대한기계학회 2001년도 추계학술대회논문집 B pp. 788~793 KSME 01F276

초소형 가스터빈 엔진 성능시험

신영기* · 김종문*

Performance test of a micro-turbine jet engine

Younggy Shin, Jong Moon Kim

Key Words: UAV (무인기), Gas turbine (가스터빈), Jet engine (제트 엔진), Radial compressor (원심 압축기), Axial turbine (축류 터빈), Control (제어)

Abstract

Test experience with a micro-turbine jet engine is introduced. The engine provides us with valuable opportunities to experience know-hows essential for engine development. It consists of a single radial compressor and a single stage turbine. Engine starting procedure has been established after many trials and errors. Static and dynamic engine performance tests were conducted. Static performance was found to be inferior to that advertised by the manufacturer. Further improvement is needed. Dynamic performance revealed that engine thrust overshoots unfavorably for the purpose of UAV control.

기호설명

A	압축기 출구 유로 단면적
h	엔탈피
c_m	압축기 날개 끝에서 빠져나가는 공기의 반경방향 속도
T	온도
u_2	압축기 선단의 원주방향 속도
φ	공급계수 (supply value) 또는 체적유량 계수 (volume flow value)
ρ	공기 밀도
$\eta_{turbine}$	터빈 효율
π	압축기 입출구 압력비
Ψ	압력계수 (pressure value)
Y	공기 단위 질량당 압축기 구동 일

1. 서 론

가스터빈 엔진은 주로 항공기나 발전소에서 사용되는 용도가 대부분이고 출력이나 규모 면에서 볼 때 대학 실험실에서 완성된 시스템을 운용해 보기는 거의 불가능하다. 그러나, 가스터빈은 많은 시험을 통한 경험적 개발이 중시되는 복잡한 시스템인 관계로 유능한 가스터빈 엔지니어 양성을 위해서도 학생들이 직접 가스터빈을 설계, 제작 및 시험해 볼 수 있는 기회가 필요하다. 따라서, 소형이면서 저가인 가스터빈이 요구된다.

본 연구에서는 학교 차원에서의 시험 개발환경을 마련하고자 최근 모델 제트기 애호가들 사이에서 가장 인기 있는 제트엔진 기종인 KJ-66 모델을 대상으로 수행한 엔진 성능시험 과정을 소개하고자 한다. 해당 엔진은 실제의 전투기들을 실척으로 축소한 모델기들의 동력원으로 최고 시속 300 km/h까지의 추진이 가능한 동력원으로서 1단의 원심 압축기와 1단의 축류 터빈으로 구성된 구조이며 엔진 개발 시 발생할 수 있는 대부분의 문제를 실제로 경험해 볼 수 있는 좋은 교육용 엔진이 될 수 있다. 이 엔진에 대한 개발경

* 세종대학교 기계공학과

험을 살려 추력(thrust)이 증강된 엔진 개발이 가능하다.

초소형 제트엔진은 무선통신 및 전자제어의 비약적 발전과 아울러 학교차원에서도 무인기의 연구개발이 가능한 환경을 조성하게 되었다. 무인기 시장은 성장 잠재력이 크며 한국의 항공 기술 첨단화를 위한 기반을 조성할 수 있다. 현재의 무인기는 주로 군사적 목적으로 사용되며 형태도 다양하지만[1] 향후에는 산불 감시, 통신 중계 등의 민수용 무인기가 나타나게 될 것이다[2]. 미국 Locheed-Martin 등은 무인 전투기 (UCAV; unmanned combat aerial vehicle) 개발에 많은 투자를 하고 있다.

국내에서도 이러한 변화에 대응한 기술 개발 및 인력 양성이 필요하다. 특히 고속을 요하는 cruise missile, UCAV나 고속 target drone 등은 동력원으로서 제트엔진이 요구되나, 국내 여건상 항공기술 엔지니어가 제트 엔진을 직접 개발하거나 접할 기회가 부족한 관계로 인력양성이 어렵고, 엔진기술 경험이 축적되지 못하는 악순환의 고리를 벗어날 수 없다. 따라서, 본 연구에서는 소형 저가 엔진을 이용한 성능시험 개발 경험과정을 소개하고자 한다.

