

스마트무인기 연료이송/공급 계통의 설계 및 성능분석

이창호* · 이수철** · 최희주** · 김재무*

Design and Performance Analysis of Fuel Feed and Fuel Transfer System for Smart UAV

Changho Lee* · Soocheol Lee** · Heejoo Choi** · Jaimoo Kim*

ABSTRACT

In the present work, performance analysis of fuel feed and transfer system for Smart UAV was conducted. For the fuel feed system, it was verified that minimum and maximum pressure requirements at the fuel inlet of engine were satisfied. For the fuel transfer system, design variables of jet pump were derived and performance was verified for the maximum acceleration flight condition by using ESDU design guide and Flowmaster code.

초 록

PW206C 터보샤프트 엔진을 장착한 스마트무인기 연료시스템의 연료공급계통과 연료이송계통의 설계와 성능분석을 수행하였다. 연료공급계통은 엔진 연료입구에서의 최소압력과 최대압력 조건에 대한 성능분석을 통하여 엔진의 요구조건을 만족함을 확인하였다. 연료탱크간의 연료이송을 담당하는 제트 펌프의 설계조건으로 비행체의 최대수평가속비행에서 ESDU와 Flowmaster 코드를 이용한 설계와 성능해석을 수행하였다.

Key Words: Fuel System(연료시스템), Fuel Feed System(연료공급계통), Fuel Transfer System(연료이송계통)

1. 서 론

항공기 연료시스템의 가장 중요한 목적은 비행 임무에 필요한 연료를 탑재하고 모든 운용 조건에서 엔진이 요구하는 유량과 압력으로 연료를 안정되게 공급할 수 있어야 한다. 이러한 목

적 하에 항공기의 연료시스템은 비행체의 운용 범위, 엔진의 특성, 중량, 비용 등을 감안하여 Layout 설계를 한 후에 구성요소들의 구체적인 설계를 수행한다. 연료시스템의 구성을 기능별로 구분하면 연료를 저장하는 연료탱크 계통, 연료의 급유 및 계통, 탱크내의 연료량을 알려주는 연료량 측정계통, 지상 급유나 상승/하강 비행시에 연료탱크내의 압력을 대기압과 맞추어 주는 벤트계통, 연료탱크가 다수인 경우 탱크간 연료의 이송계통, 그리고 연료탱크의 연료를 엔진으

* 한국항공우주연구원 스마트무인기개발사업단

** 퍼스텍 주식회사

연락처, E-mail: leech@kari.re.kr

로 공급하는 공급계통으로 나눌 수 있다. 본 논문에서는 스마트무인기의 연료시스템의 연료의 탱크간 이송 및 공급계통에 대한 상세설계와 성능분석을 다룬다. 상세설계에서 도출된 공급 및 이송계통의 배치와 파이프 사이징 결과에 대해 Flowmaster 코드를 사용하여 성능검증을 하고, 이송계통에서 중요한 부품인 제트펌프의 설계를 수행한다.

2. 연료 공급/이송계통의 설계 및 성능분석

2.1 스마트무인기 연료시스템의 Layout 설계

Figure 1은 스마트무인기 연료시스템의 설계결과를 보여준다. 연료탱크는 기체구조와의 간섭과 공간 활용을 고려하여 6개의 셀로 구성되어 있다. 여기서 탱크 3번은 엔진으로 연료를 공급하도록 연결된 공급탱크(Supply tank)이고 다른 탱크들의 연료는 3번 탱크로 이송된다. 급유구는 1번 탱크에 위치하며 1번 탱크로부터 나머지 탱크로는 외경 1.5인치의 파이프를 통해 연료가 채워지게 된다. 2, 4번 탱크와 3번 탱크로 연결된 파이프는 연료이송을 겸하고 있으며 3번 탱크에서 반대방향으로는 연료가 흐르지 못하도록 되어 있다. 1번 탱크와 5, 6번 탱크의 연료는 3번 탱크로 제트펌프를 이용하여 이송된다.

