis(신뢰도 분석)

1. 서 론

국내에서 개발 중인 스마트 무인기는 Tilt Rotor 형식의 무인기로 주익의 좌, 우에 장착된 프로펠러를 수직으로 위치하여 이, 착륙을 수행

하며, 고속전진 비행시에는 프로펠러를 전방으로 위치하여 고정익 항공기와 같은 비행이 가능하다. 이를 위한 추진시스템은 동체에 장착된 하나의 터보샤프트 엔진으로 프로펠러에 연결된 축을 구동하여 프로펠러를 작동시키는 구조로 되어 있다.

항공기의 연료 시스템은 크게 연료탱크, 연료 이송 및 전달 장치, 벤트 시스템, 급, 배유 시스템 등으로 구성되고, 그 목적은 대기조건에 따

† 2004년 12월 30일 접수 ~ 2005년 2월 26일 심사완료

* 중신회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기개발사업단
연락처, E-mail: k0914@stmail.chosun.ac.kr

라 항공기 엔진이 요구하는 압력과 유량을 만족시키는 연료를 안전하게 공급하는 것이다. 연료 시스템의 설계는 항공기의 요구를 만족시키면서 저중량, 고 신뢰성, 단순성, 고 정비성 등을 유지하기 하기 위해 수많은 반복설계과정을 통한 최적화 과정이 필요하다.

본 연구에서는 연료 시스템에 대한 기본적인 설계절차를 정립하고 스마트 무인기의 요구를 만족시키는 연료 시스템에 대한 기본설계를 수행하였으며 이를 바탕으로 전체 연료 시스템에 대한 신뢰도 분석을 수행하였다.

2. 설계 요구 및 연료 시스템 구성

연료 시스템의 설계 기준은 FAR PART23, AVP970 등을 참조하였으며, 연료 시스템 설계를 위한 시스템 설계요구 조건은 총 연료 요구량 300kg, 연료 시스템 중량 20kg, 연료탱크 점유공간 0.382 m²이다. 연료 탱크의 배치형상은 Fig. 1과 같고 좌, 우 날개탱크(LWT, RWT), 전, 후방 동체 연료 탱크(FFT, RFT)와 집합탱크(CT)로 이루어진다.

본 연구에서는 이를 바탕으로 기본적인 연료 시스템의 배치를 구성하였으며 Fig. 2와 같다. 구성은 날개 탱크와 동체 탱크의 연료는 동체 중앙의 집합탱크로 이송되고 여기서 모여진 연료를 부스트 펌프로 엔진으로 전달하도록 구성하였다. 각 연료 탱크에서 집합탱크로의 연료 이송은 제트펌프를 사용하고 집합탱크에서 엔진으로의 연료 전달은 주, 부 부스트 펌프로 이루어진다.

2.1. 연료 시스템 중량예측

Figure 2의 구성을 바탕으로 각 구성품들의 중량 데이터를 이용하여 연료 시스템의 중량을 예측한 결과가 Table 1에 나와 있다. 중량 추정 시 각 구성품 중량 및 파이프 중량은 Ref. 1의 데이터를 참조하였다.

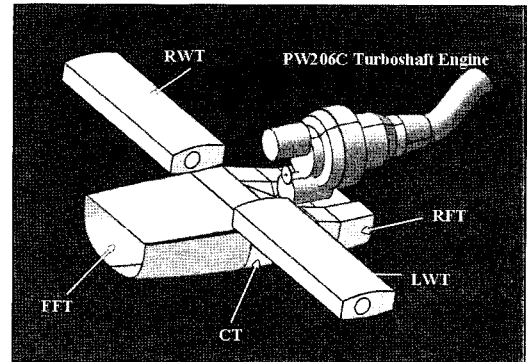


Fig. 1 Layout of the Smart UAV fuel tanks

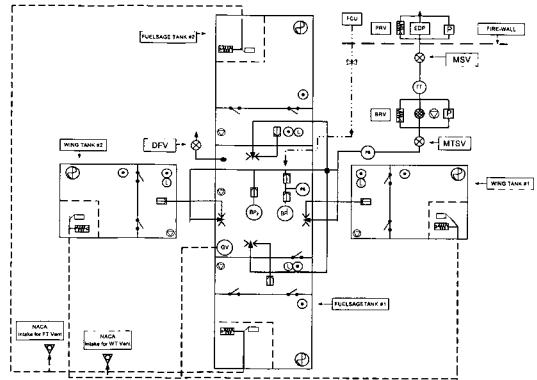


Fig. 2 Fuel system schematic diagram

계산결과 추정중량이 시스템 요구중량을 10% 정도 초과함을 알 수 있지만 추후 세부 설계 시 구성품 배치 및 설계 최적화를 통해 요구중량을 만족시킬 수 있을 것으로 판단된다.

