

< 논문 >

# 소형 장기체공 무인기용 왕복엔진 성능 예측 시뮬레이션 연구

신영기<sup>†</sup> · 장성호<sup>\*</sup> · 구삼옥<sup>\*</sup>  
(2005년 1월 12일 접수, 2005년 5월 8일 심사완료)

## A Study on Performance Simulation of an Reciprocating Engine for Small Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles

Younggy Shin, Sung-Ho Chang and Sam-Ok Koo

**Key Words:** UAV(무인기), Spark-ignition(전기점화), Long Endurance(장기체공), Reciprocating Engine (왕복엔진), 4 Stroke(4행정)

### Abstract

Development of an engine with good fuel economy is very important for successful implementation of long endurance miniature UAVs (unmanned aerial vehicles). In the study, a 4-stroke glow-plug engine was modified to a gasoline-fueled spark-ignition engine. Engine tests measuring performance and friction losses were conducted to tune a simulation program for performance prediction. It has been found that excessive friction losses are caused by insufficient lubrication at high speeds. The simulation program predicts that engine power and fuel economy get worse with high altitude due to increasing portion of friction losses. The simulation results suggest quantitative guidelines for further development of a practical engine.

기호설명

$A$	: 밸브 유로면적 [ $m^2$ ]	$Nu$	: Nusselt 수
$c_d$	: 유량 계수	$p$	: 압력 [Pa]
EVC	: 배기밸브 닫힘시기 [CA]	$Pr$	: Prandtl 수
EVO	: 배기밸브 열림시기 [CA]	$R$	: 기체상수 [J/kg-K]
IVC	: 흡기밸브 닫힘시기 [CA]	$Re$	: Reynolds 수
IVO	: 흡기밸브 열림시기 [CA]	$T$	: 온도 [K]
$\dot{m}$	: 기체 질량유속 [kg/sec]	$U$	: 유체 평균속도 [m/sec]
$N$	: 엔진속도 [rev/min]	$u'$	: 난류강도 [m/sec]
		$V$	: 레이놀즈수 계산용 특성속도 [m/sec]
		$V_p$	: 피스톤 순간속도 [m/sec]
		$x_b$	: 전체 혼합기 중 연소가스의 질량비
		$\gamma$	: 비열비
		$\theta$	: 크랭크 진행각 [CA]
		$\theta_0$	: 점화시기 [CA]
		$\Delta\theta$	: 전체 연소기간 [CA]

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 세종대학교 기계공학과  
E-mail : ygshin@sejong.ac.kr  
TEL : (02)3408-3284 FAX : (02)3408-3333

<sup>\*</sup> 한국항공우주연구원 스마트무인기기술개발사업단

하첨자

- o : 정체 (stagnant)
- s : 정지 (static)

### 1. 서론

임무 탑재장비의 소형 경량화로 최대이륙중량이 15 kg 이내인 소형 유틸리티(경찰/감시/촬영) 급의 무인항공기에 대한 실용성은 이미 입증되고 있으나,<sup>(1)</sup> 이러한 무인항공기를 위한 엔진이 준비되어 있지 않아 구삼옥 등<sup>(2)</sup>은 모형 항공기용 Glow 엔진을 개조하여 일반 자동차용 가솔린을 연료로 사용하고 연비를 대폭 향상시켰다.

이러한 모형항공기용 엔진의 개발의 경우 국내에서 시도된<sup>(3)</sup> 적은 있으나 성공적인 결과는 보고 되지 않았고, 외국의 경우 모형항공기용 4행정 기관은 일본, 중국, 대만이 세계시장을 점유하고 있으며 소형 장기체공형 무인항공기 전용 엔진은 미국 Insitu Group에서 개발 중이다.<sup>(4)</sup>

무인항공기용 엔진은 장시간 제공할 수 있어야 하므로 단위 중량당 출력 및 고연비가 가장 중요한 성능지표이다. 그러나 소형 엔진들의 경우 구성 부품이 일반 자동차용에 비해 단순화되어 있고 내구성능이 열악한 관계로 정확한 성능 및 연비 예측이 용이하지 않다. 더욱이 무인기의 운용 고도는 3km 이상이므로 지상에서의 엔진시험 결과를 토대로 고고도 엔진성능을 예측하는 것은 매우 유용한 연구과제이다. 이러한 성능예측의 필요성에도 불구하고 소형 왕복엔진은 주된 용도가 모형 항공기인 관계로 장기체공을 위한 연비 특성 등에 관한 연구가 진행되지 않았다.

