

비행시험을 통한 엔진의 혼합기레버 위치 설정에 관한 연구

김 진곤*, 김 칠영**, 이 정모**, 이 정훈***

A Study on Determination for Mixture Lever's Position by Flight Test

목 차

I. 서론

II. 엔진 작동의 일반사항

III. 측정내용 및 방법

IV. 측정 결과 및 결론

* 한국항공대학교, 기계설계학과 교수

** 한국항공대학교 항공운항학과 교수

*** (주) 대한항공 한국항공기술연구원

ABSTRACT

It is very important to determine the performance and operating envelope of engine for aircraft's flight. The basic performance is provided by manufacturer, but installed engine's operating envelop is only determined by flight test. First, this study was measured cylinder head temperature(CHT), exhaust gas temperature(EGT) and oil temperature. At pre-determined altitude and power rate, these temperatures were measured by change of mixture ratio and mixture ratio condition for economic operation and max. power were found. And secondly, with the measured temperatures, possible positions of mixture lever were determined by flight test for stable flight. Chang-91 and Lycoming IO-360-A series four cylinders engine with 200 hp was used for this study.

1. 서 론

항공기 엔진 제작사에서는 엔진의 기본적인 성능과 엔진 작동에서의 기본적인 제한사항을 제시하고 있다. 이러한 제한사항 및 성능조건이 항공기의 운항중에 어떻게 나타나는가를 확인할 필요가 있다. 또한, 엔진의 보호 및 조종사의 조종에 도움을 주기 위해 이러한 제한조건이 전 비행중에 만족하는지를 확인할 필요가 있다. 그리고, 엔진의 성능상에 최대출력과 경제출력 조건을 나타내기 위한 혼합기 레버의 위치를 선정해야 한다. 또한, 정상적인 엔진의 작동을 위한 회박혼합 쪽으로의 혼합기 레버의 위치의 한계도 결정할 필요가 있다. 이를 위해서는 비행시험이 필수적으로 요구된다.

따라서, 본 연구는 몇가지 고도와 power rate를 선정하여 비행상태에서 엔진에 관련된 변수를 직접 측정하여 그 결과를 분석, 엔진의 기본적인 운용조건을 설정하는데 있어서 혼합기의 위치에 초점을 두었다. 본 연구에 측정 대상이 된 항공기는 창공-91이고(1), 이항공기에 장착된 엔진은 Textron -Lycoming사의 IO-360-A 계열의 엔진이다.

II. 엔진작동에서의 일반사항

1. 최대출력은 200마력이고, 엔진의 최대회전수는 2700rpm 이다.
2. 긴 수명시간을 위해서는 높은 출력에서 순항 작동시 실린더 헤드의 온도는 435° F 이하로 유지한다.
3. 경제 순항시 실린더 헤드의 온도는 400° F 이하로 유지한다.
4. 배기가스의 온도가 최대일 때 또는 최대점에서 연료 혼합비가 농후한 쪽으로 50° F인 점이 경제 순항점이 된다.
5. 최대순항 출력(75%출력)은 배기가스온도가 최대로 나타나는 혼합비에서, 농후한 쪽으로 혼합비를 움직여 150° F 정도의 배기가스 온도차를 나타내는 곳에 존재한다.
6. 엔진오일의 온도는 연속작동시 140° F 이하가 되어서는 안된다.
7. 정상적인 운항시의 엔진오일의 적절한 온도는 180° F이다. 그리고, 실린더에 흡입되는 엔진오일의 최고온도는 245° F 이다.
8. 실린더 헤드의 최고온도는 475° F 이다.

III. 측정내용 및 방법

3.1. 측정항목

엔진에 관련된 사항은 엔진의 출력에 관련된 항목과 기타 계기에 관련된 사항으로 나눌 수 있다. 따라서, 이들을 통합하여 다음과 같은 항목을 측정하였다.

