

## 소형항공기용 왕복엔진의 정적 성능시험 연구

김근배\* · 안석민\*\* · 김근택\*\*\* · 최선우\*\*\*\*

### A Study on the Static Performance Test of a Reciprocating Engine for Small Aircraft

Keun-Bae Kim\* · Seok-Min Ahn\*\* · Keun-Taek Kim\*\*\* · Sun-Woo Choi\*\*\*\*

#### ABSTRACT

A test stand was developed to measure static performance of a reciprocating engine on the ground, related to the small aircraft being developed by KARI. The test stand consists of an apparatus to install and operate a pusher-type propulsion system and a data acquisition system to process many performance parameters including engine torque and propeller thrust as well as monitoring of the engine operations. First, the performance data from the basic operation tests were compared with the original engine data so the capacity of the test stand was verified. Engine performance tests were carried out with various test conditions through three stages, and it was measured and analyzed that the manifold pressure, the torque, and the back pressure of the engine, and the static thrust of the propeller.

#### 초 록

한국항공우주연구원에서 개발 중인 소형항공기와 관련하여 지상에서 왕복엔진의 정적 성능을 측정하기 위한 시험장치를 개발하였다. 시험장치는 Pusher형 추진시스템을 장착하고 구동하는 장치와 엔진의 기본적인 작동 감시 및 엔진 토크와 프로펠러 추력을 비롯한 여러 성능 변수들을 측정하고 처리하는 데이터 획득 장치로 구성되었다. 먼저 기본 작동시험에서 도출된 성능데이터를 원래 엔진 데이터와 비교 분석하여 시험장치의 기능을 검증하였다. 성능시험은 3단계에 걸쳐 다양한 시험조건에서 수행되었으며, 엔진의 흡기압력과 토크, 배압, 연료유량, 그리고 프로펠러의 정지추력을 측정하고 분석하였다.

Key Words: Small Aircraft(소형항공기), Reciprocating Engine(왕복엔진), Propeller(프로펠러), Pusher-Type Engine Test Stand(Pusher형 엔진시험장치), Torque(토크), Static Thrust(정지추력), Back Pressure(배압)

#### 1. 서 론

† 2003년 5월 19일 접수 ~ 2003년 7월 21일 심사완료  
\* 정회원, 스마트무인기술개발사업단 체계종합그룹  
\*\* 비회원, 항공체계실 소형기그룹  
\*\*\* 비회원, 항공체계실 소형기그룹  
\*\*\*\* 비회원, 항공체계실 소형기그룹  
연락처, E-mail: kbkim@kari.re.kr

한국항공우주연구원에서는 1990년대 초반부터 시작하여 2003년 현재까지 지속적으로 소형항공기 개발사업을 수행해오고 있다. 그중에는 이미 개발이 완료된 8인승 쌍발 복합재료 항공

기를 비롯하여 현재 개발 중인 선미익형 소형항공기와 4인승 소형항공기가 포함되며, 모두 왕복엔진 추진시스템을 적용하고 있다. 추진방식에 있어서 쌍발 복합재료 항공기는 Tractor 형식을, 4인 승급 항공기는 Pusher 형식을 채택한 점이 다르다고 할 수 있다. 한편, 90년대 초반에 개발된 창공-91의 경우, 알루미늄 소재를 사용한 소형항공기로 역시 왕복엔진을 사용하였으며 일반적인 Tractor 형식으로 개발된 바 있다. 항공기용 왕복엔진은 기본적으로 높은 신뢰성과 안정성이 요구되며, 지속적인 유지 관리가 필요하다. 새로운 항공기를 개발할 때, 항공기의 성능을 결정하는 여러 요소 가운데 엔진이 가장 핵심적이라고 할 수 있다. 따라서 최적의 엔진을 선정하는 것과 아울러 여러 가지 시험을 통해 엔진의 성능을 정확히 검증하는 일이 무엇보다 중요하다. 항공기 개발단계에서 엔진 시험은 크게 지상시험과 비행시험으로 나눌 수 있다. 지상시험은 다시 엔진을 직접 시제기에 장착하고 하는 방법과 모의 지상시험장치(Engine Test Stand)를 이용하는 방법으로 구분된다. 엔진시험장치를 이용할 경우, 실제 항공기와 유사한 조건에서 추진기관의 정확한 성능을 검증할 수 있음은 물론 여러 가지 보기시스템의 적용 및 다양한 운용시험이 가능하다. 또한 항공기의 추진계통 설계 결과를 반영하여 시제기 제작을 위한 사전 검증이 가능하고, 관련 시스템에 대한 인터페이스 점검을 통해서 오류발생 요인들을 미리 제거할 수 있다.

