

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(1), 76-81(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.1.76

한국형 기동헬기 내폭발성 만족을 위한 연료 벤트 시스템 설계개선

김정훈*, 김창영**, 장중진**, 이말영**, 심대성**

Design Improvement of Vent System for Korean Utility Helicopter's Anti-Explosion Fuel Tank

Joung-Hun Kim*, Chang-Young Kim**, Joong-Jin chang**, Mal-Young Lee** and Dai-Sung Shim**

Defense Agency for Technology and Quality *,**

ABSTRACT

Military helicopter is exposed to the enemy gun firing due to the low altitude flight of contour flight, hovering & nap of the Earth flight, therefore it has the high possibility to be exploded by the gun firing. Recently the Anti-ballistic requirement is required to get the high level of safety from gun firing in required operational capability. The first military utility helicopter of SURION has the Anti-ballistic requirement and explosion proof. In order to meet the requirement, OBIGGS is adopted for the first time in KUH. It is proven that Anti-Explosion capability is satisfied to requirement for improving vent system which was insufficiently designed in development period and related to Anti-explosion

초 록

군용 헬리콥터는 적 지역에 침투 시 저공비행 및 침투비행으로 인해 적의 소형화기에 노출되면서, 피탄에 의한 항공기의 폭발 유발 가능성이 높다. 최근 군요구도에 있어서 피탄에 의한 폭발 환경에 대해서 생존성 확보를 위한 내탄 성능을 요구한다. 국내 최초의 군용 헬리콥터인 한국형기동헬기의 연료계통 요구도에도 적의 피탄에 대한 내폭발성을 요구하고 있으며, 요구도 충족을 위해 국내 최초로 탑재형 불활성 가스발생장치(OBIGGS)를 적용하였다. 개발단계에서 미흡하게 설계된 내폭발성과 연관된 Vent System을 개선하여 내폭발성 성능을 재평가하고 설계에 적합함을 입증하였다.

Key Words : Korean Utility Helicopter(한국형 기동헬기), Anti-Explosion(내폭발성), Fuel Tank(연료탱크), On-Board Inert Gas Generation System(OBIGGS, 탑재형 불활성 가스발생장치), Nitrogen Enriched Air(NEA, 질소가스)

1. 서 론

군용 헬리콥터 연료탱크의 피탄 요구도는 철갑탄과 철갑소이탄에 대하여 내탄성을 가져야 하

며, 발화기능을 보유하고 있는 철갑소이탄에 대해서는 내폭발성을 가져야 한다[1~2]. 일반적으로 내탄성은 연료탱크 소재의 Self-Sealing(자체밀폐) 기능을 이용하여 만족시키고 있으며, 내폭발성은

† Received: August 30, 2013 Accepted: December 10, 2013

* Corresponding author, E-mail : oh-my-got@hanmail.net

http://journal.ksas.or.kr/

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

폭발성 물질과 결합하는 연료탱크내의 산소를 줄이거나 산소를 대체하는 방법으로 만족시키고 있다. 첫 번째 산소를 줄이는 방법은 순수 질소가스 및 액화질소를 채운 별도의 탱크를 이용하는 임시적인 방법과 영구적인 On-Board Inert Gas Generation System(OBIGGS, 탑재형 불활성 가스 발생장치)을 활용하는 방법이 있다. 두 번째로 산소를 대체하는 방법은 Halon(할론) 주입방식이다. 질소를 채운 별도의 탱크를 이용하는 방식은 매 비행 후에 질소를 다시 충전해야 하며, Halon 방식은 적의 위협이 예상되는 곳에서 일시적으로 사용할 수 있으며 또한 오존 파괴의 원인이 되기 때문에 사용을 제한하고 있다[3].

한국형 기동헬기에서는 별도의 충전 없이 영구적으로 내폭발성을 만족시키는 OBIGGS 시스템을 적용하고 있으며, 타국의 군용항공기인 TIGER, F-22, F-35 등에도 적용되고 있으며, 민수용은 낙뢰에 의한 연료탱크 폭발 방지의 목적으로 B737, B747에 적용되고 있다.

