

스마트 무인기 연료시스템 설계

이창호*

Fuel System Design for Smart UAV

Chang Ho Lee*

ABSTRACT

In the present work, the design of fuel system for Smart UAV focused on the main components such as fuel feed system, fuel tank vent system, and refueling system was conducted. Based on the previous conceptual design results, the size of the component was calculated with refined airframe structure data and accurate engine data. It was verified that the design requirements for the feed system, vent system, and refueling system were satisfied.

초 록

터보샤프트 엔진을 장착한 스마트무인기의 연료시스템을 설계하였다. 개념설계 단계의 설계방법을 기초로 하여 비행체의 상세설계가 진행되면서 기체구조설계로부터 도출된 탱크 배치와 구성설계를 하였다. 또한 연료시스템의 상세설계에 필요한 비행체 및 엔진의 데이터를 도출하여 연료시스템의 주요 구성요소인 연료공급계통, 연료탱크 벤트계통, 그리고 급유계통의 상세 설계를 수행하였다.

Key Words: Smart UAV(스마트무인기), Fuel feed system(연료공급계통), Vent system(벤트계통), Refueling system(급유계통)

1. 서 론

항공기에서 연료시스템은 신뢰도 측면에서 매우 중요하지만 활용할 수 있는 설계방법과 데이터 베이스에 대한 자료는 많지 않다. 이것은 대부분의 항공기 제작사가 자료의 외부 발간은 꺼리기 때문으로 판단된다. 이러한 환경에서도 그동안 국내에서는 항공기 개발 프로그램의 경험

을 거치면서 연료시스템 설계기술이 축적되어 왔다[1]. 항공기의 연료시스템은 비행임무에 필요한 연료를 탑재하고 모든 운용 조건에서 엔진이 요구하는 유량과 압력으로 연료를 안정되게 공급할 수 있어야 한다[1,2]. 이와같은 목적을 달성하기 위한 연료시스템의 설계에서 중요한 것은 비행체의 특성에 맞게 설계 개념을 정립하는 것이다. 즉 비행체의 운용범위, 엔진의 특성, 중량, 비용 등을 감안하여 시스템 구성요소들의 성능목표를 정해야 한다.

한국항공우주연구원에서는 수직이착륙과 고속

* 한국항공우주연구원 스마트무인기개발사업단
연락처자, E-mail: leech@kari.re.kr

순항비행이 가능한 틸트로터 타입의 스마트무인기를 개발 중이다. 스마트무인기의 연료시스템 설계에서는 무인항공기의 특성과 비행체의 운용 시나리오를 염두에 두고 단순성, 안전성, 경량, 높은 신뢰도를 설계 개념의 기초로 하였다.

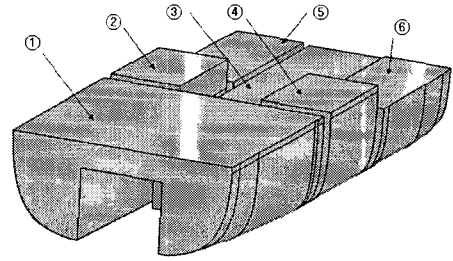
본 논문에서는 스마트무인기 연료시스템의 기본설계 결과[3]를 기초로 하여 상세설계를 수행하였다. 비행체의 상세설계가 진행되면서 개념설계 때는 부족했던 기체구조설계 결과로부터 새로운 탱크 배치와 구성설계를 하고, 연료시스템의 상세설계에 필요한 비행체 및 상세 엔진 데이터를 도출하였다. 본 논문에서 다룬 부분은 연료시스템의 주요 구성요소인 연료공급계통, 연료탱크 벤트계통, 그리고 급유계통이다. 각 계통에서 구성 파이프의 사이즈를 계산하고, 요구 성능을 만족함을 확인하였다.