엔진시험장치는 항공기의 추진시스템 형식이 Tractor 방식인지 Pusher 방식인지에 따라서 설계가 달라진다. 두 가지 방식의 가장 큰 차이는, 프로펠러의 후류 방향이 반대이고 엔진의 냉각 방식이 상이하다는 점이다. Tractor 방식의 경우 프로펠러 후류가 엔진 쪽으로 향하기 때문에 자연 냉각이 되는 반면, Pusher 방식은 프로펠러 후류가 엔진과 반대방향으로 향하기 때문에 지상에서 장시간 구동할 경우 강제 냉각이 필요하다. 항공기용 왕복엔진은 대부분 공랭식이기 때문에 냉각 특성이 무엇보다 중요하며, 항공기를

설계할 때 모든 비행조건에 걸쳐서 엔진이 적절한 온도범위를 유지할 수 있도록 해야 한다. 창공-91 개발에 적용된 엔진시험장치는 Tractor 형식의 비교적 간단한 구조로 제작되었으며, 여기서는 기본적인 엔진 런업시험만 수행되었다. 현재 한국항공우주연구원에서 개발되고 있는 소형항공기는 Pusher 방식의 250 마력급 왕복엔진 추진시스템을 사용하고 있으며, Fig. 1은 그 일례로 개발이 완료된 반디호의 엔진 배치 형태를 보여주고 있다.

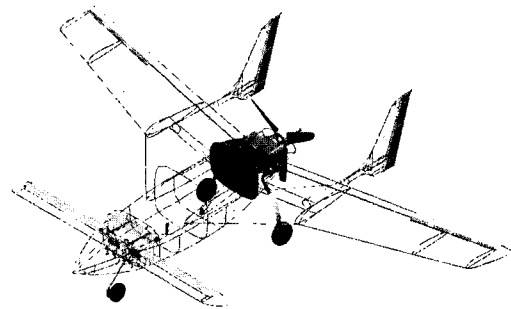


Fig. 1 반디호 엔진 배치(Pusher 방식)

본 연구에서는 당 연구원의 Pusher형 소형항공기 추진기관에 대한 지상 성능시험을 수행하기 위해서, 동급 엔진에 적합한 방식으로 엔진의 정적 성능을 시험할 수 있는 시험장치를 설계 제작하였고, 구동 시스템의 구성 및 데이터 획득과 분석방법을 연구하였다. 또한 본 시험장치를 이용하여 다양한 시험조건에서 성능시험을 수행하고 시험 결과를 분석하여 왕복엔진 추진시스템의 장착 성능을 도출하였다. 향후, 더욱 다양한 시험과 분석을 통해서 엔진의 실제적인 성능을 깊이 있게 이해함과 아울러 본 시험장치의 효용성을 제고하게 될 것이다.

## 2. 시험장치

### 2.1 추진기관 제원

본 시험에 적용된 엔진은 정격 250 마력 급의

Lycoming IO-540 왕복엔진이며, 수평대향형의 6기통, 공랭식 모델이다. 프로펠러는 독일 MT-Propeller 사의 MTV-9-B 유압식 모델이며, 3-블레이드, 직경 70 inch의 가변-피치 방식이다.