2. 대상 엔진과 시험장치

2.1 KJ-66 엔진 제원

Fig. 1은 실험실에서 시동 중인 엔진의 모습을 보여준다. 해당 엔진의 주요 제원은 Table 1과 같다[1]. Fig. 2는 해당 엔진의 내부 구성을 보여준다. 압축기는 1단 원심이고 터빈은 1단 축류로

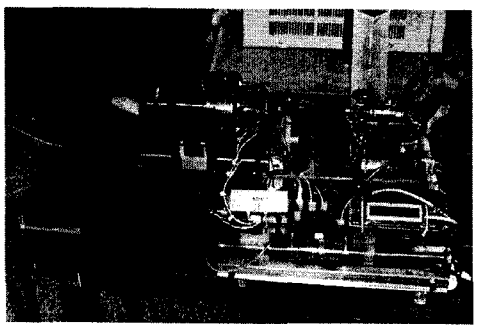


Fig. 1 Engine starting

Table 1 Specifications of KJ-66 model

외경 (mm)	길이 (mm)	무게 (g)	추력 *(N)	압력비*	속도* (rpm)
108	230	1,150	92.3	1.56	128,000
공기량* (kg/s)	가스 온도* (℃)	연료 소모율* (g/N/h)	idle speed (rpm)	idle thrust (N)	연료
0.22	590	0.154	36,000	5	Jet oil, 등유

* at full throttle

구성된다. 연소실은 연료튜브가 압축기 측에서 터빈부까지 연결된 후 그 곳에서 6개의 가는 관으로 분기되어 연소가스와 열교환을 통해 기화되면서 최종적으로 압축기측으로 분사된다. 기화된 연료는 공기와 혼합되어 연소된 후 하류에서 2차 냉각공기와의 혼합을 통해 부하에 따라 650-850 ℃ 근처의 온도로 냉각된 후 터빈을 통하여 팽창된다.

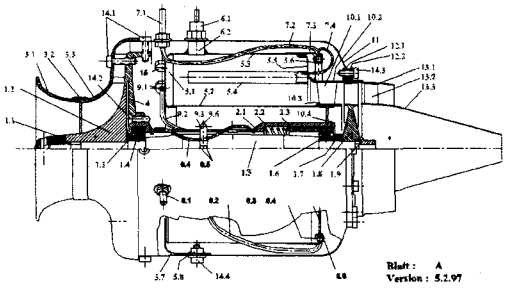


Fig. 2 Schematic view of KJ-66

2.2 엔진 성능 시험장치

엔진 제어용 ECU는 엔진 제조사에서 판매되는 FADEC version 2.005를 사용하였다. 해당ECU는 Microchips 사의 PIC16C73을 기반으로 throttle 개도에 비례한 연소실 압력을 구현할 수 있도록 fuzzy 제어 알고리즘을 적용하여 연료 펌프의 PWM duty를 조절한다. throttle 입력은 표준화된 R/C servo 신호 형태로 입력되므로 실험실에서의 운전을 위하여 throttle 개도에 비례한 R/C servo 신호가 공급되도록 simulator 회로를 제작

하였다. 추력의 실시간 측정을 위하여 CAS사의 BCL-15L 모델 스트레인 게이지와 자작 앰프를 적용하였으며 FADEC ECU 및 스트레인 게이지로부터의 데이터는 0.3초 간격으로 시리얼 통신을 통하여 PC로 입력되도록 하였다. 데이터 취득을 위하여 NI사의 Labview 프로그램으로 작성하였다. Fig. 3은 성능 시험 장치에서의 연료 공급계통 및 ECU 배선 구성을 보여준다.

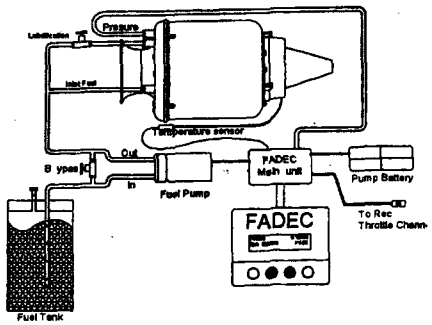


Fig. 3 Fuel system and wiring of ECU

3. 이론적 배경

3.1 초소형 제트엔진 설계

Schreckling[3]은 1990년에 일반 모델 항공기 애호가가 주변에서 구할 수 있는 범용 기계나 재료를 이용하여 제작할 수 있는 모델 제트기용 제트 엔진을 처음으로 성공적으로 제작하였다. Kamp[4]는 1993년 자동차 터보차저의 압축기를 활용하여 보다 성능이 향상된 모델제트 엔진을 개발하였다. 그 이후 이들의 설계 개념을 상용화한 초소형 제트 엔진회사들이 많이 설립되었다.