2. 연료 시스템 설계

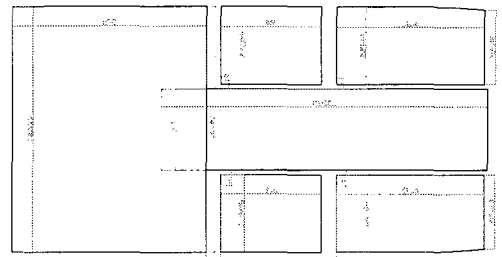
2.1 연료탱크 구성 및 엔진 성능

스마트무인기의 기체설계팀으로부터 연료탱크로 사용가능한 최대공간을 제공받아, 이를 기준으로 구조물과의 간섭을 피해 연료탱크를 배치 설계하였다. 연료탱크는 동체하부에 위치하며 총 6개의 셀로 구성된다. 연료탱크는 복합소재의 기체구조를 그대로 활용하는 Integral type으로 하는 경우 밀폐유지의 어려움과 밀폐체에 의한 무게증가의 단점이 있어 Bladder type으로 제작하기로 하였다. 다음 Figure 1은 스마트무인기의 연료탱크 및 엔진의 배치를 보여준다.

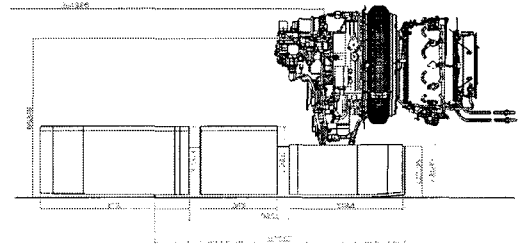
이와 같은 연료탱크의 Catia 모델로부터 각 셀의 체적을 계산하고, 탑재가능 연료무게와 가용 (Available) 연료무게를 계산하여 Table 1에 정리하였다.



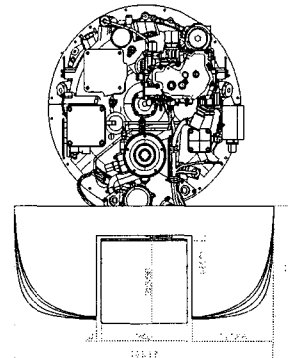
(a) Schematic View of Fuel Tanks



(b) Top view



(c) Side view



(d) Front view

Fig. 1 Layout of Fuel Tanks

연료무게의 계산에서는 군사규격에 따라 연료탱크 공간 3%를 제외한 공간을 연료를 채울 수 있는 가용공간으로 하고, 다시 탱크내의 연료장치 구성품들이 차지하는 공간을 제외한 95%의 체적에 연료를 채우는 것으로 하였다. 연료는 JET A1이며 15°C의 온도에서 밀도 811kg/m³를 사용하였을 때 총 175.3kg의 연료를 탑재할 수 있으며 탱크내의 불용연료를 2.5%로 가정할 때 총 가용연료는 170.9kg이다.

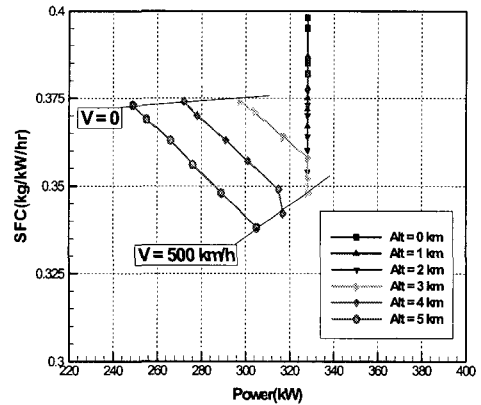
스마트무인기는 이륙출력 550마력의 터보샤프트 엔진을 장착한다. 엔진은 Pratt&Whitney Canada의 PW206C 모델이다. 연료장치를 설계하는데 필요한 엔진의 데이터는 엔진제작사가 제공한 장착매뉴얼[4]과 엔진성능계산프로그램[5]로부터 계산하였다. 엔진성능의 데이터로 출력과 연료소모율을 비행체의 속도 및 고도 변화에 따라 EEPP로 계산한 결과를 Figure 2에 도시하였다. 여기서 계산범위는 고도는 지상에서부터 엔진의 한계운용고도인 6km까지 1km 간격으로, 그리고 속도는 스마트무인기의 최대속도인 500km/h까지 100km/h 간격으로 하여 나타내었다. 스마트무인기는 회전익모드비행에서는 엔진축속도를 6000 RPM을 사용하고, 고정익 모드비행에서는 엔진축속도를 4800 RPM을 사용한다. 이것은 고정익모드에서는 프로펠러로 운용되므로 낮은 회전속도에서 효율이 높기 때문이다. 따라서 엔진성능은 이와같은 두가지 축속도에 대해서 각각 계산하였다. 두가지 축속도에서 엔진성능의 특징은 축속도를 4800 RPM으로 낮추면 엔진의 가용출력이 감소하게 되는데, 그 이유는 낮은 축속도에서는 토크가 엔진기어박스의 토크 한계 값에 의해 결정되기 때문이다. 스마트무인기는 회전익모드로 이륙한 후에 바로 고정익모드로 천이하여 비행하므로 비행운용의 대부분은 4800 RPM 조건에서 이루어진다.