2.2 시험장치 구성

시험장치는 앞서 언급한 Pusher형 4인승 소형항공기의 추진계통 요구 성능을 구현하고 분석할 수 있도록 시스템을 구성하고 시험 규격을 설정하였다. 시험장치의 주요 부분은 엔진을 장착하기 위한 지지대와 베이스 구조물, 측정/지시 장치, 엔진계기 및 출력제어장치, 연료탱크 및 공급장치로 구성되며 그 외 배터리, 냉각 송풍기 등의 보조장치가 포함되었다. 본 시험장치는 엔진의 기본적인 작동상태 감시 능력과 더불어 엔진 토크 및 프로펠러 정지추력을 측정할 수 있다. 토크는 엔진구동축과 프로펠러 사이에 장착된 회전식 토크미터(Torquemeter)를 통해서 측정되며, 정지추력은 엔진 지지대 후방에 위치한 2개의 로드셀(Load Cell)을 사용해 측정된다. Table 1에는 본 시험장치에서 수행 가능한 시험 규격을 제시하였고, Fig. 2에는 엔진시험장치의 전체적인 구성도를 나타냈다.

Table 1. 측정항목 및 범위

측정항목	단위	측정범위
Thrust	lb	0 ~ 2,200
Torque	kg-m	0 ~ 100
RPM	rev/min	0 ~ 3000
C.H.T	F	0 ~ 500
Manifold Pressure	in.HG	0 ~ 30
Oil Temperature	F	0 ~ 250
Oil Pressure	psi	0 ~ 125
Fuel Flow	gph	0 ~ 20
Fuel Pressure	psi	0 ~ 50
Back Pressure	psi	0 ~ 5

한편, 엔진 작동에 따른 실린더 배기관외의 배압(Back Pressure)을 측정하기 위해서 별도로 30 psi 용량의 Pressure Transducer와 Scanning Valve,

Modulator/Demodulator로 구성된 측정 장치를 구성하였다. 시험장치에 있는 엔진 계기와 센서로부터 발생하는 모든 신호는 아날로그 전압 출력으로 바뀌어서 DAQPad-6020E와 Labview로 구성된 데이터 획득 장치에 실시간으로 저장되며, 이는 다시 실제 변수에 상응하는 값으로 변환되어 분석된다.

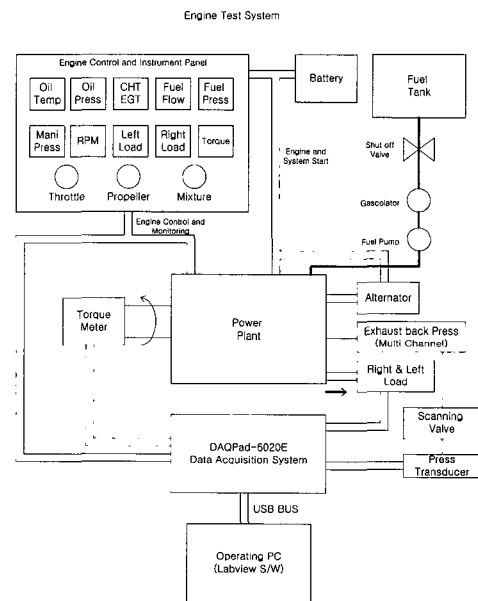


Fig. 2 시험장치 구성도

2.3 시험장치 설계 및 제작

시험장치에서 엔진을 비롯한 추진시스템과 연료계통, 계기시스템은 당 연구원 소형항공기 시스템을 동일하게 적용하였다. Fig. 3은 설계된 시험장치를 3차원 모델링으로 나타낸 것이다.

시험장치의 전체 크기는 가로, 세로, 높이가 각각 146 inch × 70 inch × 70 inch 이고, 바닥에는 바퀴를 설치하여 이동이 가능하도록 하였다. 또한 Pusher 형식의 장점을 반영하여 시험자가 프로펠러의 후류 영향을 받지 않고 안정적으로 작동시험을 수행할 수 있는 구조로 하였다. 기본 구조물은 가로, 세로 각 5 inch의 사각 빔을 사용하여 기본 뼈대를 구성하였다.