3. 주요 구성품 설계

3.1. 연료공급 파이프 사이징

연료 탱크에서 엔진으로의 연료 공급을 위한 도관의 사이징은 주 추진기관인 PW206C 터보샤프트 엔진의 최대 연료 소모량 $8.07 \times 10^{-5} \text{ m}^3/\text{s}$ 을 기준으로 압력손실을 계산하였다. 파이프의 마찰 손실의 계산식은 Eq. (1)과 같다[1, 3].

Table 1. Total Weight Estimation

| Components | Qty. | 20.1 kg |
|---------------------------------|------|---------|
| Booster Pump | 2 | 1.4 |
| Jet Pump | 4 | 0.4 |
| Pressure Switch | 2 | 0.62 |
| Differential Pressure Switch | 1 | 0.45 |
| Flap Valve | 9 | 1.8 |
| Fuel Flow Meter | 1 | 1.25 |
| Vent Float Valve | 4 | 0.6 |
| Vent Relief Valve | 4 | 0.132 |
| Bypass Relief Valve | 1 | 0.033 |
| Check Valve | 4 | 0.2 |
| Drain Valve | 6 | 0.6 |
| Maintenance Shut-off Valve | 1 | 0.63 |
| Defueling Valve | 1 | 0.2 |
| Main Shut-off Valve | 1 | 0.63 |
| Capacitance Fuel Quantity Guage | 8 | 8.8 |
| Low Level Sensor | 4 | 0.2 |
| Filler Cap | 4 | 0.4 |
| NACA Intake for FT Vent | 2 | 0.79 |
| Filter | 1 | 1 |
| Pipes and Connectors | | 2.3 kg |
| TOTAL WEIGHT ESTIMATION | | 22.4 kg |

$$\Delta P = \left(\sum K + \frac{4fL}{D} \right) \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (1)$$

$\sum K$ = 고려된 구성품 손실계수의 합

연료 이송 파이프안의 구성품은 non-return valve, servicing coke, low pressure filter, low pressure shut-off coke이다. LP필터에 의한 압력 손실은 중요하지 않기 때문에 무시하였다. 밸브 또는 clack의 압력손실은 아래와 같다.

$$\Delta P = C_k \times \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2)$$

$$C_k = C'_k \times \alpha_1 \times \alpha_2 \quad (3)$$

C'_k = 무보정 압력 손실 계수,

α_1 = 부분 개방 밸브의 보정계수,

α_2 = $R_e < 10^4$ 에 대한 보정계수

연료 공급과 이송 라인의 배치는 Fig. 3과 같고 각 부분에 대한 유량과 압력 손실을 계산하였으며 계산결과는 Table 2와 같다. 이 때, 드라이브 라인의 유량(Qp)을 엔진 요구 유량의 1/3으로 가정하고, 각 드라이브 라인의 유량(Qp1,2,3,4)은 각 탱크 체적에 비례하여 정하였다.

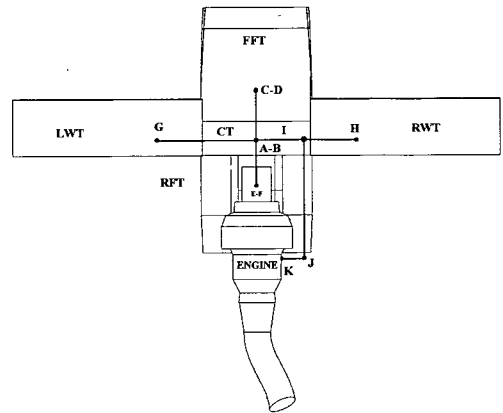


Fig. 3 Schematic layout of fuel feed and transfer line

Table 2. Fuel flow rate of fuel feed and transfer

| | |
|----------------------------|----------|
| Qe | 8.07E-05 |
| Qp1,2 | 9.61E-06 |
| Qp3,4 | 3.84E-06 |
| Qpt | 2.69E-05 |
| Qs1,2 | 2.88E-05 |
| Qs3,4 | 1.15E-05 |
| Qd1,2 | 3.84E-05 |
| Qd3,4 | 1.54E-05 |
| Qdt | 1.08E-04 |
| Qtotal (m ³ /s) | 1.08E-04 |