본 연구는 연비와 엔진 중량당 출력이 증시되는 소형 왕복엔진의 개발과 성능 예측을 위해 필요한 엔진 성능 시뮬레이션 모델을 개발하고 지상에서의 엔진 성능 시험결과와 비교를 통하여 실용적 응용이 가능한 성능 예측 프로그램을 개발한 점에서 그 의의를 찾을 수 있다. 이와 유사한 연구는 국내외에서 발표된 바 없어 엔진 성능 시험 및 시뮬레이션 보완 시험 데이터 축적에 많은 애로를 겪었다.

엔진 성능 예측 프로그램의 이론적 배경은 자동차용 왕복엔진에 관한 성능 예측 프로그램을 최대한 수용하였으며 대상 엔진의 시험데이터와 비교한 결과 성능 예측 정확도에 영향을 미치는

가장 큰 인자는 엔진 속도에 따른 마찰손실이었다. 본론에서는 성능 예측을 위한 이론적 배경을 서술하고 성능 시험데이터와의 비교를 통한 시뮬레이션 프로그램 튜닝의 타당성을 논의하고 얻어진 프로그램을 이용한 각종 엔진 성능 예측의 의의에 대하여 서술한다.

### 2. 시험 엔진 및 성능시험장치

#### 2.1 엔진

성능시뮬레이션 대상 엔진의 모체는 일본 엔야(ENYA)사의 R155-4c로서 4행정 글로우 엔진이다. 글로우 엔진은 윤활유가 혼합된 글로우 엔진용 연료를 사용하므로 대상 엔진에 별도의 윤활 시스템이 존재하지 않는다. 본 연구에서는 가솔린 연료를 사용하기 위해 연료와 윤활 시스템을 분리할 필요가 있었으며 윤활 시스템을 구축을 위하여 Fig. 1과 같이 크랭크 케이스 내 맥동압력과 체크 밸브를 이용하여 윤활유 순환 시스템을 적용하였다. 대상 엔진 체원은 Table 1과 같다.

#### 2.2 동력성능 시험장치

다음의 Fig. 2는 동력성능 측정을 위하여 개발

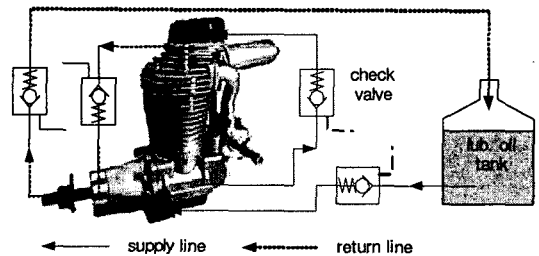


Fig. 1 Gasoline engine version of ENYA R155-4c with the lubrication system

Table 1 ENYA R155-4c specification

Item	Measurement
Displacement (cc)	25.4cc
Bore (mm)	33.8mm
Stroke (mm)	28.3mm
Compression ratio	6.3
Valve Dia. (Intake Valve)	14.3mm
Valve Dia. (Exhaust Valve)	12.0mm
Valve Lift (Intake Valve)	4.0mm
Valve Lift (Exhaust Valve)	3.3mm

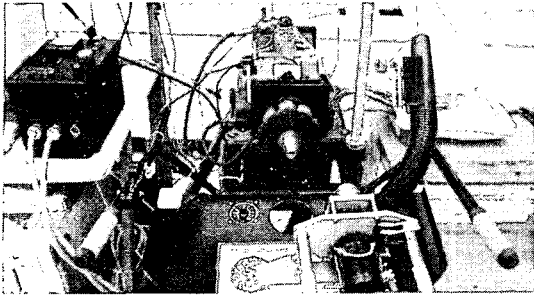


Fig. 2 Engine performance test equipment

된 측정시스템의 구성을 나타낸다. 출력 측정을 위하여 3.7 kW 공랭식 eddy current 방식 동력계 (dynamometer)를 사용하였다. 엔진 점화시기 제어 및 속도 측정은 자체 개발한 전용 엔진 제어기 (ECU; engine control unit)를 사용하였고 독일 ETAS사 AWS2 모델의 공연비를 센서를 이용하여 공연비를 측정하였다.