2.2 연료공급계통 설계

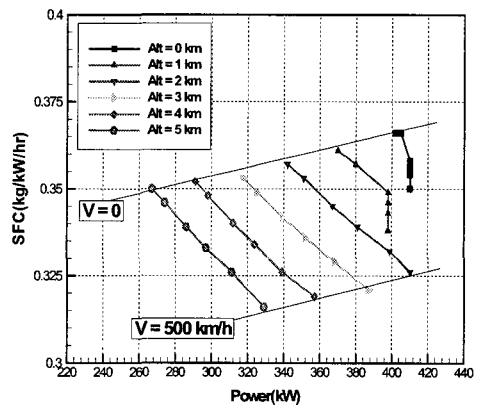
연료공급계통(Fuel Feed System)은 연료탱크로부터 엔진의 연료입구까지의 연료 이동을 의미한다.

Table 1. Fuel tank volume and Fuel weight

연료 탱크	가용체적 (m ³)	탑재연료 무게(kg)	가용연료 무게(kg)
1	0.0884	66.1	64.4
2	0.0216	16.1	15.7
3	0.0589	44.0	42.9
4	0.0216	16.1	15.7
5	0.0220	16.4	16.0
6	0.0220	16.4	16.0
Total	0.2345	175.3	170.9



(a) Output shaft speed = 4800 RPM



(b) Output shaft speed = 6000 RPM

Fig. 2 Power and SFC of PW206C engine

용어상 연료이송(Fuel Transfer)과 구분되는데 연료이송은 연료탱크간의 연료이동을 의미한다. 연료공급시스템의 목적은 비행체의 모든 운용 조건에서 엔진의 연료입구에서 요구하는 유량과 압력으로 연료를 공급하는 것이다. 스마트무인기의 연료탱크는 총 6개의 셀로 구성되어 있어, 엔진으로 연료를 공급하는 탱크를 1개 선정하여 연료공급탱크(Fuel Supply Tank)로 정하고 연료가 소모됨에 따라 나머지 탱크들로부터 연료가 연료공급탱크로 채워지는 개념으로 하였다. 연료소모에 따른 연료 무게중심 이동을 최소화하기 위해 중앙에 위치한 3번 탱크를 연료공급탱크로 정하였다. 먼저 연료공급시스템의 설계에 필요한 데이터로서 PW206C 엔진에서 요구되는 연료입구 최소압력과 연료유량을 고도별로 Table 2에서 보여준다. 여기서 엔진의 연료입구 최소압력은 연료온도 54°C에서의 값이다. 고온 조건을 사용한 것은 연료의 온도가 높을수록 엔진에서 요구하는 최소압력이 높아지기 때문이다. 그리고 엔진요구 연료유량은 대기온도 0°C에서의 연료밀도 조건이며 설계안전계수를 고려하여 각 고도에서 최대출력에서의 연료유량에 1.25를 곱한 값을 사용한다.

Table 2. Fuel inlet requirements of PW206C engine

고도 (m)	대기압력 (kPa)	연료입구 최소압력 (kPa)	연료유량 (m ³ /s)
0	101.3	51.0	6.20E-05
1,528	84.3	39.3	5.16E-05
3,048	69.7	34.5	4.94E-05
4,572	57.1	29.6	4.46E-05
6,092	46.5	22.7	4.23E-05

연료의 공급은 파이프를 통해 이루어진다. 연료시스템에서 공기나 연료는 파이프를 통해 이동하는데 이때의 압력손실의 계산은 다음과 같은 식으로 계산한다. 이식은 비압축성 베르누이

식과 질량보전식으로부터 유도된 것이다.