Qe = 부스트펌프 토출 연료량,

Qp = 드라이브 라인 연료량,

Qs = 연료탱크 흡입 연료량,

Qd = 제트펌프 토출 연료량,

1,2 = 전, 후방 동체 연료탱크,

3,4 = 좌, 우 날개 연료탱크

3.1. 부스트 펌프 사이징

파이프의 직경이 정해지면 부스트 펌프의 용량으로 연료를 전달하기 위해 펌프의 요구압력을 결정해야 한다. 각 고도에 대한 부스트 펌프 요구압력은 엔진의 가용 입구압력과 엔진입구 요구압력의 차이로 나타나고 계산결과는 Fig. 4와 같다. 해석결과 고도 2km까지는 부스트 펌프의 작동 없이 연료 공급이 가능함을 알 수 있다.

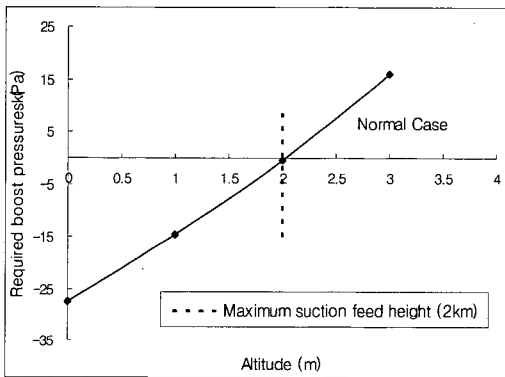


Fig. 4 Fuel boost pressure requirements for various altitudes

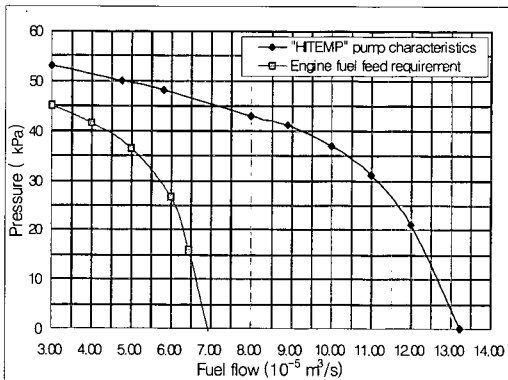


Fig. 5 Required boost pump capacity

부스트 펌프는 'HITEMP' 사의 부스트 펌프를 선정하였고 성능 데이터는 Fig. 5와 같고, 계산된 부스트 펌프 요구 성능이 선정된 펌프 성능 범위안에 들어오므로 펌프 선정의 타당성을 확인하였다[1].

3.2. 제트 펌프 및 클랙밸브 사이징

제트 펌프는 부스트 펌프에서 승압된 연료의 일부를 이용하여 탱크내의 연료를 공급하는 펌프로 각 연료탱크에서 집합탱크로 연료를 이송하는데 사용된다. 제트펌프의 설계변수들은 Fig. 6과 같이 구동노즐 직경(d_j), 혼합실 직경(d_m)과 길이(l_m), 디퓨저 길이(l_e), 배출구 직경(d_d) 등이다[4].

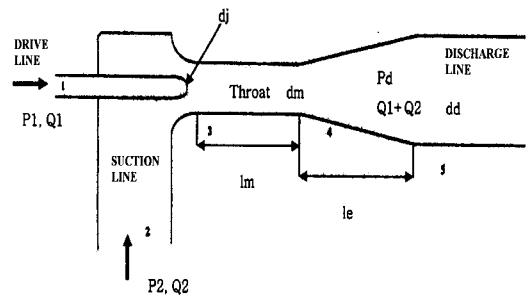


Fig. 6 Design parameters for a jet pump

순항조건과 지상조건에 대한 설계결과는 Table 3과 같고 본 연구에서는 순항조건의 연료 요구량을 적용하였다.