### 2.3 마찰력측정 시험장치

엔진 회전시 마찰 소요 동력을 측정하기 위해서는 3 kW급 AC 서보모터를 사용하였으며 최고 회전속도가 5,000 rpm이라 2:1의 중속기어를 적용하여 엔진 성능 측정장치와 유사한 시험용 지그를 제작하였으며 마찰토크와 회전속도를 측정하였다.

## 3. 성능시뮬레이션 모델

### 3.1 연소 및 열전달 모델

적용하고자 하는 시뮬레이션 모델은 MIT Sloan Automotive Lab.에서 십여 년 이상 점진적으로 개발해 온 프로그램이다.<sup>(5)</sup> 연소 모델의 경우, 연소실 내 연소현상을 3차원 수치해석으로 모사하는 것은 계산량의 방대함과 모델링의 어려움 등으로 인하여 사실상 불가능하다. 대안으로서 Fig. 3에서 보는 바와 같이 준차원 모델 (quasi-dimensional model)을 적용하여 구형으로 전파되는 화염형상을 기준으로 기연, 미연영역으로 구분하여 계산의 열전달 계산을 통하여 연소가 성능 및 배출가스 특성에 미치는 영향으로 고려하였다. 화염면의 전파는 난류화염에 관한 실험식들을 이용하

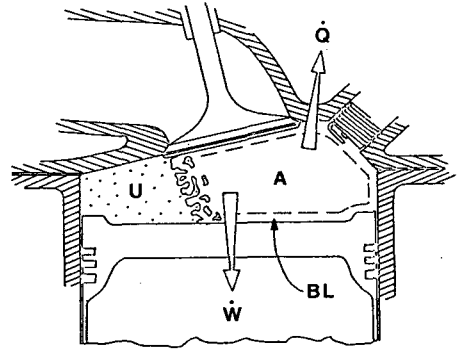


Fig. 3 Two-zone thermodynamic model of combustion showing subdivision of burned zone into adiabatic core (A) and thermal boundary layer (BL)

되 기연영역의 경우 경계층에서 난류 대류에 의해 예측할 수 있도록 되어 있으나, 주연소 기간의 예측이 부정확한 관계로 연소질량율에 관한 다음의 Wiebe 경험식을 적용하였다.<sup>(6)</sup>

$$x_b = 1 - \exp \left[ -a \left( \frac{\theta - \theta_0}{\Delta\theta} \right)^{m+1} \right] \quad (1)$$

여기서 data fitting 상수  $a$ 와  $m$ 은 실제의 실험 데이터에 가장 근사한 값을 사용해야 하나 시험에 사용한 엔진의 연소 압력 측정이 불가능하였다. 따라서 MIT에서 일반적인 자동차 엔진들의 연소 압력 데이터를 근거로 가장 근사하게 얻은  $a = 5.0$ ,  $m = 2.0$  이라는 경험치를 본 시험 엔진에도 적용하였다.<sup>(5)</sup> 유사한 근거에 의해 연소기간  $\Delta\theta$ 는 55 CA로 설정하였다.

연소실 벽면을 통한 대류 열전달은 난류에 관한 다음의 보편적인 관계식을 적용하였으며 화염면에 접한 벽면 (wetted area)을 크랭각마다 계산하여 순간 열전달 면적으로 사용하였다.

$$Nu = c Re^{0.8} Pr^{0.33} \quad (2)$$

$Re$  수 계산에 필요한 특성속도  $V$ 는 다음과 같이 정의되었다.

$$V = [U^2 + u'^2 + \left(\frac{V_L}{2}\right)^2]^{1/2} \quad (3)$$

난류강도  $u'$ 은 잘 알려진  $k-\epsilon$  모델을 가정하여 계산하였다.

### 3.2 가스교환과정

흡배기관을 통한 가스교환과정은 체적효율 계산에 필요한 중요한 과정이다. 압축성 유체에 대하여 잘 알려진 오리피스 모델을 다음의 아음속 [식 (4)]과 초크 유동[식 (5)]에 대하여 적용하였다.

$$\dot{m} = c_d A \frac{P_o}{RT_o} \sqrt{\gamma RT_o} \left\{ \frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{p_s}{p_o} \right)^{2/\gamma} - \left( \frac{p_s}{p_o} \right)^{(2\gamma+1)/\gamma} \right] \right\}^{1/2} \quad (4)$$

$$\dot{m} = c_d A \frac{P_o}{RT_o} \sqrt{\gamma RT_o} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/2 (\gamma-1)} \quad (5)$$