3.2 압축기 성능계산

Fig. 3는 설계에 적용된 retro-curved blade 타입의 형태와 속도 삼각형을 나타낸다. 압축기 성능 평가를 위하여 다음의 두 무차원수를 사용하였다.

압력계수 (pressure value) Ψ는 단위 질량당 압축기가 공기에 가한 일 (또는 엔탈피 증가분) Y와 압축기 날개 끝에서의 원주방향 속도 u_2와 관련되며 엔진속도에 관계없이 거의 일정하다.

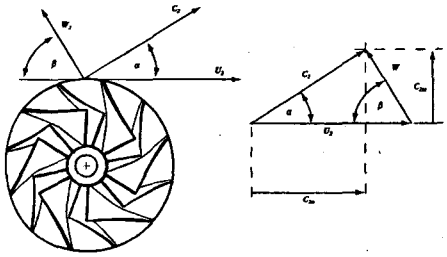


Fig. 4 Radial compressor and velocity vectors

$$\Psi = \frac{2Y}{u_2^2} = \frac{2 \times c_p \times T \times (\pi^{0.286} - 1)}{u_2^2} \quad (1)$$

대상 엔진의 경우 Ψ는 0.98 근처였다.

공급계수 (supply value) 또는 체적유량 계수 (volume flow value) φ의 정의는 다음과 같다.

$$\varphi = \frac{c_{2m}}{u_2} \quad (2)$$

일부 전문 서적에서는 압축기 입구 또는 출구에서의 체적 유량에 관하여 정의된다. 그 이유는 압축기 날개 끝에서의 c_{2m}이 원주방향으로 일정하지 않기 때문이다. 그러나, 계산의 편의상 평균 c_{2m}을 이용할 수 있다. 이 경우 질량유량 $\dot{m}$은

$$\dot{m} = A \times c_m \times \rho = A \times \varphi \times u_2 \times \rho \quad (3)$$

이 된다. 적용할 retro-curved blade 타입의 경우 공급계수 φ는 약 0.3으로 거의 일정함이 알려져 있다[4].

3.3 터빈 stage 설계

터빈 로터부분은 고온 조건에서 고속으로 회전하므로 원심력에 의한 고온 creep 문제가 재료 선정의 관건이 된다. 표 1은 터빈 재료로 사용될 수 있는 Ni-Cr계 내열합금강의 종류와 온도에 따른 항복강도를 나타내고 있다. $\sigma_{B\,1000}$은 이 응력과 해당온도에서 1,000시간 후에 재료의 항복이 발생함을 의미한다.

연소기 내의 배기가스는 터빈 고정자 (NGV; nozzle guide vane)를 거쳐 터빈 회전자 (turbine wheel)에서 팽창한 후 대기 중으로 방출되므로 먼저 NGV 입구에서의 배기가스 온도를 알 필요가 있다. 이 온도는 연소실 내 2차 공기에 의해 냉각된 결과이다. 경험적으로 설계된 모델 제트

Table 1 대표적 터빈 재료의 경시 항복응력 (N/mm^2)

재료 성분	상품명	경시 강도	600℃	700℃	800℃	900℃
NICr 15 Fe	Inconel600	$\sigma_{B\,1,000}$		80	40	21
NiCo 20 Cr 15 MoAl	Nimonic105	$\sigma_{B\,1,000}$	853	490	245	93
NiCr 20 Co 18 Ti	Nimonic90	$\sigma_{B\,1,000}$		373	117	39
CoCr 20 W15 Ni	L605,HN25	$\sigma_{B\,1,000}$		216	118	59
X8 Cr16 Ni16	Bohler T255	$\sigma_{B\,1,000}$	290	140	55	
X15 Cr25 Ni20	Ferrotherm 4148	$\sigma_{B\,10,000}$	130	44	20	
X12 Cr 18 Ni 8	SUS304	$\sigma_{B\,100,000}$	100	40		