Table 3. Results of Jet Pump Sizing

| Altitude (km) | 0 | 3 |
|-------------------|----------|----------|
| Q_p (m^3/s) | 1.01E-05 | 8.05E-06 |
| Q_s (m^3/s) | 3.03E-05 | 2.42E-05 |
| A_n (m^2) | 9.22E-07 | 1.70E-06 |
| D_n (m) | 0.0011 | 0.0015 |
| A_m (m^2) | 9.22E-06 | 1.70E-05 |
| D_m (m) | 0.0034 | 0.0047 |
| L_m (m) | 0.0240 | 0.0326 |
| A_d (m^2) | 0.000032 | 0.000060 |
| D_d (m) | 0.0064 | 0.0087 |
| L_d (m) | 0.0285 | 0.0388 |

연료탱크 사이의 연료 이송을 위한 클랙 밸브의 계산은 연료 수두의 값이 0.005 ~ 0.025m 일 때 밸브의 직경을 계산하였고, 연료 수두 변화에 대한 계산결과는 Table 4 및 Fig. 7과 같다.

Table 4. Results of Clack Valve Sizing

| Fuel Head (m) | 0.005 | 0.01 | 0.015 | 0.02 | 0.025 |
|----------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Required Area (mm ²) | 343.0 | 242.5 | 198.0 | 171.5 | 153.4 |
| Valve Diameter (mm) | 20.9 | 17.6 | 15.8 | 14.8 | 14.0 |

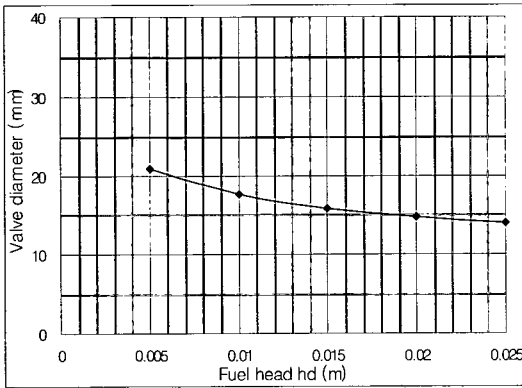


Fig. 7 Variations of clack valve diameter

3.3. 벤트 시스템 설계

벤트 시스템은 대기조건의 변화와 급, 배유시 발생하는 연료 탱크와 대기 사이의 압력차로 인한 손상을 막기 위한 장치이다. 벤트 시스템의 구성은 Fig. 2에서와 같이 날개 및 동체 연료탱크의 경우에는 벤트도관, 벤트 홀, 플롯 밸브 등으로 구성되고 집합탱크의 벤트는 중력식 볼 밸브와 도관으로 구성되며 날개탱크의 벤트 라인에 연결이 된다. 계산을 위한 공기유량은 연료탱크체적으로 계산되며 각 탱크에 대한 요구유량은 Table 5와 같다.

이를 바탕으로 수행된 날개 탱크에 대한 벤트 도관의 사이징결과는 Table 6과 같고 도관의 직경은 1/2 inch로 선정하였다.

Table 5. Air Flow Requirement Calculations

| | Volume (m ³) | Q (l/s) | Q (m ³ /s) |
|-----------------------|--------------------------|----------|-----------------------|
| Wing Tank(2) | 0.148 | 0.547762 | 0.000542 |
| Forward Fuselage Tank | 0.173 | 0.640289 | 0.000634 |
| Rear Fuselage Tank | 0.185 | 0.684703 | 0.000678 |

Table 6. Results of Wing Vent Pipe Sizing

| Pipe Diameter (in) | 3/8 | 1/2 | 5/8 |
|---|--------|--------|--------|
| Pipe Diameter (ID; m) | 0.0070 | 0.0102 | 0.0133 |
| Area (m ²) *10 ⁻⁴ | 0.385 | 0.817 | 1.389 |
| 1. Vent Hole to T-joint: l = 1.65m, Σ K = 0.1, Q = 0.00027 m ³ /s | | | |
| Velocity V (m/s) | 7.0 | 3.3 | 2.0 |
| Re | 3395 | 2330 | 1787 |
| f | 0.0103 | 0.0114 | 0.0122 |
| ΔP (kPa) | 0.193 | 0.032 | 0.009 |
| 2. T-joint to vent outlet: l = 0.4m, Σ K = 0.6, Q = 0.00054 m ³ /s | | | |
| Velocity V (m/s) | 14.1 | 6.6 | 3.9 |
| Re | 6789 | 4659 | 3573 |
| f | 0.0087 | 0.0096 | 0.0102 |
| ΔP (kPa) | 0.691 | 0.118 | 0.034 |

