

# 스마트 무인기 연료 시스템 구성품 설계에 관한 연구

## Design of Fuel System Components for the Smart UAV

공창덕, 강명철\*(조선대학교), 이창호(항공우주연구원)

### 1. 서론

국내에서 개발 중인 스마트 무인기는 Tilt Rotor 형식의 무인기로 주익의 좌, 우에 장착된 프로펠러를 수직으로 위치하여 이, 착륙을 수행하며, 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, 연료이송 및 전달 장치, 펌프 시스템, 급, 배유 시스템 등으로 구성되고, 그 목적은 대기조건에 따라 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 수행하였다.

### 2. 설계 요구 및 연료 시스템 구성

연료 시스템 설계를 위한 시스템 설계요구 조건은 총 연료 요구량 300kg, 연료 시스템 중량 20kg, 연료탱크 점유공간 0.382 m<sup>2</sup>이다. 연료 탱크의 배치형상은 Figure 1과 같고 좌, 우 날개탱크, 전,후 연료 탱크와 집합탱크로 이루어진다.

본 연구에서는 이를 바탕으로 기본적인 연료 시스템의 배치를 구성하였으며 Figure 2와 같다. 구성은 날개 탱크와 동체 탱크의 연료는 동

체 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.

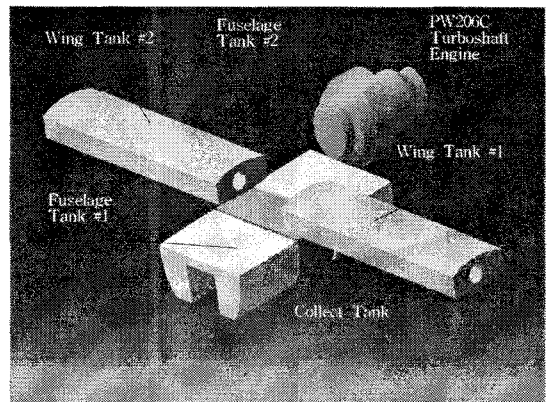


Figure 1. Layout of Smart UAV Fuel Tanks

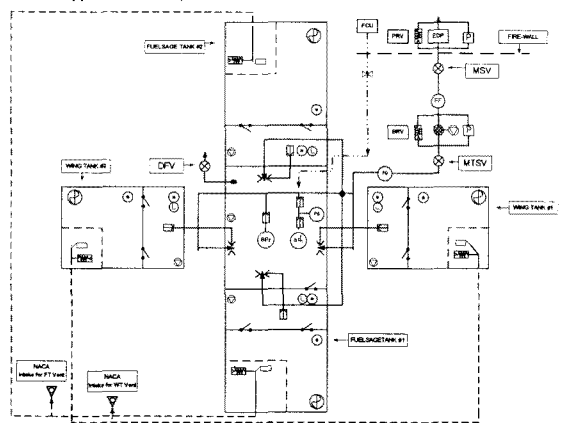


Figure 2. Fuel System Schematic Diagram

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.

Table 1. Total Weight Estimation

Components	20.1
Pipes and Connectors	2.3
<b>TOTAL WEIGHT ESTIMATION</b>	<b>22.4 kg</b>

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

3. 주요 구성품 설계

3-1. 부스트 펌프 사이징

스마트 무인기의 추진기관인 PW206C 터보 샤프트 엔진의 최대 연료 소모량  $8.07 \times 10^{-5} \text{ m}^3/\text{s}$ 을 기준으로 압력손실을 계산하여 파이프의 직경은 1/2 in로 정하였다. 파이프의 압력손실 계산절차는 Ref. 3을 참조하였다.[2] 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 나타내고 계산결과와 Figure 3과 같다.

해석결과 고도 2km까지는 부스트 펌프의 작동 없이 연료 공급이 가능함을 알 수 있다. 부스트 펌프는 'HITEMP' 사의 부스트 펌프를 선정하였고 성능 데이터는 Figure 4와 같고, 계산된 부스트 펌프 요구성능이 선정된 펌프 성능 범위안에 들어오므로 펌프 선정의 타당성을 확인하였다.[1]

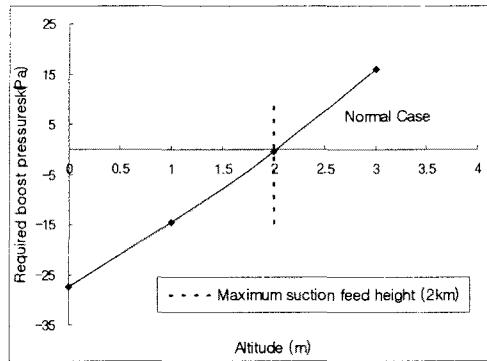


Figure 3. Fuel Boost Pressure Requirements for Various Altitudes

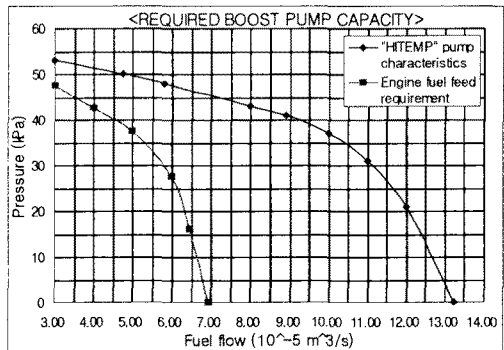


Figure 4. Required Boost Pump Capacity

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 Figure 5와 같이 구동노즐 직경(dj), 혼합실 직경(dm)과 길이(lm), 디퓨저 길이(le), 배출구 직경(dd) 등이다.[4]

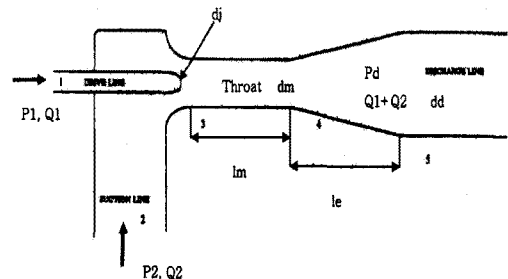


Figure 5. Design Parameters for a Jet Pump

순항조건과 지상조건에 대한 설계결과 Table 2와 같고 본 연구에서는 순항조건의 요구 연료량을 적용하였다.

