

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(10), 871-876(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.10.871

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 생산 초기 초음속 항공기 조종석의 고품질 공기 확보를 위한 burn-in test 연구

신재혁\*, 박성제\*, 서동연\*\*, 정수현\*\*\*

### A study on the burn-in test to accomplish high quality cockpit air of an ultra-sonic aircraft in the early stage of production

Jae Hyuk Shin\*, Sung Jae Park\*, Dong Yeon Seo\*\* and Suheon Jeong\*\*\*

Defense Agency for Technology and Quality\* · \*\*\*

Korea Aerospace Industries\*\*

#### ABSTRACT

Abnormal odor similar with burning smell often appears at the cockpit in the beginning of ultra-sonic aircraft without air filter due to the heating of production materials remained at the bleed air duct. Sources of the odor should be removed by burn-in test before test flight in order to prevent pilot confuses order with emergency such as fire of engine. However, the present method cannot prevent abnormal odor completely at the high altitude flight because maximum temperature of flight is higher than it of burn-in-test.

This paper suggests burn-in test improved based on the analysis of thermal conditions of high altitude flight. It is verified that the existing burn-in test cannot cover thermal conditions of high altitude flight due to the discontinuous flow control, high change rate of temperature per unit time and difference between limit temperature of condenser and turbine. In order to overcome the limitations of current methods, the new burn-in test with continuous flow control are suggested. The continuous flow control are achieved by ram air inlet control. The effect of suggested method are verified by ground tests and flight tests. The results show the bleed air temperature can cover the temperature of high altitude flight and prevent abnormal odor at the flight test.

#### 초 록

생산 초기의 초음속 항공기는 블리드 에어 덕트에 존재하는 생산용 자재의 부가 물질이 가열될 경우 조종실에 타는 냄새와 유사한 비정상적인 냄새가 조종실로 유입된다. 조종사가 이와 같은 냄새를 엔진의 화재와 같은 비상 상황으로 오인하는 것을 방지하기 위해 비정상적인 냄새의 원인 물질은 시험 비행 전에 burn-in test를 통해 제거되어야 한다. 그러나, 현재의 절차의 최고 온도보다 고고도 비행의 최고 온도가 더 높기 때문에 냄새를 완벽히 제거 할 수 없다. 본 논문은 고고도 비행의 열적 상황을 분석하여 개선된 burn-in test 절차를 제시한다. 비연속적인 유량 조절, 단위 시간당 높은 온도 변화율, 응축기와 터

† Received : July 27, 2016      Revised : September 21, 2016      Accepted : September 22, 2016

\* Corresponding author, E-mail : efcjung@dtaq.re.kr

빈의 한계 온도 차이 때문에 현재의 절차로는 고고도 조건을 모사하지 못하는 것이 확인되었다. 이러한 한계를 극복하기 위해 램에어 입구 제어를 통해 연속적 유량 조절이 가능한 burn-in test 절차를 제시하였다. 제시된 방법을 통해 블리드 에어 온도가 지상에서 고고도 비행 조건 이상임을 확인하였으며, 비행 시험을 통해 비정상적인 냄새를 제거할 수 있음을 검증했다.