OBIGGS는 Fig. 1과 같이 보조동력장치 및 엔진으로부터 공급되는 Bleed Air(추출공기)를 공급받아 Air Separation Module(ASM, 공기 분리 모듈)을 통과하면서 공기내의 산소가 분리되어 Oxygen Enriched Air(OEA, 산소 부화 공기) 형태로 외부로 배출되며, 나머지 Nitrogen Enriched Air(NEA, 질소 부화 공기)가 공급 Line을 따라 연료탱크로 공급된다.

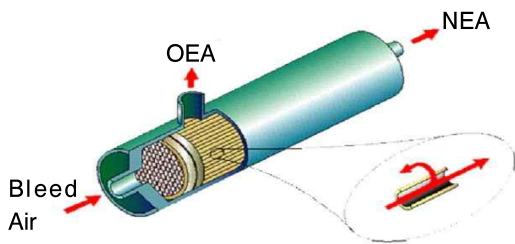


Fig. 1. OBIGGS Operation Concept

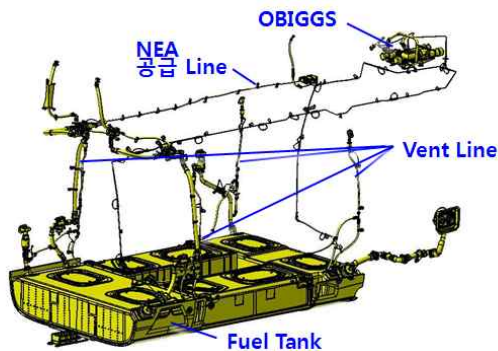


Fig. 2. NEA & Fuel Vent System

OBIGGS에서 생성되는 질소가스는 Fig. 2의 NEA 공급 Line을 따라 연료탱크 내부의 산소를 항공기 Vent Line(배출 통로)을 통하여 배출시켜 항공기 내폭발성을 만족시켜야 하나 한국형 기동헬기 연료계통 비행시험결과서 검토결과 연료탱크 내부의 산소농도가 요구도를 벗어나는 현상이 발견되어 개선방안 수립이 필요하였다.

본 연구에서는 한국형 기동헬기 내폭발성 성능시험을 재수행하고 수행결과에 따른 개선방안을 도출하여 재 입증하였다.

II. 개발단계 내폭발성 시험결과 검토

2.1 요구도

내폭발성 요구도는 탱크 내부의 산소 농도가 시동이후 23분 이내에 9%이하가 되어야 하며, 탱크 내부 압력이 가압식 급유 시 6.9 kPa(1.0 psi) 이하 및 벤트 성능 시 -2.1~6.9 kPa(-0.3~1.0 psi) 조건을 만족되어야 한다[1].

2.2 시험 장치

개발단계 내폭발성 성능 확인을 위한 연료탱크 내부의 산소 농도 측정은 Fig. 3과 같이 항공기 승객실 바닥을 통해 연료탱크 상부 Cover 부분에 산소농도 측정 센서를 각 1개씩 장착하였다. 산소 농도 측정부의 연료 유입을 방지하기 위해 연료탱크 윗면으로부터 5cm를 이격하고, 공기유동 및 산소 측정을 할 수 있도록 작은 구멍을 뚫어서 장착하였다.

2.3 시험결과

개발단계 초기의 내폭발성 요구도 확인을 위한 비행 시험 결과는 Fig. 4 및 Fig. 5와 같다. FWD 및 FT2 Tank의 산소 농도가 Fig. 4과 같이 항공기 자세에 따라 9%를 일시적으로 증가되는 현상이 발생하였으며, 이는 연료 충전 상태에서