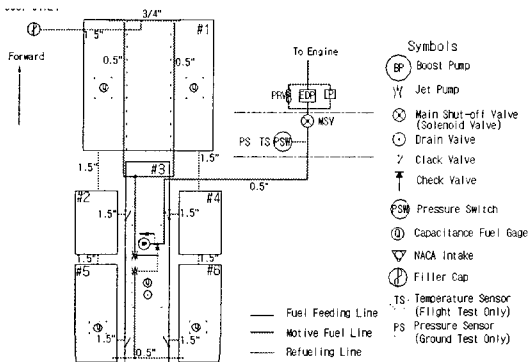


Fig. 1 Schematic View of Smart UAV Fuel System

2.2 연료공급계통

연료공급계통(Fuel feed system)은 모든 비행

운용조건에서 연료공급탱크의 연료를 엔진에서 요구되는 유량과 압력으로 공급할 수 있어야 한다. 스마트무인기의 연료시스템은 1개의 승압펌프를 이용하여 엔진으로의 연료공급과 연료이송을 위한 제트펌프의 동력유동(Motive flow)을 만들어주는 개념이다. 승압펌프는 연료시스템의 신뢰도를 높이기 위해 2개를 사용할 수도 있으나 무게증가와 시스템이 복잡해지는 단점이 있다. 스마트무인기의 경우는 무게에 대한 제한과 공급탱크의 크기가 2개의 승압펌프를 수용하기 어렵기 때문에 1개의 승압펌프만을 사용한다. 그리고 승압펌프의 고장시에는 압력스위치가 작동하여 연료공급경로가 승압펌프를 통과하지 않도록 하고 엔진 자체구동 연료펌프만으로 공급되도록 하는 개념이다.

스마트무인기의 엔진인 Pratt&Whitney사의 PW206C 터보샤프트 엔진의 연료공급계통 관련 요구조건은 다음과 같다[1].

- Maximum fuel flow = 192.78 kg/hr
- Maximum inlet pressure = 2069 mbar

Table 1 Minimum Inlet Pressure of PW206C Engine

Altitude (m)	Ambient pressure (kPa)	Minimum inlet pressure (kPa) @55°C fuel temperature
0	101.3	51.0
1,528	84.3	39.3
3,048	69.7	34.5
4,572	57.1	29.6
6,092	46.5	22.7

엔진의 연료입구에서 최소 요구압력을 검증해야 하는 경우는 최대 운용고도에서 승압펌프의 고장으로 엔진구동 펌프만으로 연료가 공급되는 것이다. 이 경우에 연료공급탱크에서 엔진연료입구까지의 압력손실의 계산은 비압축성 베르누이 식과 질량보전식으로부터 유도된 다음의 경험식으로 할 수 있다[2].

$$\Delta P = 1.5 \times \frac{1}{2} \rho V^2 \left[\sum K_L + 4 \frac{fL}{d} \right] \quad (1)$$

Equation 1의 자세한 사항은 참고문헌[2]에서 찾아볼 수 있다. 다음 Fig. 2는 Eq. 1을 사용하여 계산된 결과와 Flowmaster 코드를 사용하여 계산된 결과를 비교하여 도시한 것이다. 여기서 Eq. 1의 결과는 엔진운동 한계고도인 6 km까지 계산하고 Flowmaster 코드는 고도 5 km에서 계산하였다. 결과를 보면 모든 비행고도에서 엔진의 최소 요구압력을 만족하고 있음을 알 수 있다. 또한 Eq. 1로 계산된 결과는 Flowmaster 코드의 결과와 잘 일치하여 파이프 내부유동 및 연료계통의 부품을 고려한 Eq. 1은 개념설계 단계에서 유용하게 사용될 수 있음을 알 수 있다.