**Key Words :** Air quality(공기 품질), Abnormal odor(이상 냄새), Environmental control system(환경 제어 계통), Burn-in-test(냄새 제거 절차)

## I. 서 론

고고도 비행을 하는 항공기는 다양한 온도, 압력, 습도를 경험하게 되며, 비행 중 발생하는 최악의 환경 조건으로부터 탑승자의 안전과 편의를 보장할 수 있도록 설계되어야 한다. 특별히, 항공기 조종실은 조종사가 최대의 능력을 발휘할 수 있는 환경 조건을 제공할 수 있어야 하며, 이를 위해서 일반적으로 엔진에서 추출한 압축 공기(Bleed air)를 ACM(Air cycle machine)을 통해 적절한 온도, 습도, 압력을 가지도록 제어하여 조종실로 공급하게 된다. 승객의 수송을 목적으로 하는 대형 항공기는 다수의 탑승객으로 인해 박테리아, 세균 등으로 공기가 오염될 수 있어 필터를 장착하여 최적의 공기 질을 보장하지만, 2인 이하가 탑승하는 초음속 항공기의 경우 조종실 공기 품질 향상을 위한 별도의 필터를 구비하지 않는 것이 일반적이다. 따라서 생산 초기의 초음속 항공기는 생산 중에 적용하는 오일, 윤활제, 페인트 등으로 조종실에 이상 냄새가 발생하는 사례가 빈번하다. 이와 같은 냄새는 조종사가 엔진의 고장으로 인지하여 시험 비행을 포기하는 상황을 초래하거나 불안감을 유발함으로써 생산 비용의 상승과 조종사의 비행 능력을 저해한다. 더욱 심각한 상황은 엔진 또는 APU(Auxiliary power unit)의 과열, 화재등과 같은 고장 상황을 단순 이상 냄새로 오인하는 경우로, 필요한 조치가 누락되거나 지연이 되면 항공기의 안전에 심각한 영향을 초래하게 된다[1-3].

본 논문에서는 초음속 항공기의 냄새 발생 사례를 참고하여 조종실 냄새 발생을 최소화 할 수 있는 절차를 제안하였다. 이를 위해서 먼저 냄새 발생이 빈번한 비행 조건을 분석하여 원인을 식별하였으며, 이를 기존의 냄새 제거 절차(burn-in test) 수행시의 상태와 비교하여 취약점을 식별하였다. 다음으로 냄새가 발생하는 비행 조건을 모사할 수 있도록 burn-in test 방법을 개선하였으며, 비행 시험을 통해 초음속 항공기 조종실의 공기 품질 개선 효과를 확인하였다.

## II. 본 론

### 2.1 조종실 환경 제어

본 논문에서 연구한 항공기의 조종실 공기의 제어 계통(환경 제어 계통)의 구성은 Fig. 1과 같다. 엔진에서 추출된 압축 공기(Bleed air)는 1차 열교환기를 거쳐 램 공기에 의해 냉각된 후 ACM(Air cycle machine)의 압축기로 공급된다. 압축기에서 고온, 고압으로 압축된 공기는 2차 열교환기와 재열기/콘덴서에서 추가 냉각되고, 저온 상태에서 수분포화량이 줄어든 공기 속에 포함된 수분이 응축되면서 수분분리기를 통해 제거된다. 수분 분리기를 통과한 공기는 재열기(Reheater)를 통과 후 ACM의 터빈에서 팽창되어 0°C 이하의 공기가 된다. 냉각된 공기는 우회로를 통해서 공급되는 엔진의 따스한 공기와 혼합되어 적정 온도로 조절되어 조종실로 공급된다[4-5].

### 2.2 냄새 제거 절차 소개 및 문제점 분석

#### 2.2.1. ON/OFF Burn-in test

시험 비행 중 이상 냄새가 발생하는 경우, 엔진과 APU의 고속 회전 부품을 먼저 검사하여 이상 유무를 확인한다. 이상이 없는 경우에는 APU의 오일 누유를 확인한다. APU에서 오일의

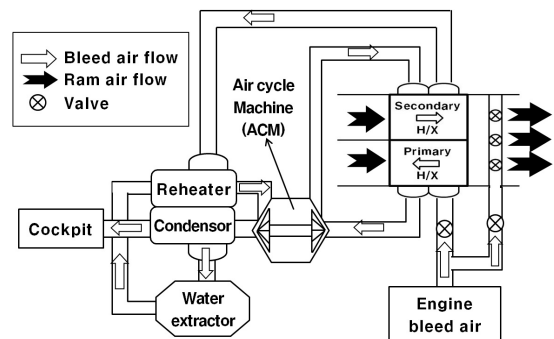


Fig. 1. Schematic of environment control system

누유가 발생할 경우, APU를 가동하면 고온의 bleed air로 인해 기화되어 이동하다가 2차 열교환기에서 액화된다. 액화된 오일의 대부분은 수분 분리기에서 배출되지만, 소량의 오일이 수분 분리기를 통과할 경우 우회로를 통해 공급된 따뜻한 공기로 가열되어 조종실로 냄새가 유입된다. 따라서 오일의 누유로 인해 냄새가 발생할 경우, 2차 열교환기를 통과한 이후부터 수분 분리기를 통과하기 전의 덕트에서 액체 상태의 오일을 쉽게 관찰 할 수 있다.

