

# KC-100 소형항공기 추진계통 비행시험 사례연구

김대욱\* · 강성수 · 김찬조 · 우봉길

## Study on The Propulsion System Flight Test of KC-100 Small Airplane

Dae-wook Kim\* · Sung-soo Kang · Chan-jo Kim · Bong-gil Wu

### ABSTRACT

The conformity of propulsion system need to be evaluated thorough the flight test because it is an important part of the airplane to ensure the flight safety. In the small airplane development, the flight test according to KAS(Korean Airworthiness Standards) Part 23 is one of the ways to verify compliance in terms of satisfactory aircraft/engine/propeller integration. This thesis introduces means of verifying the compliance and test requirement of KAS Part 23 for the conformity of the propulsion system in small airplane. It also describes procedures and methods of propulsion system flight test through KC-100 airplane project.

Key Words : KAS Part 23 Subpart E, Propulsion System, Small Airplane, KC-100, Flight Test, Type Certification, BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement)

### 1. 서 론

#### 1.1 소형 항공기 주요 구성 항목 및 적합성 입증분류 방안

항공기 기술기준(Korean Airworthiness Standards, KAS) Part 21에서는 '항공기등'에 대한 구성항목으로 항공기, 항공기엔진 또는 프로펠러로 정의하고 있다[1]. 그러므로 기술기준에 따라서 구성항목의 적합성을 입증하여야 개발항공기의 형식증명서(Type Certificate)를 받을 수 있으며, 최종적으로 안전한 비행상태를 확인하는 감항증명서(Airworthiness Certificate)를 획득할 수

있다[5].

본 과정을 위해서는 적합성 입증방법(MOC, Means of Compliance)에 대한 분류과정을 거쳐야 하는데 모든 항목에 대한 입증은 비행시험으로 수행하는 것이 이상적이나 많은 시간, 비용, 인력이 소요되므로 Table 1에 정의된 적합성 입증방법에 따라 분류 후 MOC Code 6로 분류된 항목에 대해서만 비행시험을 수행하게 된다.

추진계통 비행시험 사례 대상인 KC-100 항공기는 국내 최초 한/미간 BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement) 체결을 위해 개발된 항공기로 KAS Part 23 (미국의 경우 FAR Part 23)에 감항분류가 보통인 비행기로 분류되고, CMI社(Continental Motors, Inc.)의 TSIOF-550K 엔진

†2013년 6월 24일 접수 ~ 2013년 6월 29일 심사완료

\* 정회원, (주)한국항공우주산업

연락처, E-mail: wookness@koreaacro.com

을 사용하였다.

Table 1. Definition of MOC Code for KC-100[5]

MOC Code	입증방법	MOC Code	입증방법
0	정의 및 일반사항	6	비행시험
1	설명자료문서	7	항공기검사
2	계산/해석	8	시뮬레이션
3	신뢰성/안전성평가	9	구성품검증
4	실험실시험	N/A	Not Applicable
5	항공기 지상시험		



Fig.1 TSIOF-550K Engine

TSIOF-550K 엔진에 적용된 FADEC(Full Authority Digital Engine Control)은 엔진상태를 모니터링하여 과열 및 과속을 방지하고, 엔진 상태진단 및 데이터 저장기능을 수행한다. 또한 실린더별 연료 분사량 및 점화시기를 제어하여 연료효율 향상 및 최적의 엔진성능을 제공한다. 프로펠러는 Hartzell社에서 제작한 복합재소재의 3엽 정속 프로펠러를 사용하였다.

**1.2 기술기준 Part 23 Subpart E 동력장치 요구도**

항공기 기술기준 KAS Part 23 Subpart E에 정의된 동력장치의 요구도 입증 항목은 총 87항목으로 이중 23 항목에 대해서 비행시험을 통하여 적합성을 입증하였다[2]. KC-100 항공기 추진계통의 주요 비행시험항목으로는 Table 2 와 같다.