순간 밸브 유로면적  $A$ 는 Table 1에 주어진 밸브 직경, 최대 밸브 양정(lift) 및 자동차용 엔진의 대표적 밸브 양정 profile을 토대로 계산하였다. 질량 유량 계산의 정확도를 위해서 밸브 양정에 따른 유량계수 정보가 필요하다. 유량계수는 차원해석 및 실험을 통해 얻어진 미국 Ford사의 데이터베이스를 이용하였다.<sup>(5)</sup>

시뮬레이션 결과 향상을 위한 또 다른 인자는 실제의 밸브타이밍 적용이다. 시험엔진 매뉴얼에 명시된 밸브타이밍은 다음과 같다 : IVO/ IVC/ EVO/ EVC = 30 BTDC / 70 ABDC / 70 BBDC / 30 ATDC. 이는 전형적인 자동차 엔진의 밸브 타이밍 (IVO/ IVC/ EVO/ EVC = 13 BTDC/ 55 ABDC/ 57 BBDC/ 3 ATDC)과 비교할 때, 밸브 열림기간이 크다는 것을 알 수 있는데 이는 고속에서 배기가스 소기성능을 개선하기 위한 것으로 판단된다.

### 3.3 엔진마찰

마찰에 의한 동력손실은 이론적 예측만으로는 불가능하기 때문에 엔진 최종 출력에 대한 시뮬레이션의 정확성을 확보하려면 엔진마찰 손실에 대한 실험데이터가 반드시 필요하다. 다음 식 (6)은 엔진속도  $N$ 의 함수로 엔진 마찰손실을 나타내는 경험식으로서 항들은 각각 경계윤활, 수력학적 윤활 및 공기의 유동저항을 반영한다.

$$tfmep = a + b \left( \frac{N}{1000} \right) + c \left( \frac{N}{1000} \right)^2 \quad [kPa] \quad (6)$$

여기서  $tfmep$ 는 총마찰 손실 평균유효압력을 의미한다. 본 연구에 사용되는 26 cc의 소형 엔진은 자동차용 엔진에 비해 구조가 단순하고 윤활 기능이 열악하기 때문에 자동차용 엔진에 대한 실험식의 결과를 그대로 적용할 수 없다. 따라서 무인기용 소형 엔진을 대상으로 직접 시험하여 얻어진 동력손실의 결과는 Fig. 4와 같다.

Fig. 4에서 비교를 위해 적용된 자동차 엔진의 엔진 마찰경험식은 다음과 같다.<sup>(7)</sup>

$$fmep = 68.6 + 19 \left( \frac{N}{1000} \right) + 2.1 \left( \frac{N}{1000} \right)^2 \quad (7)$$

시험 엔진의 경우 전부하(WOT; wide open throttle) 조건에서 측정된 손실 토크는  $fmp$  (frictional mean effective pressure)가 아닌  $mmep$  (motored mean effective pressure)에 해당하며 두 변수간의 관계는 다음의 식 (8)과 같다.

$$femp = mmep - pmep \quad (8)$$

전부하 조건에서 펌핑 손실은 매우 작으나, 시뮬레이션 성능 개선 및 고속에서의 펌핑 손실 파악을 위하여 가스교환과정에 관한 시뮬레이션을 통하여 펌핑 손실과 관련된  $pmep$  (pumping mean effective pressure)를 계산하였다. 계산 결과는 Fig. 4에 도시되어 있다.

Fig. 4에서 약 5,000 rpm 미만의 마찰력 측정 데이터의 산포도가 큰 이유는 낮은 엔진 회전속도에서는 연소 폭발 및 압축 행정 등에 의해 발생하는 토크의 변화가 토크센서에 감지될 시간이 충분히 길고 자동차 엔진과 달리 토크 변화를 완충해 줄 플라이휠이 없는데다가 적용된 데이터 로거의 샘플링 주기가 2초인 점에 기인한다. 즉, 압축행정 중에 감지된 토크는 높게 나타나고 흡배기 행정 중의 토크는 작은 값을 보이는데 이러한 사이클 내 토크변화가 감지된 것이다. 이상적으로는 한 사이클 동안의 토크 변화의 평균치가 데이터로거에 입력되어야 한다. 따라서, 토크센서의 출력은 데이터 로거 주기에 맞게 2초의 시상수를 갖는 저주파 필터를 통해 데이터 로거에 입

력되어야 하였다. 추후에는 이러한 개선사항이 반영되어야 하지만 위의 사이클 변화를 평균화시킬 토크 데이터 수는 충분하여 해당 회전속도에서 이들의 산술평균치는 위 그래프 상의 curve fit 선과 일치하였다.