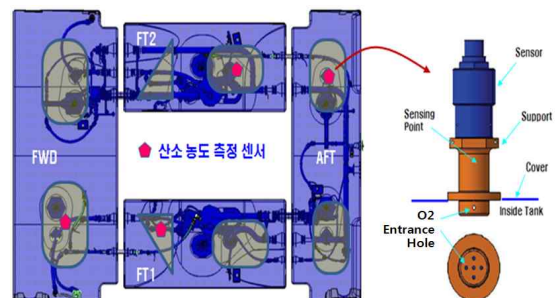


Fig. 3. Fuel Tank Oxygen Density Sensor Install Location

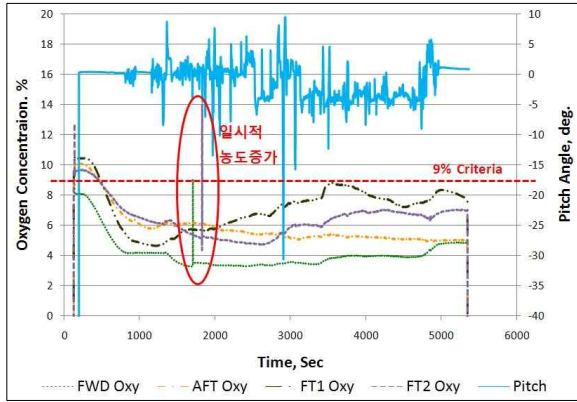


Fig. 4. Oxygen Concentration Measurement Result in Early Flight

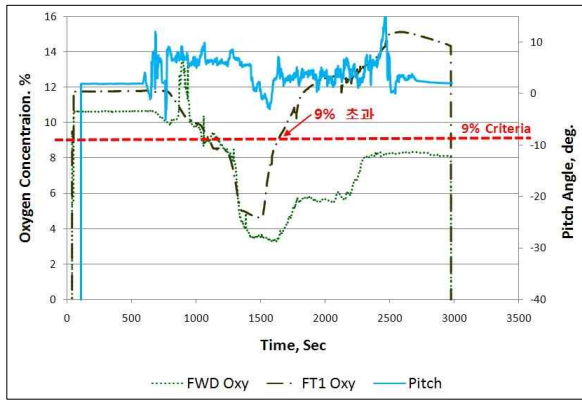


Fig. 5. Oxygen Concentration Measurement Result in Final Stage Flight

항공기 자세에 따라 산소 농도 센서가 연료에 의해 젖게 됨에 따라 센서의 기능이 순간적으로 상실된 것으로 1차 판단하였다.

이후 추가적인 개발시험 비행에서 Fig. 5와 같이 산소 농도 초과현상이 지속적으로 발생되었으나, FT1 Tank의 산소 농도 초과현상은 해외 센서 공급업체의 검토의견에 따라 센서가 연료에 접촉하여 이상 작동한 것으로 결론내리고 한국형 기동헬기 개발이 종료되었다[4].

2.4 시험결과 검토

한국형 기동헬기 초도양산 진입 전 내폭발성 관련 개발자료 검토결과 산소 농도 센서가 연료에 젖을 경우 Fig. 4와 같이 일시적으로 이상지시를 하나, 수평비행 및 연료소모에 따라 연료가 센서와 접촉하지 않은 경우에는 정상작동이 됨을 알 수 있었다. Fig. 5에서 FT1, FT2 탱크의 산소 농도는 시간에 따라 수렴하는 경향이 아닌 증가하는 경향을 보여 산소 농도 초과와 관련하여 개발단계에서 내려진 결론은 잘못된 것으로 추정하

였다.

상세한 원인 분석을 위하여 연료탱크 내의 산소 농도를 결정하는 OBIGGS 관련 개발 기술자료(인증보고서) 및 수락시험 성적서 검토결과 규격서 요구조건에 정의된 성능을 발휘되고 있음을 확인하였기 때문에 내폭발성 불만족은 OBIGGS가 아닌 다른 곳에 원인이 있음을 추정할 수 있었다[5].

그리고 Fig. 5에서와 같이 엔진시동 초기 및 1,700 ~ 2,400 sec의 비행구간에서 급격한 Pitch 움직임, 즉 항공기의 움직임이 과도하지 않았으나 연료탱크내의 산소 농도가 기준을 벗어나는 것은 연료 접촉과 관계가 없음을 알 수 있으며, 내폭발성 요구도 만족여부 재확인 시험이 필요하다는 결론을 얻게 되었다.