Table 2. Propulsion System Test

No.	Requirement	Test Name
1	KAS 23.901/939 /1141-1309	Propulsion Operating Characteristics
2	KAS 23.903	Engine Restart
3	KAS 23.905	Propeller Speed
4	KAS 23.943	Negative Acceleration
5	KAS 23.1041/43/47	Engine Cooling
6	KAS 23.1091/93	Air Induction System
7	KAS 23.1121/25	Exhaust System

**1.3 KC-100 항공기 추진계통 비행시험**

KC-100 항공기 추진계통의 비행시험은 KAS Part 23 Subpart E의 요구도를 기준으로 수행하였으며 관련 비행시험 Guidance인, AC(Advisory Circular) 23-8 과 23-16을 참고하여 세부 비행시험 절차를 수립하였다. 또한 안전한 비행시험 수행을 위해 고위험 시험군으로 분류된 Engine Restart 및 Cooling시험은 공역 내 항적확인을 위해 안전 추적기를 운영하였고 비상상황 시, 항공기가 활강하여 안전한 착륙이 가능한 Gliding Cone을 설정하여 시험을 수행하였다 [7].

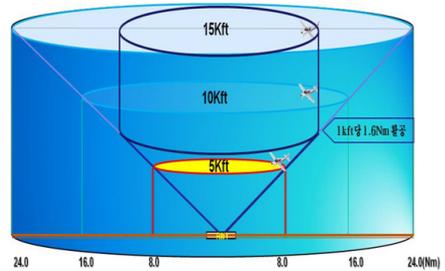


Fig.2 Gliding Cone[7]

**2. 본 문**

**2 추진계통 비행시험**

추진계통의 주요 비행시험 항목으로는 운용 특성, 엔진 재시동, 프로펠러 속도, 부(-)의 가속도, 냉각, 공기흡입, 배기계통시험 등 총 7종이 있으며 각 항목에 대한 설명은 다음과 같다.

**2.1 운용 특성**

운용 특성시험은 항공기의 운영 전 범위에서 Throttle의 저속 및 고속조작/ 엔진 파워 모드별 작동 중 관련 엔진 파라미터가 정상범위에서 유지되고, 작동되는지를 평가하는 시험이다. KAS Part23 요구도로는 23.901 장착, 939 엔진의 운용 특성, 1011 유훈유계통 일반, 1141 동력장치의 조작장치 일반, 1143 엔진 조작장치, 1301 장비기능 및 장착, 1309 장비품, 계통 및

그 장착 등이 있으며, 본 시험을 통해 요구도를 만족하는지 입증하였다. 평가기준은 엔진 매뉴얼을 근거로 하여 설정된 KC-100 운용범위로 Table 3과 같이 설정하였다.

Table 3. Normal Operation Range of Engine(6)

Parameter	Range
RPM	2475 ~ 2525 / Stable and over 18 InHg of MAP
Fuel Pressure, psig	40 ~ 55 / 2,500 RPM
Oil Pressure, psig	30 ~ 60 / 2,500 RPM
Fuel Flow, gph	< 39.2
CHT	< 460
Oil Temperature	< 240
TIT	< 1850

시험은 고고도 (25,000 ft), 중고도 (18,000 ft) 및 저고도 (5,000 ft)에서 아래 항목에 대한 시험을 수행하며 관련 파라미터가 정상 범위로 유지 되는지를 확인하였다.

- Throttle Accel./Decel. Rapid & Slow Test
  1. Throttle을 Max 위치에서, Rapid Test는 4초, Slow Test는 7~9초 이내에 MAP를 16 in-Hg로 감소
  2. 1분 동안 유지하며 주요파라미터 확인
  3. MAP 16 in-Hg에서 Rapid Test는 4초, Slow Test는 7~9초 이내에 Max로 증가
  4. 1분 동안 유지하며 주요파라미터 확인
- Best Power / Economy Mode Test
  1. MAP 25 in-Hg로 설정 후 Beat Power/Best Economy(BP/BE) 스위치를 BE 혹은 BP에 위치시키고 1분간 유지
  2. BE 혹은 BP 설정 상태 및 주요 파라미터 확인

시험결과 Fig.3과 같이 Throttle의 변화에 따라 MAP(Manifold Air Pressure)는 즉각적인 반응을 보였고 MAP의 변화에 따라 엔진 및 터보 과급기(Turbo Charger)의 적절한 반응을 확인하였다. 또한 Table 3에 명시된 엔진파라미터를 확인한 결과 정상 범위 안에서 유지됨을 검증하였다.