벤트 홀의 면적 계산식과 계산결과는 다음과 같다.

$$A = \frac{Q}{C_P} = \frac{1}{\sqrt{\frac{2P}{\rho}}} = 35.7 \text{ mm}^2 \quad (4)$$

플롯 밸브의 기본적인 구조와 설계변수는 Fig. 8과 같고, 플롯의 부양력과 연료의 압력 수두에 의해 벤트 홀에 작용하는 압력이 약 10 kPa일 때 작동하는 플롯 밸브를 계산하였으며

최대 연료압력 수두를 0.7m로 가정했을 때 벤트 홀에 가해지는 압력 4.6 kPa을 다음 계산식에 적용하였다.

$$P = \frac{\pi d^2}{4} \times l \times 790 \times 9.81 \times \frac{L_1}{L_2} \times \frac{l}{A} \quad (5)$$

플로트 밸브의 계산 결과는 Table 7과 같다.

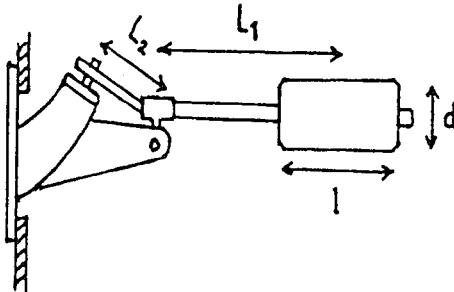


Fig. 8 Design parameters of float valve

Table 7. Results of Float Valve Sizing

| | | | |
|-------|-----|--------|-----|
| d(cm) | 3.5 | L1(cm) | 5.9 |
| l(cm) | 7.6 | L2(cm) | 1.6 |

집합탱크의 벤트 유량에 사용된 집합탱크의 체적은 $2.97 \times 10^{-4} \text{ m}^3$ 이다.

집합 탱크의 벤트유량은 집합탱크가 40% 충전되어있을 때를 기준으로 한다. 따라서, 벤트유량(Qct)는 $1.78 \times 10^{-4} \text{ m}^3$ 이고 집합탱크에서 날개 벤트도관까지의 길이는 0.3m로 가정하였다. 집합탱크 벤트도관의 압력손실 계산결과는 Table 8과 같고 도관의 직경은 1/4 inch로 정하였다.

3.3 급/배유 시스템 설계

급/배유 방식에는 가압식과 중력식 두가지 타입이 있는데 본 연구에서는 구조의 단순화를 위해 각각 1점 중력식으로 구성하였다. 급유 라인의 기본 구성은 Fig. 9와 같다. A점에서 급유가 되면 B점에서 동체탱크와 날개탱크로의 연료가 나뉘지고 동체탱크의 연료는 C점에서 다시 전방(D), 후방 동체탱크(E)로 나뉘지며, 날개

탱크의 연료는 F점에서 좌(G), 우 날개탱크(H)로 나뉘진다.

급유 도관 사이징은 급유 시간이 10분인 경우를 가정하여 수행하였다. 배유 도관은 집합탱크 하부 1점 중력식 오리피스를 적용하였으며, 배유 오리피스 밸브사이징 결과와 이에 따른 배유 시간은 Table 9와 같다.

Table 8. Results of Collector Tank Vent Pipe Sizing

| | | | |
|--|----------|--------|--------|
| | 1/8 | 1/4 | 1/2 |
| Pipe Diameter (ID) (m) | 0.0006 | 0.0038 | 0.0102 |
| Area (m ²) *10 ⁻⁴ | 0.003 | 0.113 | 0.817 |
| Velocity V (m/s) | 629.9 | 15.7 | 2.2 |
| Re | 26010 | 4107 | 1530 |
| f | 0.0062 | 0.0099 | 0.0126 |
| ΔP (kPa) | 1965.435 | 0.313 | 0.003 |