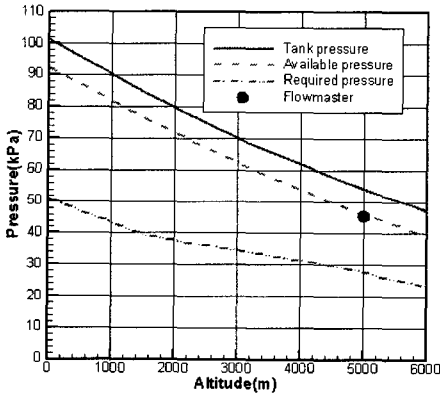


Fig. 2 Comparison of Minimum Inlet Pressure

엔진 연료입구에서 최대압력은 승압펌프가 작동되고 엔진연료필터의 고장으로 연료입구가 막히는 경우에 발생할 수 있다. 이 경우에 대한 Flowmaster 코드를 이용한 계산결과는 엔진 입구압력이 1404 mbar로 엔진에서 요구되는 최대 압력값 2069 mbar 이하가 됨을 확인하였다.

23 연료이송계통

앞에서 언급한 바와 같이 연료탱크의 구성은 3번 탱크가 엔진으로 연료를 공급하는 공급탱크이고 나머지 탱크의 연료는 3번 탱크로 이송된다. 전방 1번 탱크와 후방 5,6번 탱크의 연료는 3번 탱크로 이송되도록 각 1개씩 총 2개의 제트펌프를 사용한다. 제트펌프의 연료이송 용량은 엔진의 최대 요구 연료유량의 1.5배가 되도록 한

다. 엔진의 최대 요구 연료유량은 192.78 kg/hr 이므로 제트펌프의 요구유량은 289.17 kg/hr가 된다. 제트펌프의 설계조건에서 작동 조건 중에 고려된 경우는 비행체가 최대가속도 비행을 하는 것으로, 이때 연료유면의 각도가 최대가 된다. 스마트무인기의 수평 최대가속도는 5.7 m/s^2 이고, 연료탱크내 연료유면의 기울어진 각도는 $\theta = \tan^{-1}(5.7/9.81) = 30.1^\circ$ 이다. 이 경우에 비행체의 피치각은 5° 이며 따라서 실제 연료유면의 기울어진 각도는 35.1° 이다. 또한 연료에 작용하는 가속도의 합은 11.35 m/s^2 이 된다.

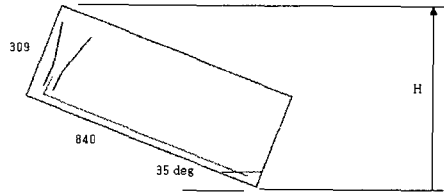


Fig. 3 Fuel Surface Inclination at Maximum Acceleration Condition

Figure 3은 이와 같은 비행조건에서 5번, 6번 탱크 연료유면의 기하학적 설명을 나타낸 것이며, 이로 인한 압력상승은 $p_H = \rho a H = 6.65 \text{ kPa}$ 이다. 제트펌프의 픽업 포인트는 불용연료를 최소화하기 위해 5번과 6번 탱크의 후방에 위치한다. Flowmaster를 이용하여 계산한 픽업 포인트부터 제트펌프까지 마찰에 의한 압력손실은 $p_F = 1.115 \text{ kPa}$ 이다. 따라서 제트펌프에 요구되는 총 압력상승은 7.765 kPa 이 된다. 제트펌프의 설계요소인 압력비 N과 유량비 M은 설계점에서 다음과 같은 조건을 만족해야 한다.

$$N = \frac{\text{Jet pump pressure rise}}{\text{Motive flow pressure}} \geq \frac{7.765}{\text{Motive flow pressure}}$$

$$M = \frac{\text{Induced flow}}{\text{Motive flow}} \geq \frac{0.0803}{\text{Motive flow}} \quad (2)$$