엔진의 연소실 형상은 대체로 유사하며 Kamps[4]의 경험에 따르면 아이들 시 650℃, 최대 부하시 약 850℃이다. 반동도 (reaction level) 0.5, 터빈 효율 70%를 가정하면 식 (1),(2)에 주어진 무차원수 값에 대하여 터빈 stage 팽창에 의한 배기가스 온도 강하에 관한 관계식은 다음과 같다.

$$\Delta T = \frac{\Delta h_{stage}}{\eta_{turbine} C_p} \qquad (4)$$

3.2 연소실 구조 및 사용연료

약 1/500초 이내에 연료의 혼합, 기화, 연소 및 2차 공기에 의한 냉각과정이 균일하게 완료되어야 한다. 연료로서 저렴하게 구할 수 있는 난방용 등유를 사용하였다. 연료 기화점이 높은 관계로 충분한 열전달 면적의 확보가 설계의 관건이므로 Fig. 2에서 보는 바와 같이 액체 배관이 연소실 내 NGV 근처에서 압축기 쪽으로 6개의 가는 관을 통하여 기화된 연료가 공급되는 형태를 취한다.

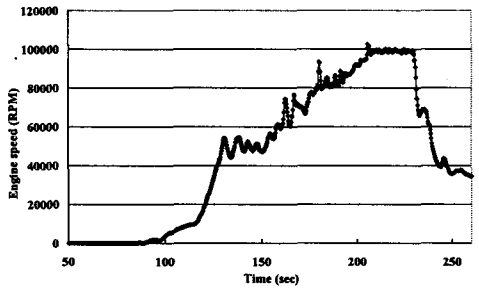
4. 성능시험 결과

4.1 엔진 시동과정

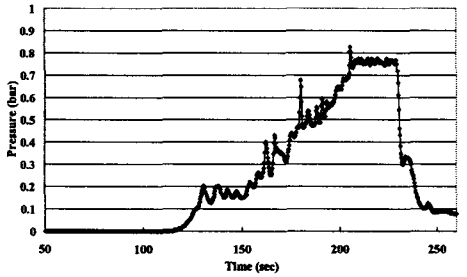
엔진 시동은 경험과 숙련도를 요한다. 액체연료로 자력 운전이 가능하려면 연소화염이 연소실 내부에 자리 잡아야 하고 연료기화에 충분할 만큼 연소실이 가열되어야 한다. 이를 위해서는 가스 연료를 사용하여야 하는데 부탄은 증기압이 낮아 시동에 필요한 충분한 연료량을 공급할 수 없으므로 증기압이 높은 프로판을 주로 사용한다. 압축기 휠 구동을 위해서는 8 기압의 압축공기를 사용하였다. 압축공기를 축방향양으로 향하게 하는 경우 연소실 내 화염이 꺼지거나 터빈 근처 또는 배기 노즐로 이동되므로 연소실 내에서 연소가 진행되게 할 수 없다. 압축공기를 압축기 휠의 접선 방향으로 두어 가능하면 회전속도 향상에만 이용되도록 한다. 적용된 ECU는 반자동 시동 보조기능을 갖추고 있어 배기가스 온도가 100℃를 넘어서면 연료펌프를 작동시키고 fuzzy logic을 이용하여 PWM duty를 서서히 증가시킨다. 엔진 속도가 10,000 rpm 근처가 되면 액체 연료가 기화되어 연소가 시작되며 이는 배기 노즐에 나타나는 노란 색 화염으로 판별할 수 있다. 이 때부터 시동용 가스 공급량을 서서히 줄이되 엔진 속도 및 연소상태를 보아가며 대응한다. 액체연료만으로 운전이 가능해지면 ECU는 idle에 해당하는 압력인 1.08 bar가 될 때까지 자동적으로 연료량을 제어한다. 일단 idle에 도달하면 엔진 시동은 완료된 것이며 throttle 변화에 대응하여 연소 압력 및 추력이 변하게 된다. Fig. 5는 시동 직후 idle에 도달할 때까지 엔진 속도, 연소 압력, 배기가스 온도 변화를 보여준다.