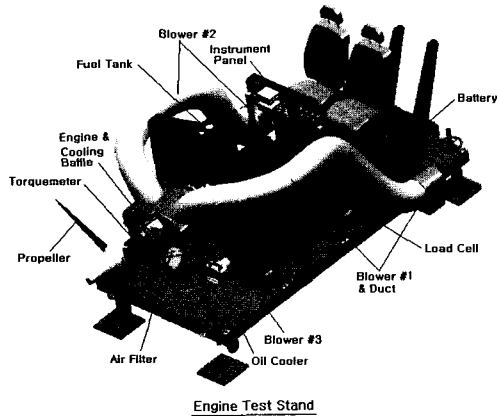


Fig. 3 시험장치 3차원 설계 모델

엔진은 방화벽(Firewall)에 장착되고 이는 다시 지지대에 고정된다. 토크미터는 엔진 구동축과 프로펠러 플랜지 규격에 맞추어 특별히 설계되었다. 추력 측정용 로드셀은 엔진 지지대 후방 하단에 위치하며 특수 축베어링과 전용 축으로 구성된 전달장치를 설계하였다. Fig. 4는 시험장치에 토크미터와 로드셀이 설치된 장면이다.



(a) 토크미터 장착 (b) 로드셀 장착

Fig. 4 토크미터 및 로드셀 장착

연료장치는 방화벽 뒤에 배치되었으며 15 갤런 용량의 스테인리스 판으로 특수 제작된 연료탱크가 설치되었다. 연료탱크 후방에 계기판이 위치하며 여러 형식의 엔진계기와 출력제어장치 그리고 토크 및 추력 지시기가 배치되었다. 시험장치의 후방에는 배터리와 엔진냉각을 위한 송풍기가 배치되었으며, 그 외 로드셀 보정장치 및 진동 최소화를 위한 바닥 고정장치가 설계 제작되었다. Fig. 5는 시험장치와 엔진이 최종 조립된 상태를 보여준다.

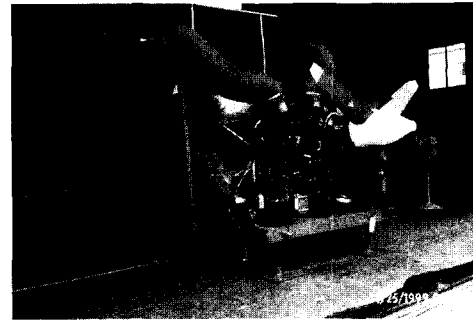


Fig. 5 시험장치 및 엔진 최종조립

### 2.4 로드셀 Calibration

프로펠러의 정지추력을 계측하기 위해서 설치된 로드셀의 Calibration을 수행하였다. 로드셀을 엔진시험장치에 장착한 다음 실제 추력이 작용하는 조건을 모사하여 최대 500 kg의 하중을 가하고 시험하중과 로드셀의 지시 값을 비교하였다. Calibration을 위해서 별도의 전용 치구를 설계 제작하였고, 시험은 두 번에 걸쳐 수행되었다. 먼저 시험장치에 엔진이 장착되지 않은 상태에서 시험하고, 다음으로 엔진이 설치된 상태에서 시험하였다. 측정 결과, 로드셀의 오차는 평균 1.3 ~ 1.6 % 범위내로 양호하였으며, 엔진이 설치되기 전과 설치된 후에 의미 있는 변화는 감지되지 않았다.

## 3. 성능 시험

### 3.1 데이터 분석

일반적으로 항공기용 왕복엔진을 시험할 때, 대기온도와 압력 그리고 엔진의 회전속도(RPM)와 흡기압력(Manifold Pressure)을 알면 엔진성능도표로부터 엔진의 제동마력(BHP)을 구할 수 있다. 한편, 어느 특정엔진에 대해 특정조건에서 제동마력을 정확히 알려면 구동축의 토크를 측정하여 구할 수 있다. 이렇게 측정된 제동마력과 성능도표를 비교해보면 엔진의 성능을 검증할 수 있으며, 이를 토대로 비행성능을 더욱 정확히 예측할 수 있게 된다.