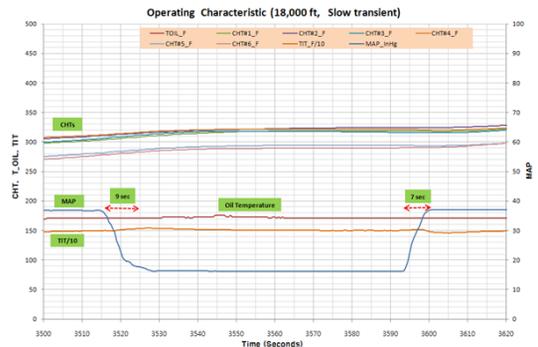


Fig.3 Slow Transient Mode Test(18kft)

## 2.2 엔진 재시동

단발 피스톤 왕복엔진이 장착된 소형항공기의 경우, 일반적으로 선행 개발된 타 기종의 항공기에서 다수 입증되어 있기 때문에 항공기 운용 전 영역에서 공중재시동 성능 확인을 비행시험으로 수행하지 않는다.

KC-100 항공기의 경우, FADEC이 적용된 엔진을 장착하고 있어 엔진정지 상황을 모사하는 방법으로 FADEC이 장착되지 않은 항공기에서 일반적으로 사용하는 Fuel Shutoff 방법 외에 FADEC system의 전원을 차단하기 위해 Start Switch Off 방법도 추가 하였다. 시험은 10kft와 18kft 두 가지 고도조건에서 수행하였고 엔진정지를 판단하는 기준은 EGT(Exhaust Gas Temperature) 500°F 이하로 설정하였다. 관련 요구도인 23.903 엔진항목을 본 시험 수행을 통해 입증하였으며 평가기준으로는 엔진 작동 멈춤과 재시동이 원활하게 이루어지는지를 평가하였다.

- Fuel Shutoff Mode Test
  1. 엔진 공회전, Boost Pump와 Fuel Selector Valve Off.
  2. EGT 500°F 이하까지 속도 85 KCAS 유지
  3. Boost Pump On, Fuel Selector Valve On, EGT와 RPM 상승확인

Fuel Shutoff Mode Test 시험결과, Fig.4와 같이 엔진 정지 이후 Fuel Pressure와 RPM은 즉시 감

소하였고 EGT는 Shutoff 밸브와 Fuel injector 사이 연료라인에 남아 있는 잔여 연료량 소모로 인해 약 10여초 후에 강하를 시작하였다. EGT가 500°F 이하로 떨어졌을 때 Fuel Selector Valve를 이전상태로 돌려 연료 공급을 재개 하였고, 연료공급 재개 직후 Fuel Pressure 68 in-Hg, RPM 2,500 및 EGT 1400°F까지 즉시 회복하였다.

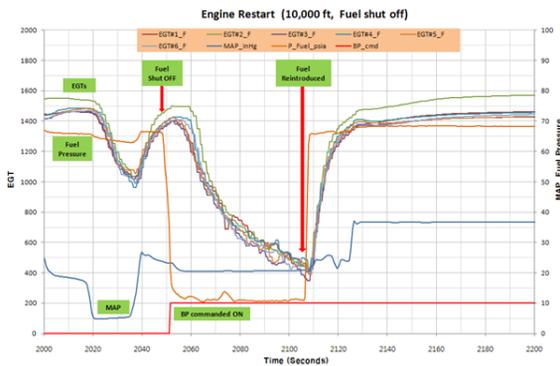


Fig.4 Fuel Shutoff Mode Test(10kft)

Start Switch Off Mode에서는 ECU(Engine Control Unit)에서 각 실린더로 제공하는 연료 분사 노즐 조절신호와 Spark 점화신호를 멈추어 엔진을 정지 시켰다.