초소형 엔진에 대한 운전경험 부족으로 많은 시행착오를 거쳤다. 특히 시동 시 화염이 연소실 내에 형성되어야 하는데 압축공기로 압축기를 구동하는 것만 신경 쓰느라 축방향으로 압축공기를 주입한 결과 과다한 공기량과 속도 때문에 화염이 연소실 내에 정착하지 못하고 터빈부 및 배기 노즐부까지 이동되어 터빈 고정자 (NGV; nozzle guide vane)과 연소실 내 연료 분배 튜브가 고온을 견디지 못하고 소손되거나 균열이 발생하는 경우를 겪었다. 또한 장시간에 걸친 가스연료에 의한 엔진 시동 시도는 엔진 전체의 과열을 초래하여 연료 계통의 튜브들이 녹아서 끊어지는 문제점도 초래하였다.

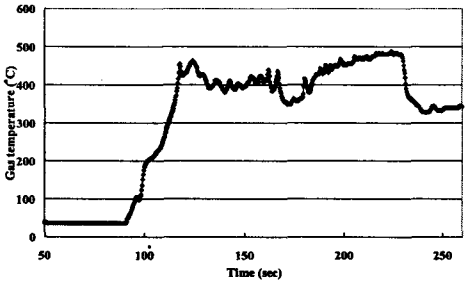
윤활유는 별도의 공급 계통이 있는 것이 아니라 2행정 왕복기관처럼 연료에 약5%의 부피 비로 2행정 기관용 윤활유를 혼합하여 공급되는 연료 중의 일부를 베어링 부에 공급하는 방식이다. 그러나, Fig. 3에서 윤활유 공급량 조절 밸브 및 연료펌프 바이패스 밸브의 종류 및 적정 개도에 대한 정보가 부재하여 많은 시행착오 과정을 거



(a)



(b)



(c)

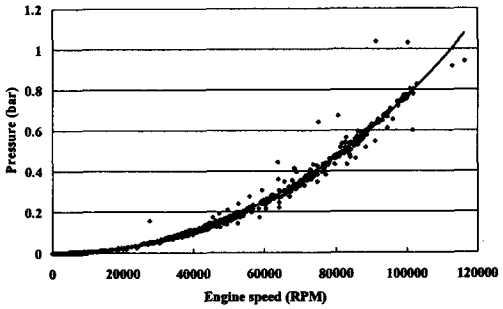
Fig. 5 Engine starting and normal operation (a) engine speed (b) chamber pressure (c) exhaust gas temperature

쳐야 하였다.

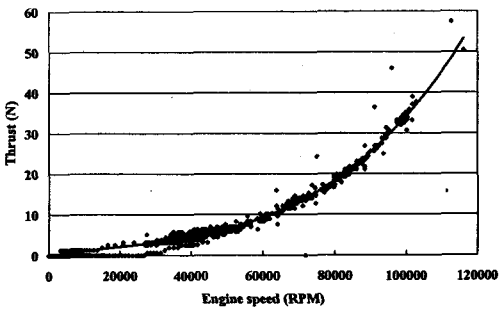
연료는 처음에 헬리콥터용 항공유를 일부 구하여 시험하였으나 공급이 원활하지 않은 관계로 LG 순백등유를 적용하였다. 그 결과 smoke의 발생량이 더 많다는 점 이외에는 추력 및 배기가스 온도 등에서 별다른 차이를 나타내지 않았다. 따라서, 이후의 운전은 모두 LG 순백등유에 5%의 2행정 기관용 윤활유를 섞은 연료를 사용하였다.