여기서는 엔진시험장치에서 얻어진 데이터를

이용해 추진기관의 정적 성능을 분석하는 과정을 기술하였다. 먼저 엔진계기로부터 회전속도(N:RPM)와 흡기압력(in.HG)을 읽은 다음 엔진의 성능도표에서 제동마력을 구한다. 그리고 대기 온도(T:°F)를 측정해서, 표준온도(T<sub>s</sub>)와의 차이에 대해 다음과 같이 보정한다.

$$BHP_{cal} = BHP \times \sqrt{\frac{460 + T_s}{460 + T}} \quad (1)$$

다음으로, 실제 엔진의 장착에 따른 손실을 보정하기 위해 다음 식을 사용한다.

$$BHP_{avail} = \eta_{inl/ic} BHP_{cal} - P_{extr} \quad (2)$$

여기서,  $\eta_{inl/ic}$  = 전압력회수율,  $P_{extr}$  = Power Extraction(hp) 이다. 한편, 토크미터는 Strain Gage를 이용해 회전축의 비틀림을 측정하는 방식이며, 여기서 나온 토크(T: lb-ft)값을 이용해 엔진의 실제 제동마력을 다음과 같이 구한다.

$$BHP_{actual} = \frac{T \times N}{5252} \quad (3)$$

앞의 두 가지 데이터를 비교 분석하면 엔진의 성능을 검증할 수 있다.

다음에, 주어진 프로펠러 성능도표를 이용하여 프로펠러의 정적 성능을 산출한다. 먼저 Power Coefficient(C<sub>p</sub>)를 다음과 같이 계산한다.

$$C_p = \frac{550 BHP}{\rho n^3 D^5} \quad (4)$$

여기서,  $\rho$  = 공기밀도 (slugs/ft<sup>3</sup>),  $n$  = 회전속도 (rev/s),  $D$  = 프로펠러 직경 (ft)이다. 성능도표에서 C<sub>p</sub> 값에 해당하는 C<sub>T</sub>/C<sub>p</sub> 값을 읽고 다음과 같이 프로펠러의 정지추력(T: lb)을 계산한다.

$$T = \frac{C_T}{C_p} \frac{550 BHP}{n D} \quad (5)$$

여기서 엔진마력(BHP)은 앞서 계산한 장착손실을 고려한 값을 입력한다. 한편, 로드셀을 통해서 실시간으로 지시되는 프로펠러의 정지추력을 읽을 수 있으며 계산 값과의 비교를 통해서

프로펠러 성능을 분석한다. Fig. 6은 Labview에 의해 구현된 성능시험장치 화면이며, 이를 통해 실시간으로 엔진의 작동 상태를 감시하고 데이터를 저장한다.

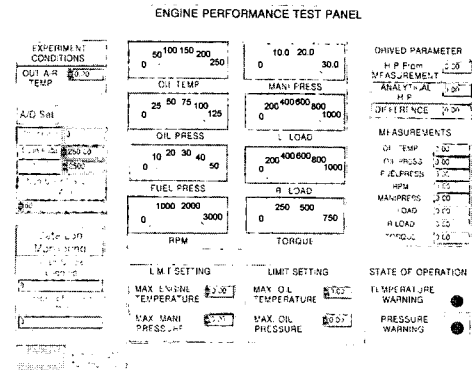


Fig. 6 Labview 구현 성능시험장치 화면

### 3.2 시험 방법

개발된 시험장치를 이용해서 총 3단계에 걸쳐 엔진 성능시험을 수행하였다. 먼저 기본적인 작동시험을 통해서 시험장치의 기능을 점검하고 변수 입력에 필요한 계기를 보정하였다. 지상에서의 성능시험은 비행시험과는 달리 전진속도가 반영되지 않은 정적 성능시험이므로 대기온도와 압력을 토대로 출력이 결정된다. 따라서 예비시험을 통해서 도출된 엔진의 실제 성능과 제작사에서 제공한 성능도표와의 비교를 통해서 성능을 예측하는 과정이 중요하며, 이 과정에서 엔진의 작동 상태에 따른 여러 출력 변수들이 보정되어진다. 본격적인 성능시험은 정상상태의 엔진 성능을 기초로 흡/배기 조건 변화에 초점을 맞추어 진행되었으며, 성능이 변화되는 양상을 관찰하기 위해서 회전속도, 연료유량, 흡기압력, 배압, 토크, 추력과 같은 엔진의 제반 성능 변수들을 측정 분석하였다.