III. 내폭발성 요구도 만족 재확인 시험

3.1 시험장치

OBIGGS 성능 재시험을 위해서 연료량, 항공기 자세에 따른 연료와 산소 농도 센서와의 접촉 가능성을 CATIA 연료유면 분석을 통하여 Fig. 6, Fig. 7과 같이 확인하였다.

확인결과 항공기가 Pitch up & Down 위치에서 FWD 탱크를 제외하고, 산소 농도 센서를 지지하는 Support의 O₂ Entrance Hole을 통하여 연료가 유입되어 센서와 접촉되는 현상을 Fig. 6, Fig. 7과 같이 확인할 수 있었다. 또한 항공기 자세별로 연료가 센서 지지용 Support면을 상승하는 높이는 상이하지만, FT2 Tank에서 최대 9cm

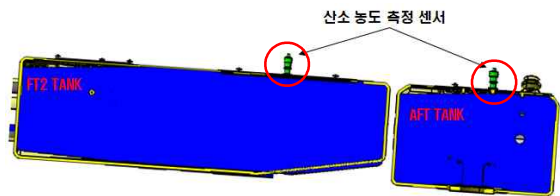


Fig. 6. Fuel Tank's Pitch Up Condition



Fig. 7. Fuel Tank's Pitch Down Condition

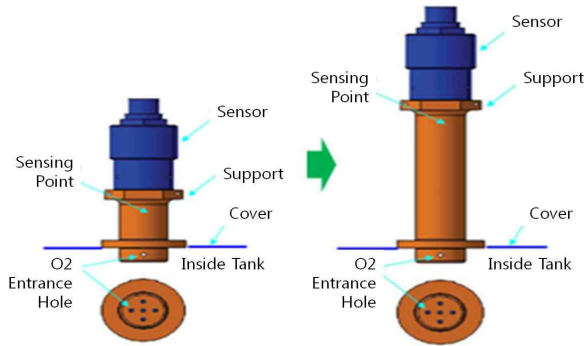


Fig. 8. Improved Oxygen Concentration Sensor

까지 상승하는 것으로 분석되었다.

항공기 자세에 따라 산소농도 측정 센서가 연료에 젖지 않도록 하기 위해 센서 위치를 연료탱크 윗면 5cm에서 연료높이 및 항공기 자세를 고려하여 Fig. 8과 같이 15cm로 변경 장착하였다.

3.2 시험결과

개발단계 내폭발성 성능 재시험 결과 Fig. 8과 같이 보완된 Support로 인하여 센서의 연료 접촉 현상은 없었다. 항공기가 저속일 때는 산소농도가 9%이하로 유지되었지만, 100 KTS에 도달했을 때 Fig. 9와 같이 산소농도가 급격하게 증가되는 현상이 확인되어 개발단계에서 9%를 벗어나는 산소농도 이상 지시 현상은 센서와 연료의 접촉에 의한 현상이 아님을 알 수 있었으며, 연료탱크 내폭발성 요구도를 만족하기 위한 개선방안 수립이 요구되었다.

3.3 산소농도 초과현상 원인검토

한국형 기동헬기 연료시스템은 연료탱크 유증기 및 산소를 배출하기 위하여 Vent System이 구현되어 있으며 Vent Line 중간에 양방향 공기 이동이 가능한 통기밸브가 장착되어 있다.

Figure 9에서 지상 및 저속에서는 산소 농도 조건을 충족하였지만, 항공기 속도가 증가되기 시작한 시점부터 산소농도가 증가됨을 알 수 있다. 이는 OBIGGS로부터 공급되는 NEA의 양보다는 Fig. 10의 전방부분에서 항공기 외부로부터 유입되는 공기의 양이 많거나, NEA가 Vent Line을 통해 외부로 과다하게 배출되고 있다는 2가지 원인을 추정하였으나 급격한 산소 농도 증가의 원인은 과다한 NEA 배출보다는 외부 공기 유입의 가능성이 높다는 추정을 하게 되었다.