본 연구에 적용된 R/C glow engine의 경우는 식 (6)의 현대식 전자분사 엔진과 달리 엔진 속도에 관한 2차식으로의 fitting이 불가능하였다. 그 이유는 다음의 두 가지로 설명될 수 있다. 일반 자동차 엔진은 최대 6,000 rpm 이상 사용되지 않으므로 단일의 2차식 형태로 마찰 경험식을 충분히 반영할 수 있었다. 반면 소형 무인기용 엔진은 8,000 rpm 이상의 고속영역에서 마찰 손실이 급격히 증가하는 관계로 자동차 엔진에서와 같은 저속영역 단일 2차식만으로는 fitting 이 불가능하였다. 따라서 Fig. 4에서 보는 바와 같이 일차식으로 7,500 rpm 까지만 fitting하였다. 1차식으로 fitting 한 이유는 보통 자동차 엔진에 비해 피스톤 평균 속도가 같은 회전속도의 경우 약 1/3이므로 비교적 넓은 운전영역에 걸쳐 공기의 유동저항이 차지하는 역할이 적고 피스톤의 상대속도에 의한 윤활저항이 좌우하는 속도의 1차항 영역이 지배적일 것이라고 판단하였다. 반면에 7,500 rpm 이후의 급격한 마찰손실 증가는 저속영역과는 전혀 다른 마찰 메커니즘이 작용하는데 기인하는 것으로 판단된다. 이러한 현상은 수 차례의 반복 시험 및 소음기 장착/ 미장착 등의 시험조건 변화에 대해서도 반복적으로 관찰되었다. 이 현상은 엔진속도 제곱에 비례하는 유동저항으로는 설명할 수 없었다. 엔진속도 제곱항의 도입만으로는 기울기가 완만하여 8,000 rpm 이후의 급격한 마찰손실 증가를 표현할 수 없었다. 유속의 음속도달에 의한 초킹(choking) 가능성을 계산하여 보았으나 초킹이 발생하기 위한 엔진속도는 적어도 수 만 rpm 이상이 되어야 하였다. 이는 결국 기존의 자동차용 엔진에서는 관찰되지 않는 또 다른 마찰 메커니즘이 존재한다는 것을 의미한다.

한 가지 가능한 설명은 열악한 윤활 성능이다. R/C 엔진은 별도의 윤활펌프가 없으므로 고속 운전시 윤활공급이 충분할 수 없다. 일반적으로 모형항공기 엔진은 내구 수명이 수 십 시간 이내이며 내구수명이나 연료절약보다는 고효력에

비중을 두어 개발된다. 이러한 열악한 윤활조건은 두 운동면의 직접 접촉에 의한 경계윤활(boundary lubrication)과 수력학적 윤활(hydrodynamic lubrication)이 혼재된 형태의 윤활을 초래하며 이는 빠른 속도의 윤활유 순환이 요구되는 8,000 rpm 이후에서 점차 윤활유 공급을 악화시키는 것으로 판단된다. 그 결과 충분한 윤활유 공급이 이루어지는 자동차 엔진과는 달리 식 (6)과 같은 단일의 2차식 형태의 경험식 도출이 불가능하다. 요약하면 7,500 rpm까지는 수력학적 윤활이 지배적이나 그 이상의 운전속도 영역에서는 윤활유 공급이 불충분하게 된다. 따라서 본 실험 결과를 토대로 대상 모형엔진에 대한 경험적인 mmep는 다음의 식과 같이 정리될 수 있다.

$$mmep = 40 + 17 \left( \frac{N}{1000} \right) [kPa] \quad (N < 7,500 \text{ rpm}) \quad (9)$$

$$mmep = 40 + 17 \left( \frac{N}{1000} \right) + 24 \left( \frac{N}{1000} - 7.5 \right)^2 [kPa] \quad (N \geq 7,500 \text{ rpm}) \quad (10)$$

pmep에 대한 시뮬레이션 결과를 선형 fitting 한 경우는 다음의 식 (11)과 같다.