#### 3.2.1 1단계 시험

1단계 시험에서는 추진기관이 실제 항공기에 장착되는 조건을 모사하여 기본적인 성능시험과 더불어 공기여과기(Air Filter)와 소음기(Muffler)

의 장착이 엔진 성능에 미치는 효과를 측정하고 분석하였다. Table 2에서와 같이, 3가지 시험 조건에 따라서 엔진의 회전속도를 변화시켜가며 저속에서 고속영역까지 흡기압력 및 엔진 토크와 프로펠러의 정지추력을 측정하였다. 엔진의 회전속도는 100 RPM 간격으로 변화시켜가면서 각 단계별로 출력 변수를 획득하였으며, 기본적으로 각 시험 조건별로 2회 반복 측정하여 비교 분석하였다. Fig. 7은 야외에서 엔진성능시험을 수행하는 장면이다.

Table 2. 1단계 시험조건

시험장소 표고	64 ft (Sea-level 기준)
혼합비	Full-rich
프로펠러 피치	Full-forward
Case I	without Air Filter & Muffler
Case II	with Air Filter
Case III	with Air Filter & Muffler



Fig. 7 엔진 성능시험 장면

### 3.2.2 2단계 시험

2단계 시험에서는 흡기조건을 고정시킨 상태에서 배기관의 길이와 직경 변화에 따른 영향을 조사하였다. Table 3은 시험조건을 나타낸다. 여기서 배기관 끝단(End Pipe)의 형상은 두 가지 직경의 배관을 사용하여 서로 다른 직경과 길이의 비로 조합되었다. Table 3에서,  $\Phi$ 는 원래 배기관 직경 대비 감소율을, L/D는 직경에 대한 길이 비율을 나타낸다.

Table 3. 2단계 시험조건

Case 1	with Basic Exhaust Pipe
Case 2	with Muffler
Case 3	with End Pipe( $\Phi=-6.25\%$ , L/D=1.0)
Case 4	with End Pipe( $\Phi=-6.25\%$ , L/D=4.0)
Case 5	with End Pipe( $\Phi=-20.8\%$ , L/D=1.0)
Case 6	with End Pipe( $\Phi=-20.8\%$ , L/D=4.0)

### 3.2.3 3단계 시험

3단계 시험에서는 흡기관과 배기관에 제어밸브를 장착하여 각각의 유로 면적을 변화시킬 때 나타나는 엔진 성능의 변화를 정성적으로 조사 분석하였다. 엔진의 흡기 및 배기 유로 면적을 조절하기 위해서 흡기관(1)과 배기관(2)에 각각 제어밸브를 설치하였으며 작동개념을 Fig. 8에 나타냈다.

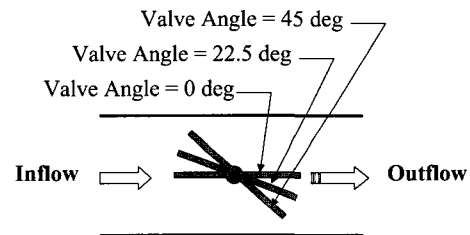


Fig. 8 흡기 및 배기 제어밸브

시험조건은 Table 4와 같이 설정하였다.

Table 4. 3단계 시험조건

Case 1	BCV = 0 deg, ECV = 0 deg
Case 2	BCV = 0 deg, ECV = 22.5 deg
Case 3	BCV = 0 deg, ECV = 45 deg
Case 4	BCV = 22.5 deg, ECV = 0 deg
Case 5	BCV = 22.5 deg, ECV = 22.5 deg
Case 6	BCV = 22.5 deg, ECV = 45 deg
Case 7	BCV = 45 deg, ECV = 0 deg
Case 8	BCV = 45 deg, ECV = 22.5 deg
Case 9	BCV = 45 deg, ECV = 45 deg

\* BCV : Breath Control Valve

\* ECV : Exhaust Control Valve

### 4. 시험 결과

#### 4.1 1단계 시험 결과

3가지 기본적인 시험조건에 대해서 엔진의 흡기압력과 토크, 그리고 프로펠러의 정지추력과 실린더의 배압을 측정하였다. Table 5에는 각 단계별로 대표적인 엔진회전속도와 오일 온도, 흡기압력과 정지추력 데이터를 제시하였다.