1. 연료소모량
2. 엔진 회전수
3. 흡기관 압력(Manifold Pressure)
4. 실린더 헤드온도(Cylinder Head Temperature : CHT)
5. 배기가스온도(Exhaust Temperature : EGT)
6. 엔진오일온도
7. 고도
8. 스로틀 레버의 변위
9. 혼합기 레버의 변위
10. 프로펠러 회전수 조종 레버의 변위

3.2. 측정방법

앞서 제시한 측정변수들은 전반적으로 정밀한 방식이 요구되나 본 연구가 엔진의 작동상태에 대한 기본적인 제한사항과 기본적인 운용조건을 설정한다는 점을 감안하여, 일부를 제외하고는 계기판에 있는 계기들을 직접 읽는 방식을 채택하였다. 비행중 조정 레버를 변화시키면, 비행상태가 바뀌며, 약간의 시간지연을 갖고서 속도와 고도가 일정하게 유지되는 안정된 상태를 이룬다. 그러나, 바람, 난류 등 대기의 상태는 수시로 변하기 때문에 안정된 상태의 여부는 전적으로 조종사의 판단에 의존하였다.

3.2.1 온도측정

엔진에 부착되어 있는 thermocouple을 그대로 사용하였다. 특히 실린더 헤드의 온도를 측정하는 thermocouple은 특수하게 제작되어 이에대한 수정이 불가능하므로 그대로 사용하였다. 4개의 실린더중 뒤쪽의 2개의 실린더의 온도가 높으며, 그 중에서도 CHT가 가장높게 나타나는 실린더를 측정 대상 실린더로 선정하였고, 배기가스의 온도도 같은 실린더에서 해당되는 배기가스관의 온도를 측정하였다. 실린더헤드와 배기가스관의 thermocouple에서 나오는 선을 digital 계기 (Thermometer CT-1320)에 연결하여 측정하였다.

한편, 엔진에 장착되어 있는 오일온도센서는 저항을 측정하는 형식으로 저항값을 측정하여, 이를 온도로 환산하였다.

3.2.2 연료유량, 엔진회전수, 속도 및 고도

계기판에 있는 계기를 눈으로 읽어, 그 값을 기록하였다. 고도는 기압고도이고, 속도는 IAS이다.

3.2.3 각각의 레버 변위

스로틀 레버, 프로펠러 레버 및 혼합비 레버는 움직일 수 있는 범위를 등간격으로 6등분하였으며, 스로틀 레버는 full throttle을 1번, 혼합비 레버는 full rich 상태를 1번으로 하였으며, 프로펠러 회전수 조종레버는 최대 rpm이 나오는 위치를 1번으로 하였다.

3.2.4 출력의 선정

기본적으로 torque meter로 torque의 측정이 요구되나, 본 연구에서는 엔진 manual에 제시된 출력, 고도, 흡기관 압력 및 회전수에 따른 상관 관계를 나타낸 graph(3)를 data base화하여 만든 컴퓨터 프로그램을 이용하였다.(2)

3.2.5 측정절차

본 연구에서는 고도와 power rate를 입력조건으로 주고, 비행시험을 수행하였다.

고도는 3000ft, 4000ft, 5000ft로 각각 정하였으며, power rate는 55%, 65%, 75%로 선정하였다. 고도와 power rate가 결정되면, 흡기관 압력과 프로펠러 회전수가 결정된다. 이에 따라 스로틀 레버와 프로펠러 회전수 조정 레버의 위치를 고정시키고, 혼합비 레버의 위치를 변화시켜 각각의 변수를 측정하였다.

IV. 측정 결과 및 결론

비행시험은 우선 고도와 power rate를 결정하고 수행하였다. 고도는 3000ft, 4000ft, 5000ft로 정하였으며, power rate는 55%, 60%, 75%로 결정하였다. 한편, power rate가 결정되면, 제작사에서 제시한 엔진자료를 이용하여 흡기관 압력과 엔진의 회전수가 결정된다.