외부 공기 유입 현상을 확인하기 위하여 2곳의 Vent 부위 중 전방 부위를 Close 시켜 비행 시험을 실시하였고, Fig. 11과 같이 산소 농도가

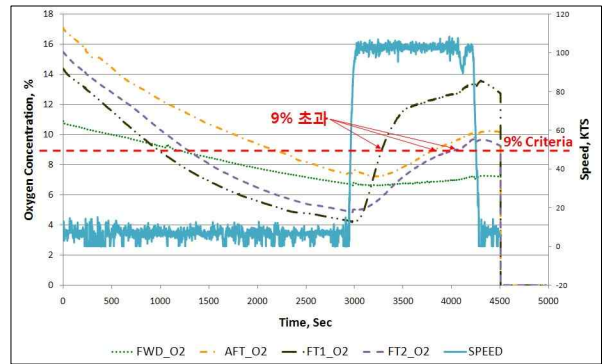


Fig. 9. Anti-Explosion Capability Test Result in Level Flight

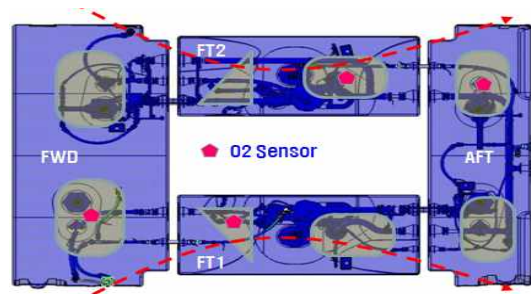


Fig. 10. Fuel System Vent Path

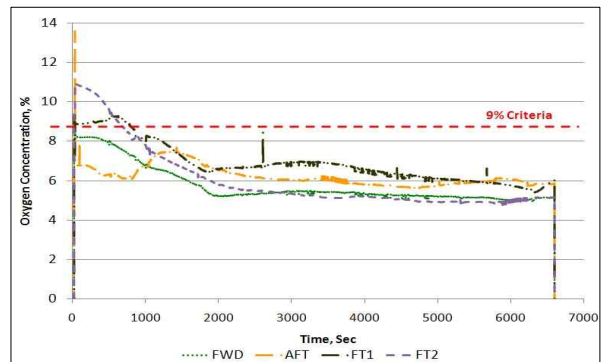


Fig. 11. Anti-Explosion Capability Test Result on Vent Close Condition

비행 중 5.1~6.0% 수준이 유지됨을 알 수 있었다. 따라서 내폭발성 요구도 불만족의 원인은 비행 중 동압 차이로 인해 외부 공기가 유입되어 산소 농도가 증가되어 발생했다는 결론을 얻게 되었다.

IV. 개선방안 및 입증시험

4.1 개선 방안

내폭발성 만족을 위한 개선방안 수립 시 공기 유입과 관련 없이 요구도 만족을 위한 OBIGGS

의 질소 토출량을 증대시키는 것도 고려되었지만 비용적인 측면 때문에 제외되었고 Vent System 측면에서 개선방안을 수립하게 되었다.

전방 Vent Line에 적용한 통기밸브는 평상시에는 연료 유증기의 Vent 역할을 수행하며, 항공기 추락 시 전복상태가 될 때 연료를 차단하는 역할을 수행한다. 후방 Vent를 막을 경우, 공기의 흐름의 차단과 NEA의 유출을 방지할 수 있으나, Hover(제자리 비행) 기동 시 후방벤트가 연료에 의해서 막히게 되는 상태에서 벤트를 차단할 경우 연료탱크의 수축 현상이 발생할 가능성이 있다.

이를 고려하여 최종적으로 확정된 개선 방안은 4개소의 Open Vent 형상에서 전방 2개소의 Vent를 Close Vent 형태로 밸브를 적용하는 방안으로 개선대책을 수립하였다.

Close Vent 개념의 밸브를 선택하기 위하여 다음과 같은 조건을 수립하였다. 공기 유동 측면에서 외부에서 내부로의 공기 유입은 허용하면서 내부에서 외부로의 NEA 유출 차단 및 추락 시 전복상태에서 연료가 누출되지 않아야 한다. 수립된 조건을 만족하는 개념의 밸브는 Fig. 12의 체크밸브였다.