Table 5. 1단계 시험 데이터

	RPM	Oil/T(F)	MAP(inHG)	Thrust(lb)
Case I	2405	182.6	28.8	919.6
Case II	2343	178.0	27.0	882.6
Case III	2367	209.1	28.4	925.6

Fig. 9는 프로펠러의 정지추력 분포를 나타낸 것이다. 엔진의 토크와 프로펠러의 정지추력은 이론적으로 예측한 최대 값과 비교하여 오차 범위 내로 근접한 결과를 보여주었으며, 엔진의 각 실린더 배기관에서의 배압 측정값도 운용한계를 만족시켰다.

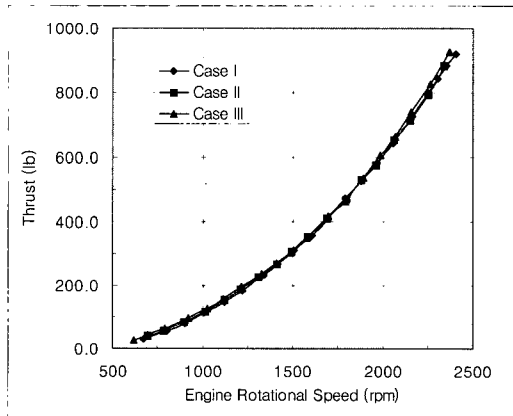


Fig. 9 프로펠러 정지추력 분포

#### 4.2 2단계 시험 결과

배기조건 변화에 따른 엔진의 배압 특성을 조사하였다. 배압은 6개 실린더 배기관마다 조금씩 차이가 발생하였으며, 여기서는 1번 실린더에 대한 측정 결과를 Fig. 10에 나타냈다. 대체로

기본 배기관과 비교해 볼때, 머플러가 장착되었을때와 배기관 끝단의 직경이 작고 길이가 길수록 배압이 더욱 증가하는 경향을 보여주었다. 특히, Case 1을 제외한 Case 2부터 Case 6까지는 대체로 2200 rpm 정도까지 배압이 일정하게 유지되다가 엔진이 최대회전속도에 접근하면 배압이 급격히 증가하는 현상이 발생하였다. 이러한 배압의 변화 특성은 특히 2000 rpm 이상의 고속 영역에서 프로펠러 정지추력에 미약한 변화를 야기하는 요소로 작용했다.

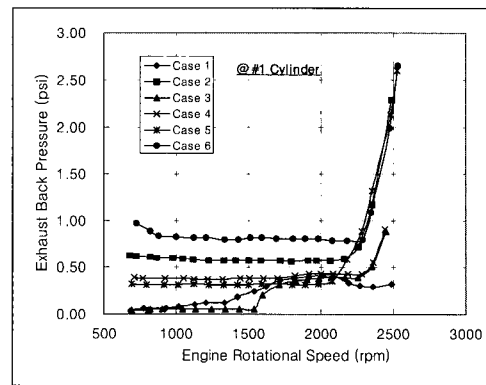


Fig. 10 배압 분포(@ #1 실린더)

#### 4.3 3단계 시험 결과

3단계에서는 엔진의 흡기 및 배기조건을 다양하게 변화시키면서 성능 변화 양상을 관찰하였다. 시험조건에 따른 엔진의 대표적인 흡기압력 변화를 Fig. 11과 Fig. 12에 나타냈다. 흡기압력의 변화는 두가지 측면에서 살펴볼 수 있다. 먼저 Fig. 11은 흡기관을 정상 상태(밸브각도 0도)로 유지하면서 배기관의 유로 면적을 줄여나갈 때의 흡기압력 분포를 나타낸 것으로, 상대적으로 흡기압력이 미소하게 증가하는 경향을 알 수 있었다. Fig. 12는 흡기관의 제어밸브를 45도로 조작하여 유로 면적을 줄인 상태에서(비정상 상태) 배기관의 유로 면적 축소에 따른 흡기압력 분포를 나타냈으며, 상대적으로 흡기압력이 미소하게 감소하는 경향을 보여주었다. 배기관을 기준으로 한 시험에서도 앞에 제시한 결과와 비슷한 경향을 나타냈다. 그 외 엔진의 토크와 프로

펠러 정지추력도 흡기압력의 변화 양상과 유사한 경향을 나타냈으며, 전반적으로 흡기관 및 배기관의 기하학적 형상이 출력에 영향을 미치고 있음을 확인하였다.