고도와 출력의 변화에 따른 실린더 헤드의 온도, 배기가스온도, 연료유량 및 항공기 속도 그리고, 엔진오일온도의 측정 결과가 그림1에서 그림7까지 나타나 있다. 혼합기 레버의 위치 6번은 너무 희박한 혼합비로 정상적인 엔진의 작동이 불가능하다. 그리고, 5.5에 해당되는 위치에서도 시험한 결과 엔진의 안정성을 유지할 수 없었다. 따라서, 6번의 측정은 제외되었으며, 부분적으로 5번의 위치에서는 항공기의 엔진이 안정된 상태를 유지하지 못한다. 따라서, 안정된 항공기의 운전을 위해서는 4번이 혼합기 레버의 한계 위치임을 알 수 있다.

전반적으로 혼합비의 변화가 농후한(fuel rich) 쪽에서 희박한 (fuel lean)쪽으로 움직여 갈수록, CHT, EGT는 각각 증가하여 최고점에 도달한 후 감소하는 경향을 보이고 있다. EGT는 혼합비 레버의 위치가 4번에서 최대값을 나타내고 있으며, 3번 위치는 4번에서의 온도와 약 150° F의 온도차를 보이고 있다. 이 경향은 출력과 고도에 따라 최대 100° F 정도의 온도차를 보이고 있으나 전체적으로 동일한 형태를 보이고 있다. 따라서, 혼합비 위치 4번은 경계 순향을 나타내는 혼합비 위치로 할 수 있고, 3번은 최대 출력점을 나타내는 혼합비 위치로 결정할 수 있다. 그러나, CHT의 온도 변화 경향은 특히 혼합비 레버의 위치 4번과 5번에서 온도의 감소가 뚜렷하게 나타나지 않는 경향이 많은데, 이는 혼합비 레버의 변화에 따라, EGT는 빠른 응답성을 보이는데 비해서, CHT의 온도는 평형상태의 온도에 도달하기 위해서는 많은 시간이 요하기 때문에, 경우에 따라 이 온도의 변화도중에 다른 위치로 혼합비 레버를 변화하여 나타난 것으로 사료된다. 한편, CHT의 온도가, 제시된 최고온도 보다 혼합비 위치 4, 5번에서 높게 나타난다. 경우에 따라, 500° F 정도의 온도를 나타내고 있다. 따라서, 이러한 혼합비의 사용은 현재의 항공기 상태에서 사용하지 않는것이 바람직 하다. 따라서, 실질적으로 본 연구에 적

용된 혼합기의 위치는 엔진의 안정성, 엔진의 과열 방지등을 종합적으로 고려할 때 2번-죽, 농후안 쪽에서 약 2cm-위치가 사용한계 위치로 실제조종에 사용할 수 있을 것으로 판단된다.

한편 엔진오일의 온도는 5000ft에서 속도에 의존되는 경향을 볼 수 있다. 그러나, 4000ft에서는 큰 온도의 변화를 보이지 않고 있으며, 비교적 제한조건에 만족된다고 할 수 있다.

후 기

본 연구는 상공자원부 공업기반기술 과제인 한국항공기술연구원에서 수행중인 '비행훈련용 시뮬레이터 기술개발'사업의 위탁과제로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. '다목적 소형 항공기 개발연구(1-4)', 과기처, 1989-1993
2. '비행훈련용 시뮬레이터 개발연구, 1', 상공자원부, 1992
3. 'Operators Manual', Avco-Lycoming, 1969

표 1. 고도와 출력 조건

Altitude	Power rate	RPM	Mani. Pressure
3000 ft	55%	2200	21.3
		2400	19.7
	65%	2200	24.0
		2400	22.1
		2600	20.5
	75%	2300	25.4
		2400	24.5
		2500	23.5
	4000 ft	55%	2000
2200			21.0
2400			19.4
2500			18.7
65%		2100	24.7
		2200	23.6
		2400	21.8
		2600	20.2
75%		2300	25.3
		2400	24.2
		2500	23.2
		2600	22.4
5000 ft	55%	2000	22.8
		2200	20.8
		2400	19.2
		2500	18.4
	65%	2100	24.5
		2200	23.4
		2400	21.6
		2600	20.1
	75%	2400	24.0
		2500	23.0
		2600	22.2