$$pmep = 2.7 \left( \frac{N}{1000} \right) [kPa] \quad (11)$$

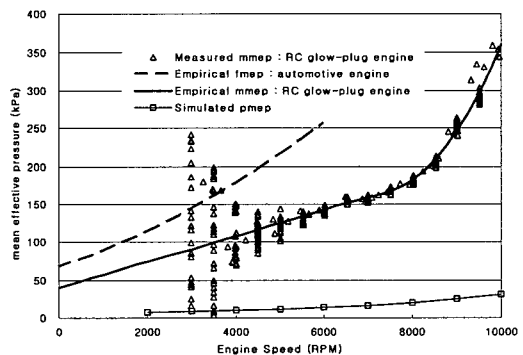


Fig. 4 Mean effective pressure vs. engine speed

#### 4. 성능시뮬레이션 결과

##### 4.1 성능측정 및 시뮬레이션 결과 비교

Fig. 5와 6은 압축비에 따른 엔진 토크 및 출력 거동을 측정치 및 시뮬레이션 결과에 대하여 보여준다. 시뮬레이션 결과가 실측성과 상당히 유사한 경향을 보여주고 있음을 알 수 있다. 또한 실측에서 구분하기 어려웠던 압축비의 효과도 판단할 수 있는 비교를 보여준다.

시뮬레이션 예측에 비해 실측된 토크 및 출력에의 압축비 효과가 작은 이유는 R/C 엔진의 단순한 구조에 기인한다. 자동차용 엔진과는 달리 R/C 엔진의 경우 한 개의 피스톤 링으로 압축 링과 오일 링의 역할을 하고 있으므로 기밀성이 열악하여 압축비를 증대하여도 누설에 의한 토크 및 출력의 저하가 초래되었다.

Fig. 5에서 압축비 7.4에 대한 측정데이터를 보면 7,000 rpm 이하에서 토크가 급격히 저하하는 현상이 관찰되는데 이 현상도 단일 피스톤 링 체

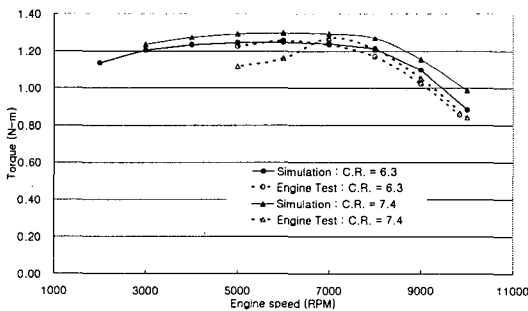


Fig. 5 Comparison of engine torque at wide open throttle

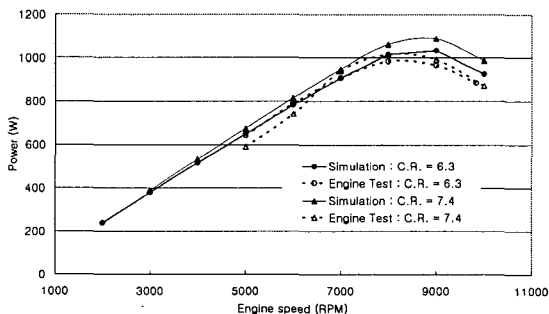


Fig. 6 Comparison of engine power at wide open throttle

용과 관련이 있다. 고압축비화와 낮은 속도로 인한 긴 사이클 시간은 고압 미연혼합기의 크랭크 케이스로 누설을 증가시켜 출력 및 토크 저하를 초래하고 있으며 이 현상은 유사 실험에서 반복적으로 관찰되었다.

##### 4.2 고도에 따른 출력성능

ENYA R155-4c 엔진을 가솔린 4행정 점화기관으로 개조할 경우 얻어질 수 있는 성능을 예측하였다. 시뮬레이션 조건은 일반 자동차의 수냉식 냉각 방식을 택하되 실린더 벽면의 온도는 측정된 온도데이터를 토대로 공랭식에 유사하게 설정하였다. 외기조건은 해당 고도에 따른 표준대기의 온도 및 압력으로 설정하였다. 엔진 마찰은 ENYA R155-4c에 의해 실험적으로 얻어진 식 (9)-(11)을 적용하였다. 엔진 성능 시뮬레이션 프로그램은 일반적으로 마찰부분을 제외한 연소에 의한 출력성능만을 예측한다. 이 출력성능에 의한 도시평균유효압력(imep; indicated mean effective pressure)에서 마찰 평균유효압력 (프레, friction mean effective pressure)을 뺀 값이 제동평균유효압력 (bmep; brake mean effective pressure)이다. 이 값에 엔진 배기량을 곱하면 사이클 평균 일이 되고 엔진속도 및 적절한 변환상수를 곱하면 실제 엔진 출력 및 토크로 환산된다. Fig.7과 8은 Fig. 5의 마찰평균유효 압력을 반영한 실제의 엔진 평균유효압력과 제동 축 출력을 나타낸다.