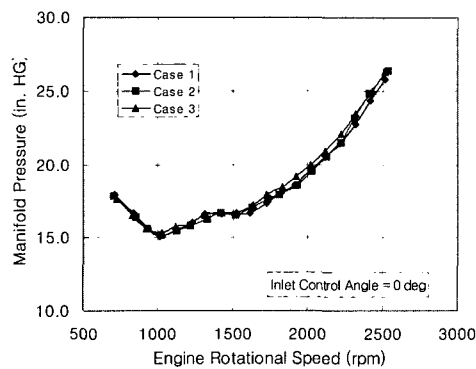


Fig. 11 흡기압력 분포(흡기-정상 상태)

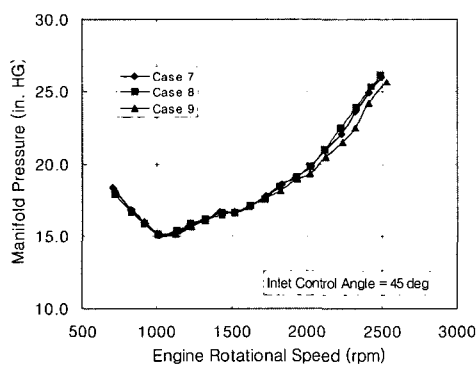


Fig. 12 흡기압력 분포(흡기-비정상 상태)

## 5. 결론

Pusher형 소형항공기 추진기관의 정적 성능시험을 위한 지상 시험장치를 개발하였다. 본 시험장치는 한국항공우주연구원에서 수행중인 소형항공기 개발과 관련하여 기본적으로 250 마력급 왕복엔진을 대상으로 하며, 정상 작동시험과

더불어 엔진 토크와 프로펠러 정지추력을 실시간으로 측정할 수 있었다. 본 시험장치를 이용하여 다양한 조건에서 엔진 성능시험을 수행하였으며, 이를 통해 시험장치의 기능과 안정성을 검증하였고 아울러 흡/배기 조건 변화에 따른 엔진의 장착 성능을 분석하였다. 본 연구를 통해서 Pusher 방식의 소형항공기 추진시스템을 안정적으로 시험할 수 있는 기반을 구축하였으며, 향후 지속적인 시험을 통해서 광범위한 데이터베이스를 구축할 수 있을 것으로 기대된다.

## 참고 문헌

1. Roskam, J., *Airplane Design : Part I-VII*, Roskam Aviation, Kansas, 1985
2. 대한항공기술연구소, *다목적 소형항공기 개발(I)-(IV)*, 1988-1991
3. 한국항공우주연구원, *쌍발 복합재료 항공기 개발(I)*, 1994
4. Lycoming, *Lycoming Aircraft Engine Installation Manual*, 1963
5. Lycoming Specification, *"IO-540-C4B5"*, 1990
6. MT-Propeller, *MTV-9-B/LD178-102, "Performance Diagram & Data"*
7. 김근배, 강충신, 안석민, "항공기 추진기관 정적 성능 시험장치 개발", 한국항공우주학회, 추계학술발표회 논문집, 2000.11
8. 김근배, 강충신, 김근택, 최선우, "소형항공기 추진기관 정적 성능시험", 한국항공우주학회, 춘계학술발표회 논문집, 2001.4
9. 김근배, 이종원, 강충신, 김근택, "IO-540 왕복엔진의 성능에 관한 배압 영향", 한국추진공학회, 제 17회 학술발표회 논문초록집, 2001. 11
10. 김근배, 김근택, 최선우, "소형항공기용 왕복엔진의 성능에 관한 흡/배기 영향", 한국추진공학회, 제 19회 학술발표회 논문초록집, 2002. 10