ALTITUDE 3000ft

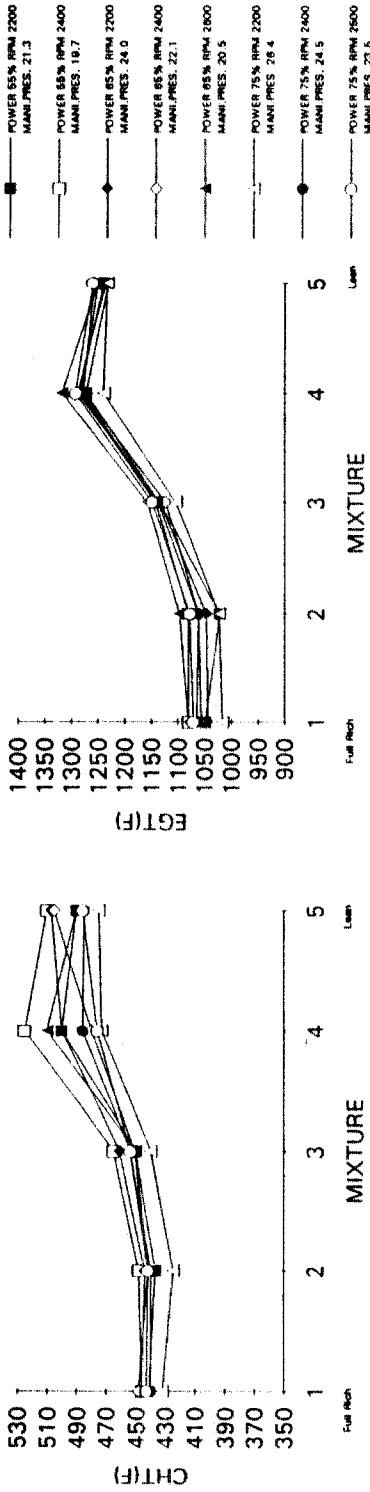


Fig 1 Mixture Effect on CHT,EGT

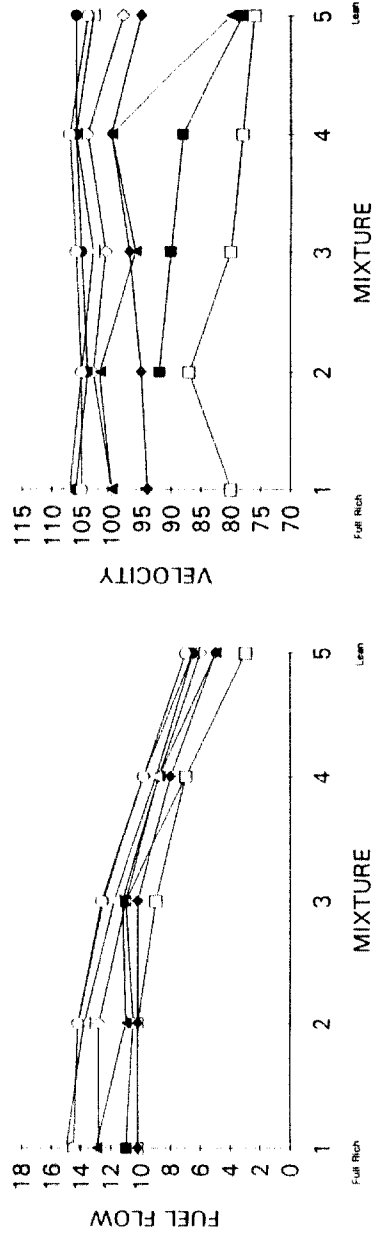


Fig 2 Mixture Effect on FUEL FLOW, VELOCITY