연료장치의 승압펌프로 선정된 Parker Airborne IC12-32는 137.9 kPa의 압력에서 453.6 kg/hr의 유량을 갖는다. 엔진의 최대요구유량은 192.78 kg/hr 이므로 2개 제트펌프의 Motive

flow로 사용할 수 있는 유량은 260.82 kg/hr이고 각 제트펌프의 Motive flow 유량은 130.41 kg/hr 가 된다. 따라서 이와 같은 승압펌프를 사용하는 경우에 제트펌프의 설계조건은 다음과 같다.

$$N \geq \frac{7.765}{137.9} = 0.0563$$

$$M \geq \frac{289.17}{130.41} = 2.22 \quad (3)$$

제트펌프의 Motive flow 노즐의 치수는 다음과 같이 계산한다. 노즐 유동관계식으로부터 Motive flow 유량 Q는 다음과 같다.

$$Q = C_d A \sqrt{\frac{2p_d}{\rho}} \quad (4)$$

일반적인 노즐유동의 값으로 $C_d = 0.8$ 일 때 노즐 직경은 $d = 1.972 \times 10^{-3} \text{ m} \approx 2 \text{ mm}$ 가 된다. ESDU 85032[3]에 의하면 $M = 2.5$, $N = 0.1$ 일 때, 제트펌프의 노즐과 혼합실(Mixing chamber)의 면적비 $R = 0.1$ 이 적합한 값이다. 따라서 혼합실의 직경을 계산하면 $D = 6.23 \text{ mm}$ 이다. ESDU 85032에 의하면 혼합실의 길이는 직경의 7배가 최적이므로 혼합실 길이는 약 45 mm가 된다. 확산실(Diffuser)의 확산각은 7° 이다. 확산부 출구의 면적은 확산부 입구의 5배가 되어야 하므로 확산부 출구 직경은 14 mm 가 된다.

다. Figure 4는 설계된 제트펌프를 포함하는 연료이송계통에 대해 Flowmaster 코드를 사용하여 계산한 유량과 압력분포 결과를 보여준다.

3. 결 론

스마트무인기 연료시스템의 연료공급계통과 연료이송계통의 설계와 성능분석을 수행하였다. 연료공급계통은 엔진 연료입구에서의 최소압력과 최대압력 조건에 대한 성능분석을 통하여 엔진의 요구조건을 만족함을 확인하였다. 연료탱크 간의 연료이송을 담당하는 제트펌프의 상세설계 조건을 도출하고 사이징을 수행하였으며, 비행체의 최대 수평가속비행조건에서 이송요구조건을 만족함을 확인하였다.

참고문헌

1. PW206C Turbohaft Engine Installation Manual, Pratt & Whitney Canada, 1998
2. 공창덕, 강명철, 이창호, "스마트무인기 연료시스템 설계에 관한 연구," 한국추진공학회지 제9권 제2호, 2005. 6, pp. 54-61
3. Engineering Sciences Data Unit 85032, Ejectors and Jet Pumps, 1992

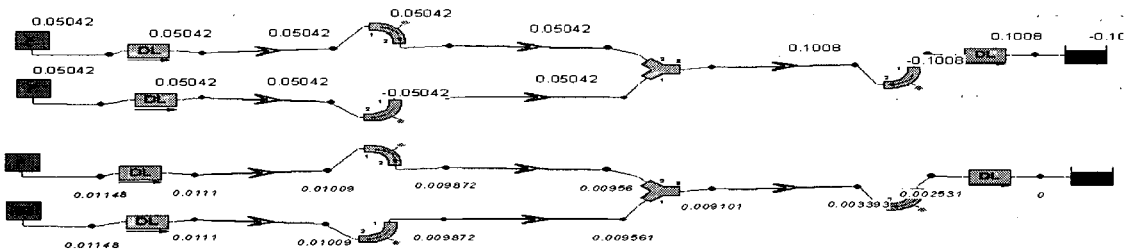


Fig. 4 Jet Pump Flow Rate(l/s) and Suction Pressure(bar)