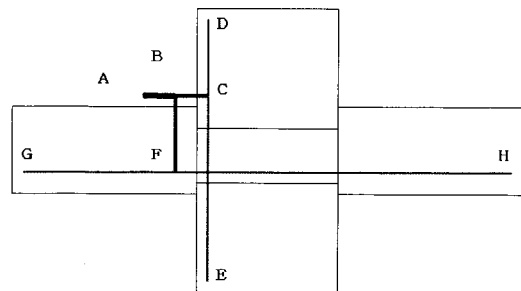


Fig. 9 Schematic diagram for 1 point gravity refuelling

Table 9. Defuelling Time at Each Orifice Size

| | | | |
|--|-------|-------|-------|
| Orifice internal diameter (in) | 1 | 3/4 | 1/2 |
| Orifice area, a (m ²)*10 ⁻⁴ | 5.07 | 2.87 | 1.27 |
| Free fuel surface area, A (m ²) | 0.168 | 0.168 | 0.168 |
| CK' | 0.5 | 0.68 | 0.85 |
| h (m) | 0.5 | 0.5 | 0.5 |
| Defuelling time (min) | 1.2 | 2.6 | 6.5 |

4. 신뢰도 분석

4.1 신뢰도 목표 (Reliability Targets)

연료 시스템의 신뢰도 분석을 위해서는 먼저 대상 항공기와 연료 시스템에 대한 신뢰도 목표를 정해야 한다.

현 연구 단계에서는 대상 항공기와 연료 시스템에 대한 신뢰도 목표 데이터를 얻기 어렵기 때문에 본 연구에서는 고고도 정찰용 무인항공기인 U-2000의 데이터를 참고하여 적용하였다. 전체 항공기의 운용 신뢰도 (Operation Reliability)가 98.5% 일 때, 1,000 비행 시간당 고장 빈도수 (defects/1,000 flying hours)는 Table 10과 같다[2].

Table 10. Defects per 1,000 Flight Hours

| | Defects/1,000 hrs |
|-----------------|-------------------|
| Fuel System | 15 |
| Aircraft System | 332 |

항공기의 시간당 전체 고장율 (Total defect rate)은 다음 식으로 계산된다.

$$\sum \lambda_0 = -\ln(R_0) \tag{6}$$

λ_0 = 항공기 시스템 고장율,

R_0 = 항공기 운용 신뢰도

따라서, $R_0 = 0.985$ 라고 가정하면 항공기의 시간당 고장율은 0.0151136이고 연료 시스템의 시간당 고장율은 0.0006828이다.

연료 시스템의 운용 신뢰도 목표(operational reliability target)는 다음 식으로부터 계산된다.

$$R_0 = e^{-\lambda_0 t} \tag{7}$$

λ_0 = 연료 시스템 고장율,

t = 평균 비행시간 (hr)

이 때, 연료 시스템의 운용 신뢰도 목표는

0.994213이고 전체 항공기의 운용 신뢰도 목표를 만족시키기 위해서는 연료 시스템의 신뢰도 계산 결과값은 이 목표치를 만족시켜야 한다.

4.2 전 구성품 고장율(Overall Defect rate) 계산

각 구성품과 전체 연료 시스템의 고장율 계산 결과는 Table 11과 같다. 전체 고장율은 1000 시간당 2.914로 목표 고장율 15보다 상당히 작음을 알 수 있다.

Table 11. Overall Defect Rate Calculation

| Components | Qty | Defect /1000hr | Qty *Defect |
|---|-----|----------------|-------------|
| Feed and transfer | | | 0.8346 |
| Boost Pump | 2 | 0.0415 | 0.0830 |
| Jet Pump | 4 | 0.0063 | 0.0252 |
| Pressure Switch | 2 | 0.0419 | 0.0838 |
| Differential Pressure Switch | 1 | 0.0419 | 0.0419 |
| Flap Valve | 9 | 0.0039 | 0.0351 |
| Fuel Flow Meter | 1 | 0.2016 | 0.2016 |
| Bypass Relief Valve | 1 | 0.0065 | 0.0065 |
| Check Valve | 2 | 0.0020 | 0.0040 |
| Maintenance Shut-off Valve | 1 | 0.1500 | 0.1500 |
| Main Shut-off Valve | 1 | 0.1500 | 0.1500 |
| Drain Valve | 1 | 0.0515 | 0.0515 |
| Filter | 1 | 0.0020 | 0.0020 |
| Refuel/Defuel | | | 0.4136 |
| Filler Cap | 4 | 0.1000 | 0.4000 |
| Defueling Valve | 1 | 0.0086 | 0.0086 |
| Gravity Refuel Filler | 1 | 0.0050 | 0.0050 |
| Vent | | | 0.0158 |
| Vent Float Valve | 4 | 0.0020 | 0.0080 |
| NACA Intake | 2 | 0.0039 | 0.0078 |
| Gauging | | | 0.6800 |
| Fuel Quantity Gauge | 8 | 0.0140 | 0.1120 |
| Low Level Sensor | 4 | 0.1420 | 0.5680 |
| General | | | 0.9700 |
| Connecting and fitting | 150 | 0.0048 | 0.7215 |
| Drain Valve | 5 | 0.0515 | 0.2575 |
| Overall Maintenance Defect Rate /1,000 Flying hours | | | 2.9140 |