● Start Switch Off Mode Test

- 1.엔진 공회전, Start Switch Off
2. EGT 500°F 이하까지 속도 85 KCAS 유지
3. Start Switch On, EGT와 RPM 상승확인

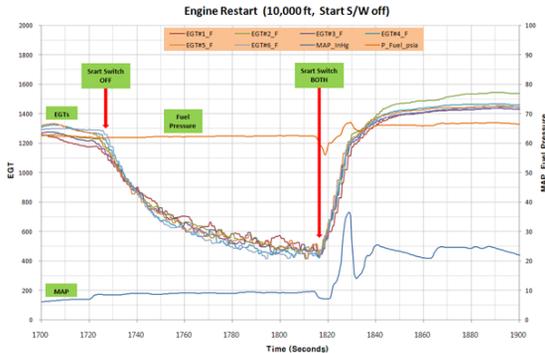


Fig.5 Start Switch Off Mode Test(10kft)

Start Switch Off에 따라 Fig.5와 같이 엔진 내

모든 실린더는 점화를 멈추게 되고 EGT는 급격히 하락됨을 확인할 수 있었다. EGT가 500°F 이하로 떨어 졌을 때 Start Switch를 이전 상태인 Both 위치에 두어 재시동을 시도하였고, 점화 신호와 연료분사 노즐 조절신호가 재개되면서 EGT가 1400°F, RPM 2,500까지 상승함을 확인하였다. 재시동이 원활히 진행됨에 따라 본 시험의 요구도 만족을 확인할 수 있었다.

2.3 프로펠러 속도

프로펠러 속도시험을 통하여 최대엔진출력(MCP, Maximum Continuous Power)에서 엔진과 프로펠러 회전 속도가 제한을 초과하지 않음을 확인하였다. KC-100 항공기는 3엽 정속 프로펠러를 장착한 항공기로 관련 요구도로는 23.33 프로펠러 회전속도와 피치한계, 905 프로펠러가 있다. 평가기준은 설정된 시험조건에서 엔진 RPM이 엔진 규격서에 명시된 기준의 103%를 초과하는지의 여부를 확인하는 것으로, KC-100 항공기의 경우 엔진 규격서에 명시된 RPM 2,500 의 103% 인 2,575 RPM을 시험에서 초과하지 않음을 입증하였다.

● Propeller Speed Test

1. 1kft~2kft까지 최대출력, Vy 상승
2. 3kft~4kft까지 최대출력, Vx 상승
3. 5kft에서 VH까지 속도 증가 후 10초 유지
4. 7kft에서 VH까지 속도 증가 후 10초 유지
5. 15kft~16kft까지 최대출력, Vy 상승
6. 17kft~18kft까지 최대출력, Vx 상승

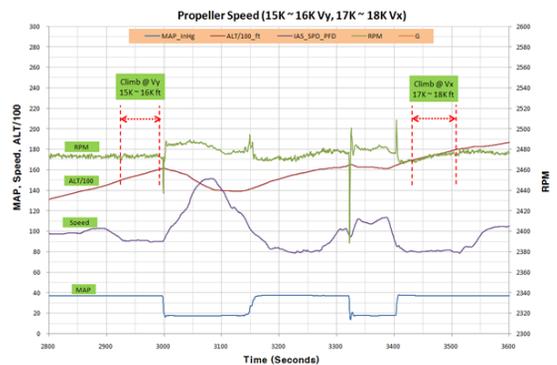


Fig.6 Propeller Speed Test(15Kft ~ 18kft)

시험결과, 모든 조건에서 RPM이 2400~2500 이내를 유지함에 따라 관련 요구도 만족을 확인 할 수 있었다.

**24 부(-)의 가속도**

항공기 장착 엔진의 구성부품이나 계통은 부(-)의 가속도에서 운용을 해도 해당 가속도에서 허용 가능한 최대 지속시간에서 오작동이 발생하지 않음을 보여야 한다. 관련 요구도로는 23.943 부의 가속도가 해당된다. KC-100 항공기 비행시험에서는 AC23-8을 참고로 하여 하기와 같이 수행하였다.