4.2 정특성 성능시험

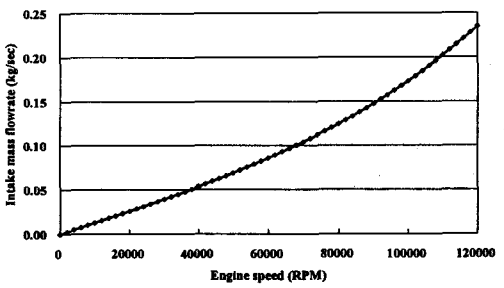
Fig. 6는 회전속도에 따른 추력, 압력의 측정결과 및 해당 데이터와 식(1),(3)을 이용하여 계산한 추정 공기유량을 나타낸다. Table 1의 제원과 비교해 보면 full load 조건인 128,000 rpm까지는 도달하지 못하였다. 연료 펌프가 full load로 작동하는 정상상태 조건에서 도달할 수 있었던 최고속도는 Fig. 5에서 보여지는 바와 같이 100,000 rpm 이었으며 그 이상의 엔진속도는 급가속 시에 과도구간에서만 도달되었다. 차이의 원인은 현재 시험 중인 엔진이 압력이 높은 full load 근



(a)



(b)



(c)

Fig. 6 Static engine performance (a) measured pressure (b) measured thrust (c) stimated mass flowrate

처에서 연소실 압력이 일부 새는 것이 관찰되었고 터빈 로터와 하우징 사이의 간극 크기도 영향을 미쳤으리라 판단된다. 반면에 Table 1의 엔진은 최상의 데이터만을 보여주는 것이며 해당 엔진 모델을 수시로 개조하고 있는 관계로 시험 대상 엔진과의 비교는 실용적 성능 비교 상 차이가 존재한다.

4.3 동특성 성능시험

Fig. 7은 스로틀 개도의 계단 입력에 대한 추력 응답의 동특성을 보여준다. 이러한 동특성 시험 결과는 무인기의 제어 시 엔진의 전달함수 파악에 사용된다. 스로틀 개도가 1.2%에서 35.2%로 변화하였을 때 엔진 추력은 약간의 시간 지연 후 순간적으로 50N까지 오버슈트하였다가 정상상태 값인 16.7N 근처로 수렴하는 것을 보여준다. 이 때, 공급된 연료량을 파악하기 위한 pump pwm duty는 스로틀 개도를 빠르게 추종하고 있다. 따라서, 스로틀 개도의 급격한 개방은 공급 연료량의 급격한 증가를 초래하여 연소실 내 발열량을 순간적으로 증가시키게 된다. 이는 압축기와 터빈이 평형 조건에서 안정화 될 때까지 추력의 급격한 상승을 초래하는 것으로 판단된다. Fig. 7에서 보는 바와 같은 큰 오버슈트는 제어 불안정성을 초래할 수도 있으므로 이를 줄이기 위한 엔진 제어 알고리즘의 개선이 요망된다.

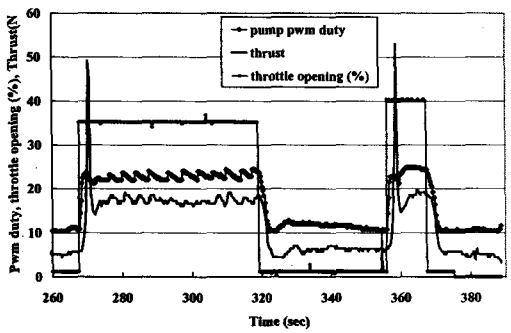


Fig. 7 Step response test of engine thrust

4. 결론

20 lb급 초소형 제트엔진의 성능 시험을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다. 국내에서 아직 운전 사례가 없는 초소형 제트 엔진의 시동과정에 대한 know-how를 확립하였으며 이 경험을 토대로 소형 제트 엔진을 자체 설계 및 제작할 수 있는 기반을 마련하였다. 정상상태 성능 및 동특성 운전 성능은 무인기용 엔진 전달함수 파악을 위한 필수적인 데이터로서 향후 실용적 전달함수 파악을 위한 실험 기반을 마련하였다.

후기

본 연구는 무인 항공기용 엔진 개발을 위한 세종대학교 교내 연구비로 진행되었다.

참고문헌

(1) 윤석준, "무인항공기 비행제어 시스템," 제어 자동화 시스템 공학회지, 제 5권 제6호, 1999
(2) 구삼옥, 장성호, 오재석, 염찬홍, "무인기용 소형 글로우 엔진의 개조에 관한 연구," 한국 항공우주학회 추계학술대회, 2000.
(3) Schreckling, K., "Gas Turbine Engines for Model Aircraft," Traplet Publications Ltd., 1994.
(4) Kamps,T., "Model Jet Engines," Traplet Publications Ltd., 1995.