상기 3단계의 점검 절차에서 이상이 확인되지 않는 경우 생산 자재의 가열에 따른 냄새가 발생한 경우로 Burn-in test를 수행하게 된다. 비행 중 압축 공기(Bleed air)는 고온, 고압의 상태이므로, 덕트를 가열하여 생산 중에 사용된 부가물질(오일, 페인트, 윤활제 등)을 연소시켜 이상 냄새가 조종실로 유입된다. Burn-in test는 생산 중에 덕트에 고온 조건을 형성시켜 사전에 부가물질을 연소시키는 절차이다.

지상에서 덕트의 고온 조건을 형성하기 위해서는 엔진을 대신하여 GTG(Gas Turbine Generator)를 이용해 압축 공기를 환경 제어 계통에 공급한다. 비행 중에는 Ram air에 의해 압축 공기가 열교환기에서 냉각되지만, 지상에서 정지 중인 항공기의 경우에는 Ram air가 발생하지 않으므로, 엔진의 압축 공기보다 온도와 압력이 낮음에도 불구하고 덕트의 고온 조건을 형성하는 것이 가능하다. Burn-in test 중 지나친 고온의 공기는 환경 계통의 구성품들에 손상을 입힐 수 있으므로, 온도 기준이 필요하다. 본 논문에서 고려한 항공기는 압축기 출구 공기의 온도는 280°C 이하, 터빈 입구 공기 온도는 130°C 이하로 유지하도록 되어 있으며, 압축 공기의 온도가 상한값에 근접하게 되는 경우 냉각을 위해서 압축 공기의 일부를 항공기의 Ram air 출구의 ejector 밸브로 분사하여 인위적인 Ram air를 생성한다. 형성된 Ram air로 강제 대류에 의해 열교환기의 효율이 증가하고, 압축 공기의 온도를 감소시킨다. Ejector 밸브의 개폐를 조절하면 압축 공기의 온도 조절이 가능하며, 압축 공기가 적절한 온도가 되도록 조절하여 burn-in test를 수행하게 된다.

**2.2.2. 기존 절차의 문제점**

생산 중 burn-in test를 수행하였음에도 초음속 항공기의 시험 비행 중 12km 이상의 고고도 진입시 조종실에 이상 냄새가 보고되었다. 엔진과 APU 회전 부품의 상태, APU 오일 누유 여부를 확인하였으나 결함이 발견되지 않아 덕트 구성품의 국부적 가열로 판단하고 원인 분석을 진행하

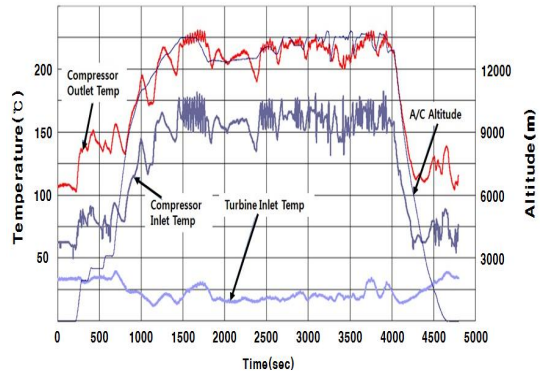


Fig. 2. Temperature graph of test flight

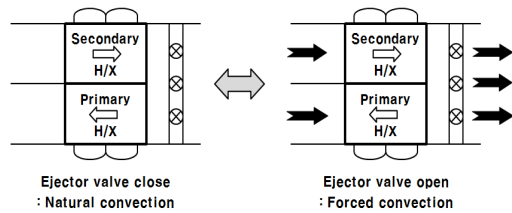


Fig. 3. Burn-in test(ON/OFF)

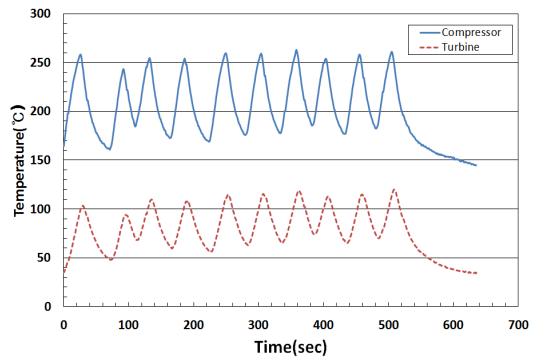


Fig. 4. Temperature graph of burn-in test

였다.