● Negative Acceleration Test

1. 25kft, 최대출력으로 -0.5G 5초간 유지
2. 18kft, 최대출력으로 -0.5G 5초간 유지
3. 5kft, 최대출력으로 -0.5G 5초간 유지



Fig. 7 Negative Acceleration Test(25kft)

평가기준은 해당 기동 중 오일압력을 제외한 엔진 파라미터가 정상범위 안에서 유지되고 Warning 및 Caution 신호가 발생하지 않는 것으로 설정 하였으며 별도의 Oil Tank를 적용하지 않은 KC-100 및 동급 항공기 오일계통의 특성 상 해당 기동 중 오일압력의 일시적 감소 및 이에 따른 RPM의 일시적 증가는 허용하였다. 5 초 동안 부(-)의 가속도 조건을 유지 시키는 기동을 위하여 항공기의 Pitch를 최대한 올린 상태에서 Pitch를 천천히 감소시키는 방법으로 항공기를 조작하였고, 기동 중 오일압력을 제외한

엔진 파라미터는 Fig.7과 같이 정상범위(Table 3 참조)를 유지하였다.

**25 엔진 냉각**

엔진냉각시험에서는 동력장치의 구성품 및 작동유의 온도가 가장 불리한 비행조건에서도 설정된 온도 범위를 초과하지 않음을 확인한다. 관련 요구도는 23.1041 냉각 일반. 1043 냉각시험 및 1047 피스톤 엔진이 장비된 비행기의 냉각시험 방법으로 구성되어 있다. 엔진에 장착된 두개의 발전기 내부온도를 모니터링 하기위해 온도센서가 장착된 발전기를 사용하였고, AC23-8에 명시된 최대 전기하중 조건을 만족시키기 위해 전기하중을 가하는 저항기를 장착하였다.



Fig.8 Resistor for Electrical Loading

항공기의 무게중심 및 중량 조건은 냉각에 가장 불리한 Forward/Heavy 조건을 채택 하였고, 허용된 최소의 오일량으로 시험을 수행 하였다. AC23-8에 명시된 시험수행 조건인 외기온도 10 0°F 조건은 하계가 지난 시험 시점에 수행이 불가하여 AC23-8에서 제시하는 보정식  $Corrected\ temperature\ (^{\circ}F) = true\ temperature\ (^{\circ}F) + 100 - 0.0036 \times pressure\ altitude - true\ outside\ air\ temperature\ (^{\circ}F)$ 을 사용하여 온도를 보정하였다 [3]. 평가기준은 보정된 온도가 Table.4 에 명시된 온도기준을 초과하지 않아야 한다.

Table 4. Limit Temperature of Item

Test Item	Req.	Test Item	Req.
Turbine inlet Temp	< 1,850 °F	Alt #2 Drive end Bearing	< 250 °F
ECU surface Temp	< 185 °F	Alt #2 Positive Heat Sink	< 300 °F
EMS surface Temp	< 400 °F	Cylinder #1 Head Temp.	< 460 °F
Alt #1 Stator Slot	< 356 °F	Cylinder #2 Head Temp.	< 460 °F
Alt #1 Stator end Turns	< 356 °F	Cylinder #3 Head Temp.	< 460 °F
Alt #1 Drive end Bearing	< 248 °F	Cylinder #4 Head Temp.	< 460 °F
Alt #1 Positive Heat Sink	< 305 °F	Cylinder #5 Head Temp.	< 460 °F
Alt #1 Slip Ring Bearing	< 240 °F	Cylinder #6 Head Temp.	< 460 °F
Alt #2 Stator Slot	< 360 °F	Oil Temp	< 240 °F

● Cooling Test

1. 1.5kft에서 MAP 30.5 in-Hg로 설정 후 엔진 온도가 2°F 이내로 안정 될 때 까지 수평비행
2. 1.5kft~25kft까지 Max Power, 115KCAS로 상승
3. 25kft에서 MAP 25.0 in-Hg로 설정 후 엔진 온도가 2°F 이내로 안정 될 때 까지 수평비행