일반적으로 최대출력 근처의 도시평균 유효압력은 자연흡입식 가솔린 엔진의 경우 약 1,100-1,200 kPa이고,<sup>(8)</sup> 본 연구의 성능 시뮬레이션에 의하면 압축비 6.3:1에 대하여 약 800kPa이다. 8,000 rpm 이후의 bmep 저하는 전술한 마찰 손실에 기인한다. Fig. 9에 의하면 지상에서의 최고 출력은 9,000 rpm에서 약 1kW로서 항공기용 가솔린을 사용하여 세계 최초로 대서양을 횡단한 Aerosonde 사 무인기의 24cc 무인항공기 엔진 출력과 동등하다.<sup>(9)</sup> 시험엔진 압축비가 낮고 배기량에 비해 큰 기화기가 장착되지 않은 상태에서 1kW 정도의 출력은 충분히 타당한 값으로 파악된다.

Fig. 7과 8에 의하면 고도 상승에 따른 bmep 및 출력의 현저한 저하가 관찰되는데 이는 공기의 밀도 저하에 따른 실린더 내 혼합기량 저하에

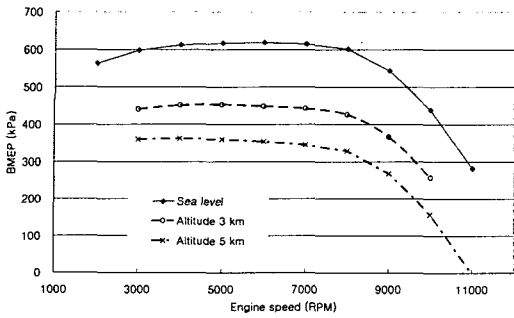


Fig. 7 Simulation result of bmep with altitude

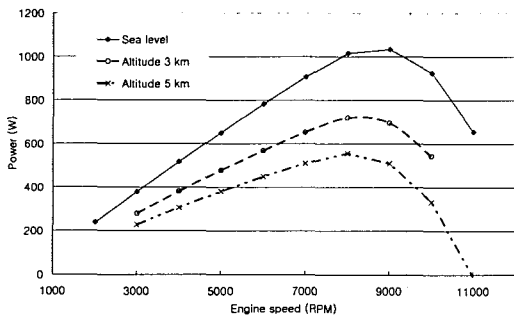


Fig. 8 Simulation result of engine power with altitude

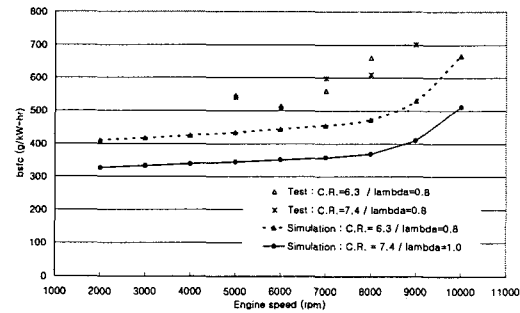


Fig. 9 Comparison of fuel consumption with engine speed for test and simulation at ground level

기인한다. 출력향상을 위해서는 무인기는 가능한 낮은 고도로 비행해야 한다. 고도 3.0 km의 경우 최고출력은 8,000 rpm 근처에서 740 W(약 1 마력) 미만이다. 5.0 km에서는 상황이 더 악화되어 10,000 rpm 이상에서는 운전 자체가 불가능해진다. 고도에 따른 출력 저하를 감안할 때 엔진은 최고의 토크와 출력을 유지하려면 8,000 rpm 이하에서 운용되어야 한다.