Figure 12의 체크밸브 Type은 Cracking 압력 이하에서는 외부로부터 공기의 유입이 원활하지 못하며 항공기 추락 시 연료의 누출을 방지할 수 있는 기능을 가지고 있다. 체크 밸브 선택 시 기

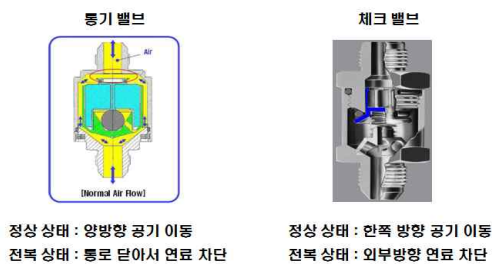


Fig. 12. Vent Valve & Check Valve

Table 1. Vent VS Check Valve Spec

구 분	통기밸브	체크밸브
작동 압력	0 ~ 20 psig	0 ~ 600 psig
Cracking 압력	-	0.07 ~ 0.29 psig
Temp Range	-54°C ~ 71°C	-54°C ~ 193°C
Rated Flow	Outward	5scfm@0.5psid
	Inward	7scfm@0.5psid
		None
		8.5scfm@0.5psid

Table 2. Quality Test Contents & Spec for Valve Change

시 험 항 목		기 준
지상 시험	벤트 성능시험 (고장모드 가압식 급유)	1.0 psi 이하
비행 시험	벤트 성능시험	-0.3~1.0 psi 이하
	OBIGGS 성능시험	O ₂ 9% 이하, 23분 이내

존의 Vent Line의 Fuel Tube 직경 Size와 호환이 되어야 하기 때문에 Table 1의 체크 밸브를 선택하였다.

4.2 개선품 적용 시 재시험 항목 검토

한국형 기동헬기 개발 시 연료계통은 연료량 측정정확도 시험부터 내추락 시험까지 다양한 개발시험을 수행하였고, 연료라인의 밸브 변경 시에 필요한 개발관련 Quality Test 재 수행여부를 검토하였으며, 관련된 시험항목을 Table 2와 같이 도출하였다.

4.3 입증시험

벤트 성능시험(고장모드 가압식 급유)

고장모드 벤트 성능 시험은 가압식 급유 시 탱크 및 관련 부품 손상을 방지하기 위해 급유압력 345 kPa(50 psi) 적용 시 탱크 내부의 상승 압력이 6.9 kPa(1.0 psi) 이하 여부를 확인하기 위한 것으로 후방의 개방형 Vent 1개를 막음 처리 후 시험 수행하였다. 감소된 공기는 가압식 급유 계통의 고장 시 탱크 내부의 과압 방지를 위해 적용된 압력 배출라인을 통해 배출됨에 따라 상승되는 압력이 Fig. 13과 같이 4.1 kPa(0.6 psi)로 설계기준인 6.9 kPa(1.0 psi) 이하를 충족함을 확인하였다.

벤트 성능시험

밸브 사양 변경에 의한 비행 시의 벤트 성능 확인시험을 주 임무 형태로 실시하였으며, Fig. 14 와 같이 비행 시의 벤트 압력 변화는 Fig. 14 와 같이 -1.51~0.83 kPa(-0.22~0.12 psi)로 설계기준 -2.1~6.9 kPa(-0.3~1.0 psi)의 압력범위 이내임을 확인하였다.

내폭발성 만족 여부 확인 시험

통기밸브를 체크밸브로 교체/장착을 실시한 후 주 임무 비행을 실시하였으며, 연료탱크 내부의 산소농도 확인 결과 시동 이후 산소농도 9% 이하에 도달하는 시간이 Fig. 15와 같이 약 18.3