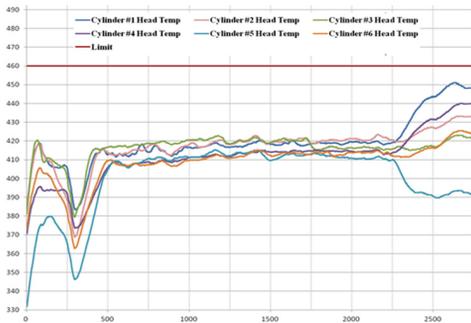


Fig.9 Corrected CHT Temp. for Cooling Test

시험결과 측정된 모든 온도의 보정 후 값이 제한치를 이내임을 확인 할 수 있었다.

2.6 공기흡입계통

공기흡입시스템 관련 요구도인 23.1091 공기흡입계통과 1093 흡입시스템의 결빙방지에서는 왕복 엔진의 경우 두 개 이상의 독립된 흡입장치를 가지야 하며 보조공기흡입구를 통한 엔진의 공기공급으로 인해 온도상승에 의한 출력의 과다한 손실이 없음을 요구하고 있다.

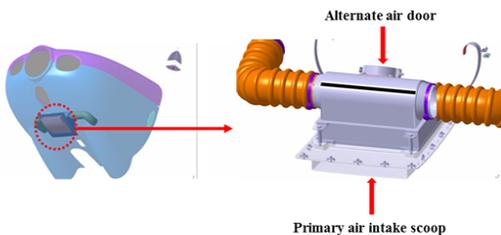


Fig.10 KC-100 Air Induction System

또한 흡입시스템 결빙방지에 대해 연료조절장치를 사용하는 엔진을 장착한 항공기는 75% 연속 최대출력으로 운용할 때 60°F 이상의 공기를 예열기로 공급할 수 있는 대체 공기흡입구를 구비해야한다. KC-100 항공기는 Fig.10과 같이 두 개의 독립된 흡입장치를 구비하고 있으며, 요구도에 적합한 비행시험을 위해 외기온도 30°F를 확인한 고도 13kft에서 보조공기흡입구를 개방 후 온도를 확인하였으며 온도 상승으로 인한 출력손실 이외의 추가적인 출력손실이 없음을 비행 시험으로 입증하였다.

● Air Induction Test

1. 외기온도 30°F 고도에서 MAP 24.5 in-Hg 설정 후 % Power, Air Inlet Temperature, MAT, OAT 기록
2. 1분간 보조공기흡입구 개방 후 % Power, Air Inlet Temperature, MAT, OAT 기록

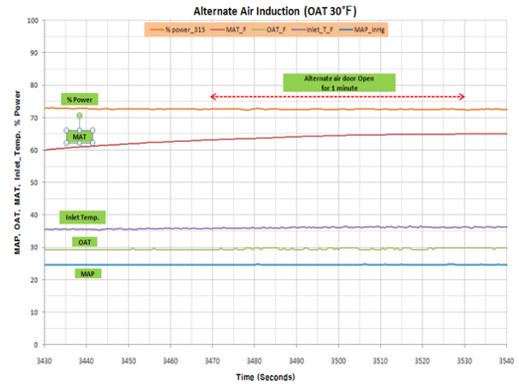


Fig.11 Alternate Air Induction Test(13kft)

시험 결과로 Fig.11과 같이 보조공기흡입구 개방 시, Manifold Air Temperature(MAT)는 60°F 이상을 유지하였으며 %Power 감소는 관측되지 않음에 따라 기준을 만족하였다.