ALTITUDE 4000ft

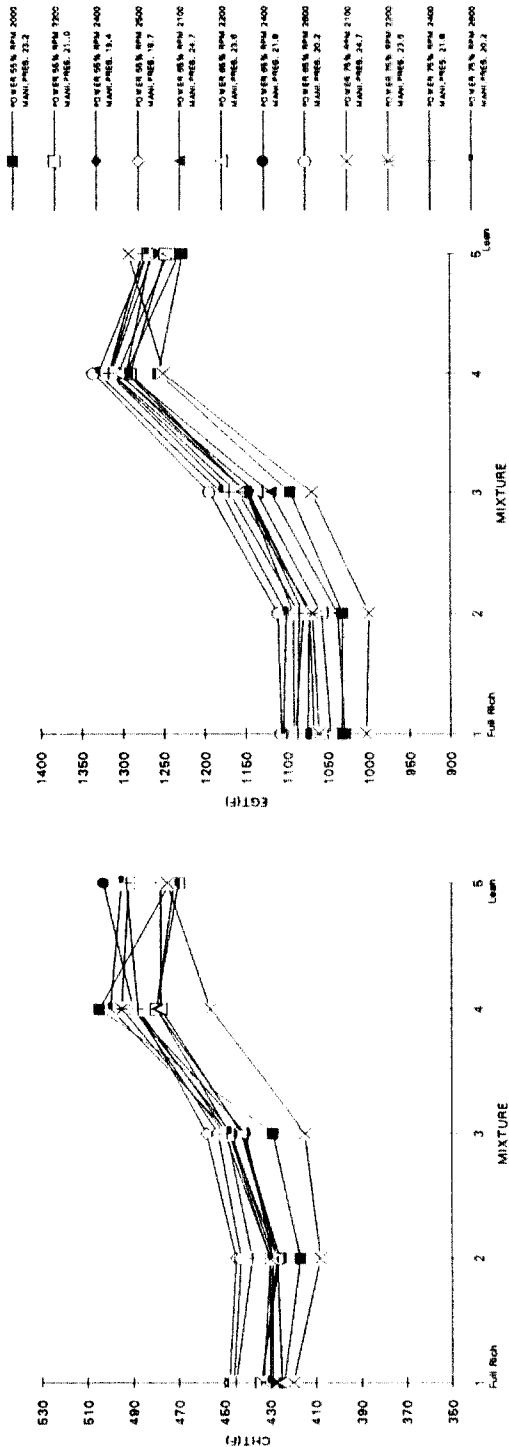


Fig 3 Mixture Effect on CHT, EGT

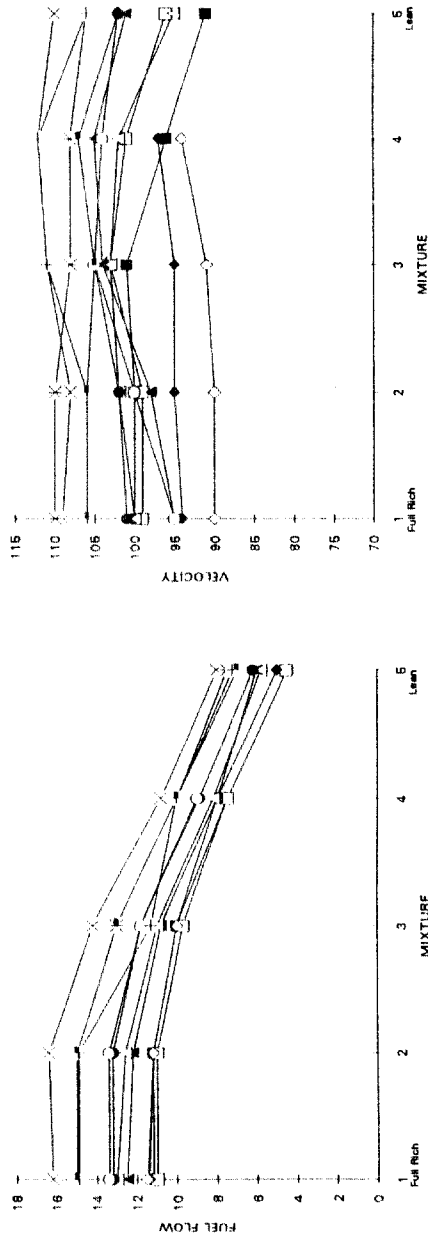