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

여기서

$\sum K_L$ = 구성품 마찰손실계수의 합

f = 마찰계수

l = 파이프 길이

d = 파이프 내부 지름

이고 1.5는 설계안전계수이다. 마찰계수 f 는 레이놀즈수에 따라 층류와 난류로 구분하여 다음과 같이 계산한다. $3000 < Re < 100000$ 는 난류 유동으로

$$f = \frac{0.079}{Re^{0.25}} \quad (2)$$

로 주어진다. K 는 파이프의 구성품들에 의한 마찰손실계수로서 파이프의 입구, 출구, 엘보우, 밸브 등의 구성품 별로 경험적인 근사값을 사용한다. 이 값은 설계결과에 따라 구성품의 종류와 개수에 따라 정해지게 된다. 파이프의 직경은 중요한 설계요소가 된다. 본 연구의 개념 및 기본설계[3]에서는 파이프의 직경을 변화시키며 압력손실과 무게조건을 분석하여 연료공급 파이프의 직경을 1/2 inch로 정한바 있다. 따라서 여기서도 파이프의 직경은 1/2 inch로 한다. 다음 Table 3은 해면고도에서 위의 계산 방법에 따라 연료공급탱크로부터 엔진연료입구까지의 압력손실을 계산한 결과를 보여준다. 탱크내의 압력은 대기압과 같으며 파이프를 통과한 후 손실을 뺀 값이 엔진의 연료입구에서의 가용압력이 된다. 이와 같은 계산방법에 따라 고도를 증가시키며 압력손실을 계산하고, 각 고도에서 엔진에서 요구하는 최소압력과 비교하여 다음 Figure 3에 도시하였다. 계산결과를 보면 엔진 연료입구에서의 공급연료압력은 엔진의 운용한계고도까지 엔진이 요구하는 최소압력을 초과하는 것을 알 수 있다. 이것은 PW206C 엔진의 자체연료펌프만으로도 모든 운용고도에서 연료공급이 가능하다는 것을 의미한다. 따라서 스마트무인기의 연료공급시스템에 별도의 승압펌프를 장착하지 않아도 된다.

Table 3. Pressure loss calculation of fuel feed system at sea level

Altitude	sea level
Pipe outer diameter (inch)	1/2
Pipe inner diameter (m)	0.0102
Pipe length (m)	1.4
kinematic viscosity (m ² /s)	2.50E-06
Density (kg/m ³)	823
ΣK	6.55
Fuel flow rate (m ³ /s)	6.2E-05
Fuel velocity (m/s)	0.76
Re	3.10E+03
f	0.0106
4fl/d	5.81
ΔP	4.40
Pressure head loss (kPa)	5.57
Tank Pressure (kPa)	101.33
Available engine inlet pressure (kPa)	91.36

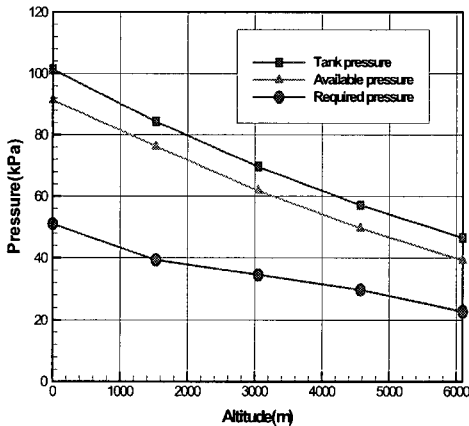


Fig. 3 Comparison of fuel inlet pressures

2.3 연료탱크 벤트계통 설계

연료탱크에는 급유할 때나 비행체의 상승, 하강 등의 조건에서 대기압과의 압력차가 발생하게 된다. 벤트계통은 이와 같은 모든 운용조건에서 발생하는 압력차로부터 연료탱크를 보호하기 위한 것이다. 벤트계통을 설계하기 위한 조건을 결정하기 위해 스마트무인기의 운용조건을 분석한 결과 연료탱크에 가장 큰 압력차가 발생

하는 경우는 최대속도에서 하강하는 것이다. 스마트무인기의 설계 최대속도는 500km/h 이며, 하강각도와 하강율은 다음과 같이 계산한다.

$$\sin \gamma = \frac{(D - T_{idle})}{W} = \frac{V_D}{V_R} \quad (3)$$

여기서 공력탐에서 제공한 비행체의 항력계수는 $C_D = 0.08$, 특성면적 $S = 3.2m^2$ 이며 공기밀도는 보수적인 설계를 위해 해면고도 값을 사용한다. 이때 총 항력은

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S = 3.025kN \quad (4)$$

T_{idle} 은 최대 하강속도에서 엔진은 Idle 일때의 추력인데 그 값이 작아 본 계산에서는 0으로 가정하였다. 그리고 비행체 중량 $W = 995kg$ 을 사용하여 계산된 하강각도와 하강율은 각각 $\gamma = 18deg$, $V_R = 43m/s$ 이며, 이 값을 벤트계통의 설계조건으로 사용한다.