4.3 운용 신뢰도(Operational reliability) 계산

운용 신뢰도를 계산하기 위해서 연료 시스템을 공급 및 이송, 벤트, 급/배유, 게이징의 4개

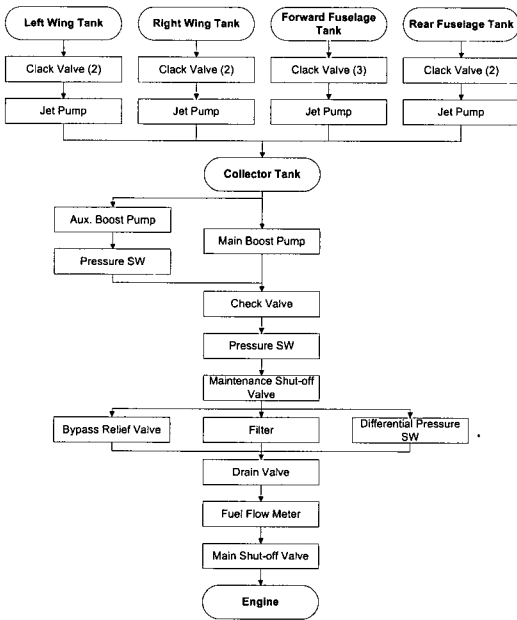


Fig. 10 Reliability block diagram of the feed and transfer system

서브시스템으로 구분하고 각 서브시스템은 관련 구성품들로 구성하였다. 공급 및 이송 서브 시스템의 구성품 연결 개념도는 Fig. 10과 같다.

구성품들 간의 연결은 직렬 및 병렬로 연결되며 이에 대한 계산은 다음과 같다.

- 단위 구성품: $R = e^{-\lambda}$
- 직렬 연결: $R = R_1 \times R_2 \times R_3 \times K \times R_n$
- 병렬 연결: $R = 1 - [(1 - R_1)(1 - R_2)K(1 - R_n)]$

λ = 구성품 고장율, R = 구성품 신뢰도

Table 12. Total Operational Reliability of The Fuel System

| Systems | Operational Reliability |
|----------------------|-------------------------|
| Feed/Transfer system | 0.999597 |
| Refuel/Defuel system | 0.999986 |
| Vent system | 0.999992 |
| Gauging system | 0.999320 |
| Fuel system (Total) | 0.994162 |
| Fuel system (Target) | 0.994213 |

각 서브 시스템의 신뢰도 계산이 완료되면 전체 연료 시스템의 신뢰도를 계산하기 위해 직렬로 연결되고 계산결과는 Table 12와 같다. 연료 시스템과 각 서브시스템이 신뢰도 요구를 만족함을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 스마트 무인기의 연료시스템을 구성하고 주요 구성품 설계를 수행하였으며 이에 대한 신뢰도 분석을 수행하였다.

연료 시스템의 구성은 신뢰도를 우선하여 구성하였으며 이를 바탕으로 부스트 펌프, 제트펌프, 클랙밸브, 도관, 벤트 시스템 등의 구성품 설계를 수행하였다. 설계결과 각 구성품의 계산은 시스템의 성능요구조건을 만족시킴을 알 수 있었고, 신뢰도 분석은 신뢰도 목표를 설정하여 연료 시스템을 4개의 주요 서브시스템으로 나누어 구성하였으며 각각의 신뢰도계산으로부터 전체 연료 시스템의 신뢰도를 분석하였다. 분석결과 운용 신뢰도 목표를 만족함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. C.T., Lee, "Basic Military Trainer Fuel System," MSc Thesis, Cranfield Univ. U.K., 1985
2. D.A. Phillips, "U-2000 Uninhabited Air Vehicle Fuel System," MSc Thesis, Cranfield Univ. U.K., 2001
3. PW206C Turbohaft Engine Installation Manual, Pratt & Whitney, 1998
4. ESDU 85032, "Ejectors and Jet Pumps - Design and Performance for Incompressible Liquid Flow," 1985