Fig 4 Mixture Effect on FUEL FLOW, VELOCITY

ALTITUDE 5000ft

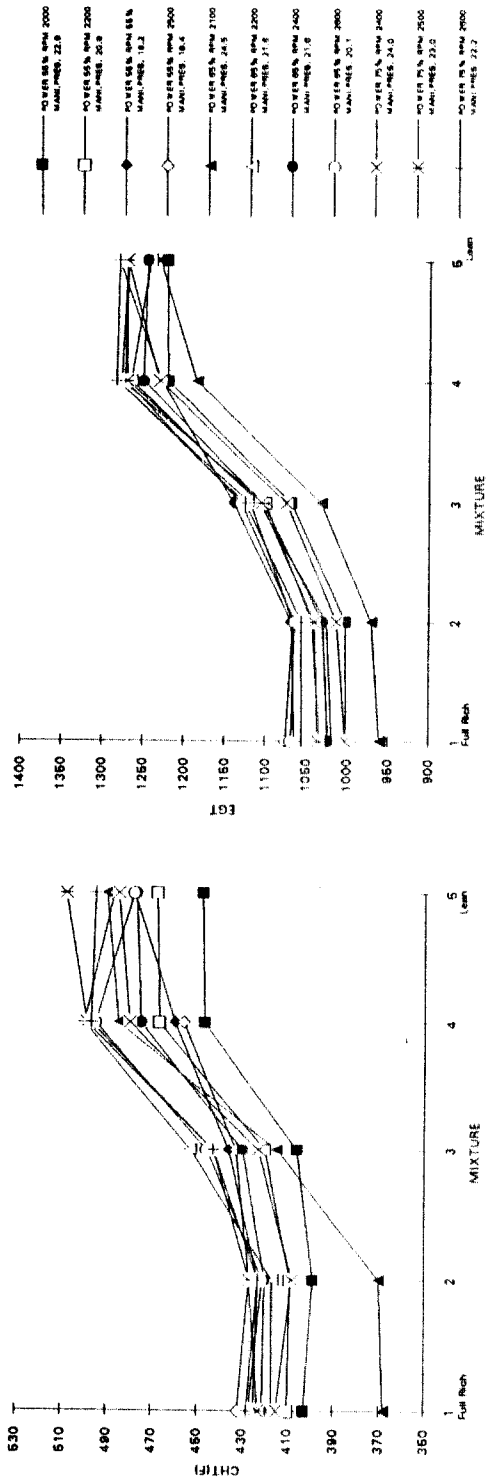


Fig 5 Mixture Effect on CHT,EGT

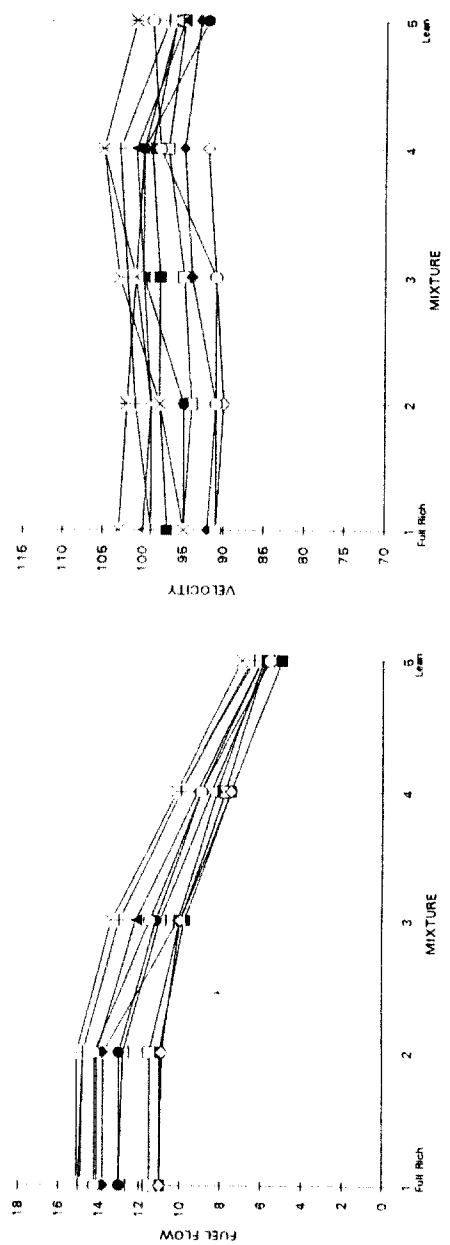