스마트무인기의 연료탱크 배치로부터 벤트 파이프의 배치와 연결은 다음 Figure 4와 같다. 여기서 A는 모든 탱크의 벤트파이프가 연결되어 외부 대기와 만나는 곳으로 NACA Intake를 사용한다. 탱크중 체적이 큰 1번과 3번은 B에서 직접 분리되고 중앙 및 후방의 좌우 탱크는 분기점 E에서 모이도록 하였다. 앞에서 계산한 최대하강을 조건에서 각 탱크로 들어가야 할 공기의 유량을 계산한다.

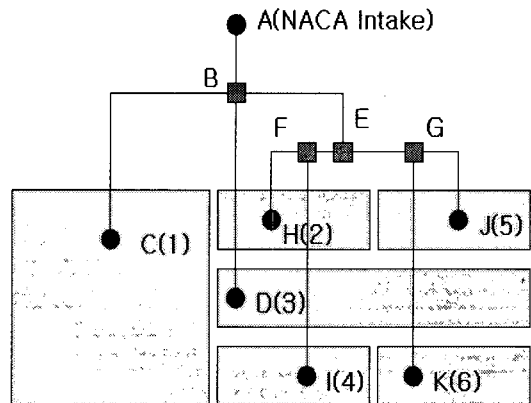


Fig. 4 Schematic diagram of vent system

각 탱크의 공기유량을 계산하고, 벤트파이프의 Network으로부터 연결된 파이프의 마찰손실을 계산한다. 마찰손실 계산은 앞에서 기술한 공급계통에서의 계산방법과 동일하게 한다. 벤트 파이프의 크기는 설계변수가 된다. 본 설계에서는 A-B 구간의 파이프 크기와 그 외 구간의 파이프 크기 2가지를 설계변수로 하였다. 즉 A-B 구간을 제외한 모든 파이프의 크기는 동일한 것으로 한다. 파이프의 크기를 3가지 경우에 대해 각 탱크에서의 압력차를 계산한 결과를 Table 4에 나타내었다. 일반적으로 Flexible Tank는 약 10kPa의 압력차를 견딜 수 있는 것으로 알려져 있다. 하지만 스마트무인기의 연료탱크는 무게감소를 위해 매우 얇은 소재의 Bladder type 탱크를 사용하기로 하여 허용압력차는 1 kPa 이하로 하기로 한다. 파이프 크기가 커지면 압력차는 작아지나 파이프 무게가 증가되므로 여기서는 두 번째 파이프 크기로 결정하였다. 즉 A-B 구간은 3/4 inch이고 그 외 파이프는 1/2 inch의 크기를 갖는다. 이 결과를 갖고 외부와 통하는 NACA 흡입구를 설계한 결과를 Figure 5에서 볼 수 있다. 일반적인 NACA 흡입구의 설계방법[6]을 따라 흡입구는 가로세로 비 4이고 Ramp 각도는 7°로 하였다.

Table 4. Calculation results of pressure loss for various sizes of vent pipe

Tank	Pipe OD (inch)		
	1&3/4	3/4&1/2	1/2&3/8
1	-0.0896	-0.53	-3.31
2	-0.0645	-0.36	-2.59
3	-0.0658	-0.35	-2.42
4	-0.0645	-0.36	-2.59
5	-0.0646	-0.36	-2.60
6	-0.0646	-0.36	-2.60

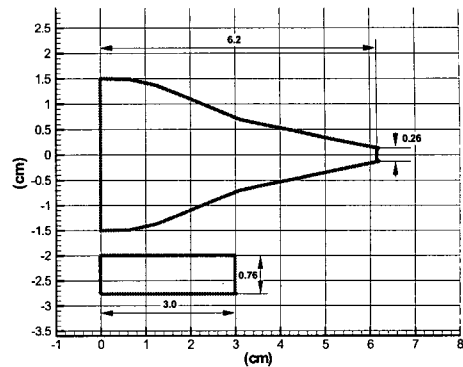


Fig. 5 Geometry of NACA intake for vent system

2.4 급유계통 설계

스마트무인기의 급유계통은 구조 및 운용을 단순화 하기 위해 1점 중력식으로 한다. 급유의 개념은 다음 Figure 6에 도시하였다. B에서 분기된 급유경로는 1번 탱크와 분기 D로 나뉘어진다. 분기점 D에서는 후방탱크와 중앙탱크로 연결된다. 이와같은 연결 개념은 탱크간의 연료이송과 같은 경로를 따르게 하여 급유계통으로 인한 부품의 추가를 최소화 하기 위한 것이다.