연료탱크 사이의 연료 이송을 위한 클랙 밸브의 계산은 연료 수두의 값이 0.005 ~ 0.025m 일때 밸브의 직경을 계산하였고, 연료 수두 변화에 대한 계산결과는 Table 3과 Figure 6과 같다.

Table 2. Results of Jet Pump Sizing

Altitude (km)	0	3
Qp (m <sup>3</sup> /s)	1.01E-05	8.05E-06
Qs (m <sup>3</sup> /s)	3.03E-05	2.42E-05
An (m <sup>2</sup> )	9.22E-07	1.70E-06
Dn (m)	0.0011	0.0015
Am (m <sup>2</sup> )	9.22E-06	1.70E-05
Dm (m)	0.0034	0.0047
Lm (m)	0.0240	0.0326
Ad (m <sup>2</sup> )	0.000032	0.000060
Dd (m)	0.0064	0.0087
Ld (m)	0.0285	0.0388

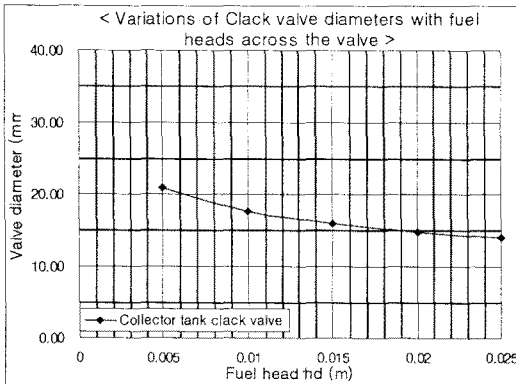


Figure 6. Variations of Clack Valve Diameter

Table 3. Results of Clack Valve Sizing

F u e l Head (m)	0.005	0.01	0.015	0.02	0.025
Required Area (mm <sup>2</sup> )	343.0	242.5	198.0	171.5	153.4
Valve Diameter (mm)	20.9	17.6	15.8	14.8	14.0

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 Figure 3에서와 같이 벤트도관, 벤트 홀, 플러트 밸브 등으로 구성된다. 날개 탱크에 대한 벤트도관의 사이징결과는 Table 4와 같고 1/2 inch 도관을 선정하였다.

Table 4. 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 <sup>2</sup> ) *10 <sup>-4</sup>	0.385	0.817	1.389
1. Vent Hole to T-joint: l = 1.65m, Σ K = 0.1, Q = 0.00027 m <sup>3</sup> /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 <sup>3</sup> /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 계산식은 다음과 같다.

$$A = \frac{Q}{C_p} = \frac{1}{\rho \frac{2P}{\frac{1}{2}}} = 35.7 \text{ mm}^2$$

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

$$P = \frac{\rho d^2}{4} \times l \times 790 \times 9.81 \times \frac{L_1}{L_2} \times \frac{l}{A}$$

플로트 밸브의 설계변수와 계산 결과는 Figure 7과 Table 5와 같다.

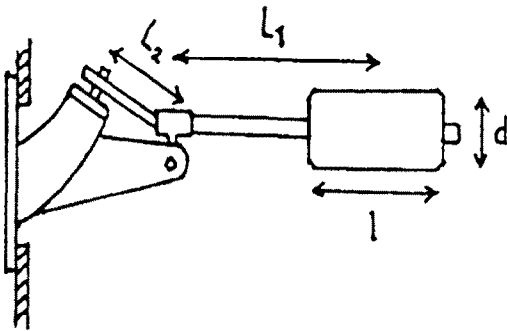


Figure 7. Design Parameters of Float Valve

Table 5. Results of Float Valve Sizing

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

#### 4. 결 론

본 연구에서는 스마트 무인기의 연료시스템에 관한 기본설계를 수행하였다.

시스템 요구를 만족하는 연료 시스템을 설계하기 위하여 기본적인 시스템 구성을 하였고 이를 바탕으로 여러 가지 대기조건 변화에 대한 부스트 펌프, 제트펌프, 클랙밸브, 도관, 벤트 시스템 등의 구성품 설계를 하였다. 설계결과 각 구성품의 계산은 성능요구조건을 만족시킴을 알수 있었다.

현 설계단계에서 전체 항공기 시스템의 다양한 요구 중 가장 크게 고려한 사항은 연료시스템의 신뢰성이다. 따라서 중량 예측결과는 시

스템 요구를 만족시키지 못함을 알 수 있었다. 향후 연구에서는 적절한 신뢰성과 중량 감소를 위한 최적화 설계과정에 대한 연구가 필요하다고 판단된다.

#### 후 기

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

#### REFERENCE

1. C.T., Lee, "Basic Military Trainer Fuel System", MSc Thesis, Cranfield Univ. U.K., 1985
2. PW206C Turboshaft Engine Installation Manual, Pratt & Whitney, 1998
3. ESDU 66027, "Friction Losses for Fully Developed Flow in Straight Pipes", 1966
4. ESDU 85032, "Ejectors and Jet Pumps -Design and Performance for Incompressible Liquid Flow", 1985