Fig 6 Mixture Effect on FUEL FLOW, VELOCITY

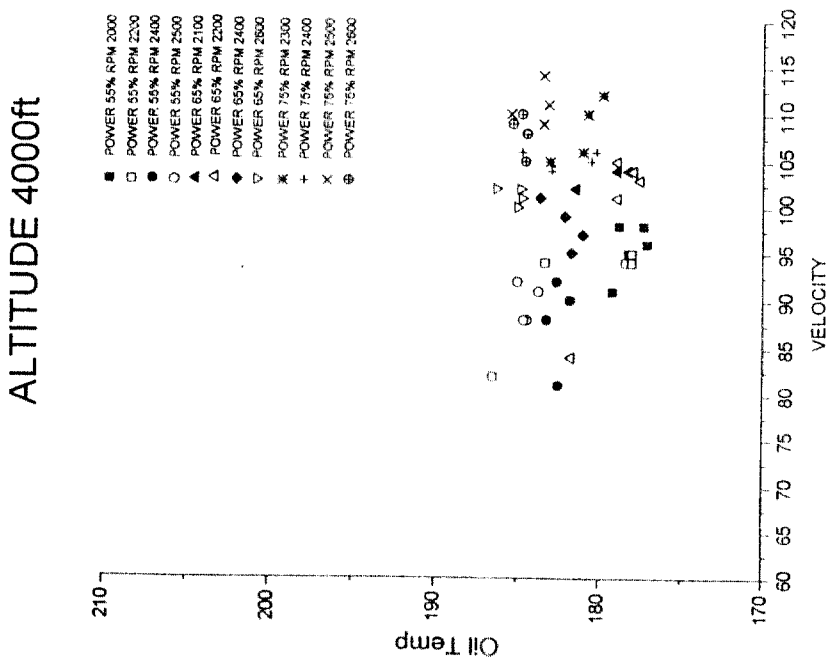
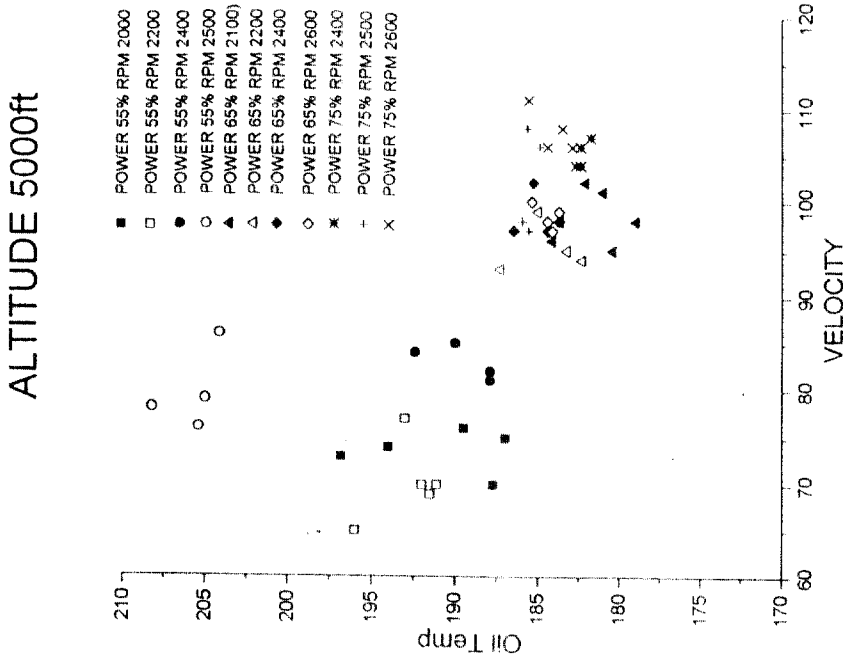


Fig 7 Velocity v.s Oil Temperature