스마트무인기의 설계목표로는 약 280kg의 연료를 필요로 하며 요구 급유시간은 10분이다. 2단계 비행시험용의 비행체 설계에서는 날개의 연료탱크를 제외하고 동체의 연료탱크만을 사용하므로 총 탑재연료는 175.3kg이다. 따라서 급유시간은 목표의 2/3인 400초로 하여 급유에 필요한 파이프의 크기를 결정하기로 한다. 연료의 밀도와 점성계수는 온도가 0℃의 값을 사용하며 총 연료가 180kg, 급유시간은 400초로 할 때 급유 유량은 0.45kg/s 이다.

급유 Network에 따라 연료가 주입되면서 발생하는 압력손실은 앞의 연료공급계통 설계에서 사용한 방법과 동일하게 계산한다. 급유계통 파이프의 크기는 A-B 구간, B-C와 B-D 구간, 그리고 D-E, D-F, D-G 구간의 3종류로 나누어 그 크기를 변화시키며 압력손실을 계산하였다.

설계목표는 연료의 수두가 0.5m 이하로 되는 것으로 하였으며 이것을 만족하는 파이프의 크기 및 압력손실결과는 Table 에 나타내었다. 결과를 보면 총 압력손실은 3.44kPa 이며, 연료의 수두로 계산하면 $h=0.43m$ 가 된다.

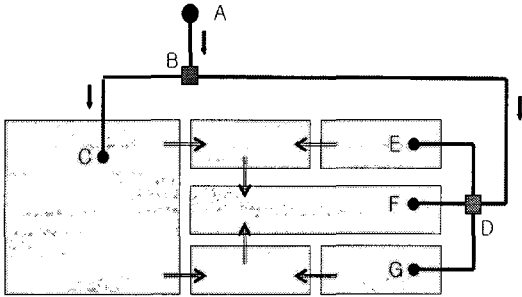


Fig. 6 Schematic diagram of refueling system

Table 5. Calculation results of pressure loss for refueling system

Segment	OD (inch)	flow rate (kg/s)	ΣK	F	ΔP (kPa)
AB	1.5	0.45	3.12	0.472	0.669
BC	1	0.225	1.04	1.563	0.708
BD	1	0.225	3.12	1.563	1.274
DE	3/4	0.075	1.04	1.315	0.264
DF	3/4	0.075	1.04	1.315	0.264
DG	3/4	0.075	1.04	1.315	0.264
Total					3.442

3. 결론

본 연구에서는 스마트무인기의 연료시스템의

주요 구성요소인 연료공급계통, 연료탱크 벤트 계통 및 급유계통의 상세 설계를 수행하였다. 설계결과 연료공급계통에서는 승압펌프가 없이 엔진의 연료펌프만으로도 전체 운용범위에서 엔진에서 요구되는 유량과 압력을 만족할 수 있다. 벤트계통에서는 비행체의 최대하강율에서도 탱크 재질을 고려하여 모든 탱크에서 압력차가 1kPa 이하가 되도록 파이프의 크기를 사이징하고 NACA 흡입구의 형상을 설계하였다. 급유계통에서는 주어진 급유시간을 만족하도록 1점 중력식으로 급유 파이프의 크기와 구성을 사이징하였다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행된 결과이며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 공창덕, 백낙곤, 한문섭, 권혁범, "터보프롭항공기 연료공급계통연구," 한국항공우주학회지 제20권 제3호, 19929, pp.116-125
2. Ian Moir, Aircraft Systems, Professional Engineering Publishing, 1991
3. 공창덕, 강명철, 이창호, "스마트무인기 연료시스템 설계에 관한 연구," 한국추진공학회지 제9권 제2호, 2005, pp.54-61
4. PW206C Turbohaft Engine Installation Manual, Pratt & Whitney Canada, 1998
5. PW206C Estimated Engine Performance Program, Pratt & Whitney Canada, 1995
6. Engineering Sciences Data Unit, Item 1024, London, 1994.