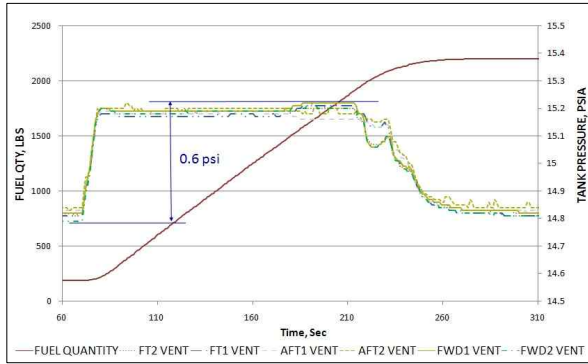


Fig. 13. Vent Capacity Test Result Failure Mode

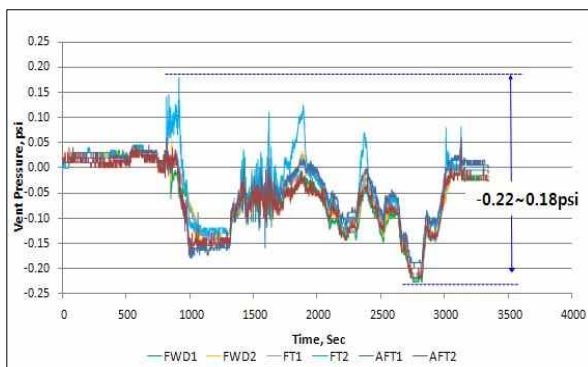


Fig. 14. Vent Capacity Test Result on Flight

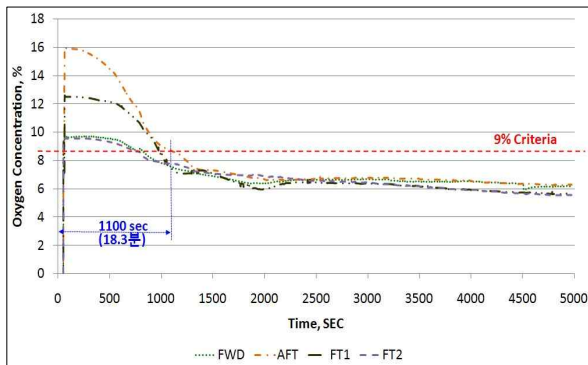


Fig. 15. Anti-Explosion Capability Test Result on Flight

분으로 요구도인 9% 이하 도달, 23분 이내 조건을 만족하는 것을 확인하였다.

V. 결 론

본 논문에서는 한국형 기동헬기 연료계통 Vent System 개발 시 연료탱크 내부의 산소농도 요구도를 벗어나는 현상을 파악하여 내폭발성과 관련된 산소농도 조건 충족을 위한 Vent System 설계개선 입증결과를 제시하였다.

개발단계 비행시험 시 연료탱크 내부의 산소농도 시험결과 검토 결과 센서가 연료에 젖을 경우 순간적 이상 지시는 발생될 수 있으나, 산소농도가 수렴하는 형태가 아닌 증가하는 형태를 보여 산소농도에 영향을 미치는 외부 환경인자가 있음을 추정할 수 있었다.

시험장치 보완 후 산소농도 재시험 결과 한국형 기동헬기 개발형상의 Vent System은 비행 중 동압 차이로 인해 외부 공기가 유입되어 산소농도가 증가되어 요구도가 미 충족되는 것을 확인하였다.

개선형상인 Check Valve에 대한 Vent System 성능시험 결과 상승되는 압력이 기준치 이내임을 확인하였으며, 내폭발성 관련 산소농도 시험결과 요구시간 안에 9% 이하 조건에 도달하는 것을 확인하였다. 회전익 항공기 내폭발성 만족을 위한 설계개선을 통하여 향후 진행되는 파생형 항공기 사업에 크게 기여할 것으로 판단된다.

References

- 1) HELICOPTER, UTILITY, Korea Defence Standard KDC 1450-T4001, 2012, pp.122
- 2) AIRCRAFT EQUIPMENT INSTRUCTION, FUEL SYSTEM DRY CHECK A88AEI-28-0114, 2012, pp.16
- 3) Aerospace Information Report SAE AIR 1903, 2008, pp.2
- 4) Flight Test Report for Fuel System Test, 2012, pp.38
- 5) Qualification by Analysis Report for KUH OBIGGS, 2012