2.7 배기계통

Subpart D KAS 23.831 환기에서는 일산화탄소 농도가 공기의 1/20,000(용적비)을 초과하지 않음을 검증하도록 요구하고 있으며, 동력장치에 해당되는 Subpart E에서도 23. 1121 배기계통

일반과 1125 배기 열교환기에서는 일산화탄소의 유입이 없도록 배기가스의 안전처리와 환기에 대한 입증을 요구하고 있다. 따라서 상기 요구도의 확인을 위해 동시에 시험 진행을 하였으며 평가 기준이 좀 더 명확한 Subpart D 23.831에 요구도를 평가기준으로 설정했다. 비행시험은 기준고도에서 상승, 순항, 활공기동을 최대출력, 최대연속출력, 공회전으로 수행하며 Fig.12와 같이 조종실 내부 측정 지점 9개소에서 일산화탄소 농도 측정을 수행하였다.

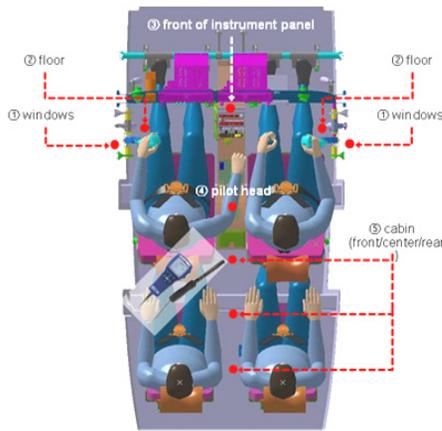


Fig.12 CO Gas Measuring Point

● Exhaust Test

1. 10kft까지 최대출력으로 상승 시, 측정
2. 10kft에서 MAP 24.5in-Hg로 수평비행 시, 측정
3. 10kft에서 활강(엔진 공회전) 시, 측정

Table 5. Measured CO Density

Measuring Point	CO density (ppm)		
	Climb	Cruise	Glide
Left Window	15.0	22.0	34.0
Right Window	16.2	25.5	33.0
Left Floor	14.0	22.0	25.0
Right Floor	13.1	34.0	20.0
Front of Instrumented Panel	13.1	33.6	16.0
Pilot Head	12.0	27.0	13.0
Cabin Front	11.1	29.0	11.0
Cabin Center	11.1	29.0	10.0
Cabin Rear	14.0	28.4	10.0

시험결과, Table 5와 같이 일산화탄소 농도는 50ppm이내에 모든 기동에서 유지되었다.

3. 결 론

본 연구에서는 KC-100 항공기 사례를 통하여 단발 왕복엔진이 장착된 소형항공기 추진계통의 비행시험에 대해 살펴보았다. 추진계통 요구도 항목에 대한 적합성 입증방법분류와 안전한 비행시험을 위한 방안에 대해 확인할 수 있었으며, KC-100 비행시험 사례를 통하여 소형항공기의 추진계통 비행시험 요구도와 요구도 입증을 위한 절차 및 방법을 확인할 수 있었다.

후 기

본 논문은 ‘국토교통부’가 출연하고 ‘국토교통과학기술진흥원’에서 위탁 시행한 ‘항공안전기술개발사업’으로 수행된 연구이다.

참 고 문 헌

[1] KAS (Korean Airworthiness Standards) Part 21, 2010, "Certification Procedures for Products and Parts," MLTM Notice No. 2010-459.

[2] KAS (Korean Airworthiness Standards) Part 23, 2010, "Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Airplane," MLTM Notice No. 2010-286.

[3] FAA (Federal Aviation Administration), Advisory Circular 23-8C, 2011, Flight Test Guide For Certification Of Part 23 Airplanes and Airships.

[4] FAA (Federal Aviation Administration), Advisory Circular 23-16A, 2004, Powerplant Guide For Certification Of

- Part 23 Airplanes.
- [5] Kim, Y. T., Kim, D. H., Hwang, S. M., Kim, S. J., Yoon, H. K., 2009, "Development of Certification Plan for the Type Certification of KPP Aircraft," SASE Vol. 3, No. 1, pp. 30~35.
- [6] Kim, D. W., Kim, C. J., 2013, "A Study on the Flight Test Verification for KAS Part 23 `N` Category Airplane," KASA 2013 Spring Conference.
- [7] Kim, D. W., Kim, C. J., Nam, K. E., Wu, B. G., 2012, "A Study for Safe Spin Flight Test Process of KC-100 Airplane," KASA 2012 Fall Conference.