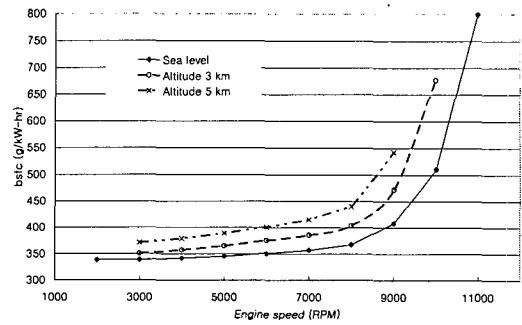


Fig. 10 Simulation result of fuel consumption with altitude

### 4.3 고도에 따른 연료소비율

Fig. 9은 제동평균 연료소비율 (bsfc; brake specific fuel consumption)의 비교를 보여준다. 시뮬레이션 결과에 비해 측정된 연료 소비율이 높은 이유로는 다음과 같은 원인들을 가정할 수 있다. 1) 배기계 기밀 부실로 인한 측정 공연비의 희박화 가능성, 2) 단일의 단순 피스톤 링으로 인한 실린더 내 압축기 혼합기의 누설, 3) 시뮬레이션 프로그램 모델 오차. 같은 공기과잉율인  $\lambda = 0.8$ 을 기준으로 비교하면 시뮬레이션 결과는 약 25% 정도의 오차를 나타내고 있다.

Fig. 10은 Fig. 9의 예측성능을 갖고 시뮬레이션 모델을 토대로 고도에 따른 연료소비율을 추정할 결과이다. 고도 상승에 따라 연료 소비율이 악화되는 이유는 다음과 같다. 공기 밀도 희박화로 인하여 실린더 흡입 혼합기량이 감소하여 발생 출력이 저하하는 반면에 마찰 손실 메커니즘은 경계운환과 수력학적 운환에 의한 것으로서 공기 밀도의 영향이 적으므로 발생 출력 중 마찰손실이 차지하는 비율이 커져 bsfc가 악화되고 있는 것이다.

## 5. 결론

장기체공형 소형 무인기용 엔진에 요구되는 고출력 저연비의 엔진 개발을 위해서는 운용고도에서의 정량적인 성능예측이 필수적이다. 본 연구는 국내외에 부재한 소형 4행정 왕복엔진의 성능을 측정하고 해당 데이터를 기초로 자동차용 가솔린 엔진 성능 예측프로그램을 개조하였다. 성능예측결과 고속에서의 현격한 성능저하는 엔진 마찰손실에 기인하며 이로 인하여 고고도에서는

성능저하가 더욱 심하므로 실용적 엔진 개발을 위해서는 마찰손실 저감을 위한 추가 연구가 필요하다. 연료소비율 예측결과도 고고도에서 연료 소비율 증가함을 보여준다. 본 연구결과는 실용적 엔진 개발을 위한 정량적 성능 예측자료로 활용될 수 있다.

## 후 기

본 논문은 2004년도 한국학술진흥재단의 지원으로 이루어졌습니다. (KRF-2004-005-D00247)

## 참고문헌

- (1) McGeer, T. and Vagners, J., 1999, "Wide-Scale Use of Long-Range Miniature Aerosondes over the World's Oceans," *Proc. AUVSI 26th annual symposium*, Association for Unmanned Vehicle Systems International, Baltimore.
- (2) Koo, S. O., Chang, S. H., Oh, J. S. and Yeom, C. H., 2001, "A Study on the Modification of an Small-Scale Glow Engine for Unmanned Aerial Vehicles," *Proceedings of the KSAS Spring Annual Meeting 2001*.
- (3) Kim, Y. J., Jeon, C. S. and Lim, K. H., 1999, "Development of a Model Aircraft Engine," *Journal of Institute of Aerospace Industry Technology*, Hankuk Aviation University, Vol. 9, pp. 205~213.
- (4) <http://www.insitugroup.com>, 2005.
- (5) Poulos, S. G., 1982, "The Effect of Chamber Geometry on S. I. Engine Combustion Rates - A Modeling Study," Master Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, M.I.T.
- (6) Heywood, J. B., 1988, "Internal Combustion Engine Fundamentals," McGraw-Hill Book, pp. 389~390.
- (7) Labreuche, G., 2001, "Total Friction Effective Pressure and Torque Estimator," *The International Workshop MECA01*, U. of Salerno.
- (8) Heywood, J. B., 1988, "Internal Combustion Engine Fundamentals," McGraw-Hill, pp. 50~51.
- (9) <http://www.aerosonde.com/>, 2005.