Burn-in test 수행 후에도 냄새가 발생하였으므로, 비행 조건과 Burn-in test 조건을 분석하여 차이점을 확인하였다. 고고도 진입시의 압축기 출구와 터빈 입구의 공기 온도는 Fig. 2와 같으며, 고고도에서 압축기 출구 온도는 대략 200~220°C 로 유지되는 것을 알 수 있다. 다음으로 지상에서 burn-in test 수행시 압축기 출구와 터빈 입구의 결과를 확인했다. 결과는 Fig. 4와 같으며, 압축기 출구 온도는 170°C에서 250°C를 반복하는 것으로 확인되었다.

이상과 같은 결과는 압축기부터 터빈 입구와

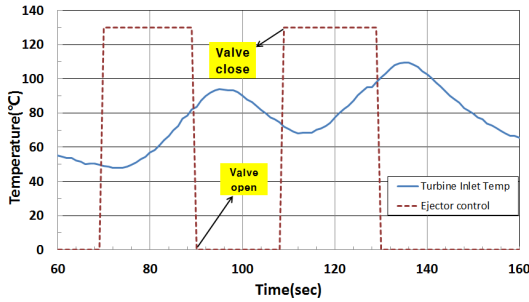


Fig. 5. Turbine inlet temperature according to the ejector valve control

Table 1. Thermal condition of a burn-in test

Conditions	Compressor outlet	Turbine inlet
Heating rate (°C/s)	3.23	1.89
Cooling rate (°C/s)	-2.78	-1.58
Time interval (sec)	17~40	
Temperature margin (°C)	18.9	11.4

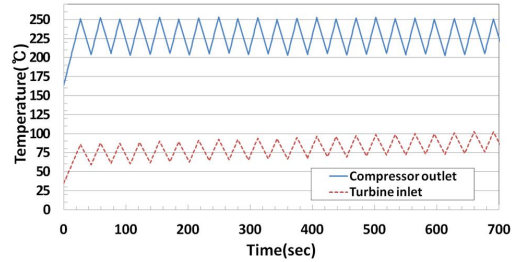
Table 2. Conditions for prediction

	Temperature change rate				Time interval
	Compressor		Turbine		
	+	-	+	-	
Condition 1	3.23	2.78	1.89	1.58	17
Condition 2	3.23	2.78	1.89	1.58	10
Condition 3	1.76	1.51	1.03	0.89	17

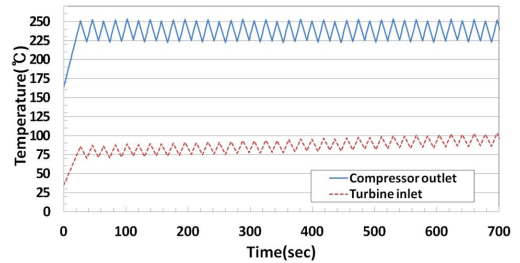
2차 열교환기를 연결하는 도관의 비행 가열 조건이 burn-in test를 이용한 가열 조건 보다 더욱 가혹함을 의미한다. 따라서, 고고도 비행시 냄새의 원인은 burn-in test를 이용한 도관의 가열 온도와 시간이 비행 시험에서의 도관 가열 온도와 시간에 미치지 못하여 잔존하는 부가 물질이 비행 중에 발생한 고온 조건에서 연소하여 발생하는 것으로 추정된다.

Burn-in test의 가열 조건이 비행시 가열 조건에 미달하는 원인을 파악하기 위해 burn-in test 수행시의 압축 공기 온도의 변화율과 응답 시간을 분석하였다.

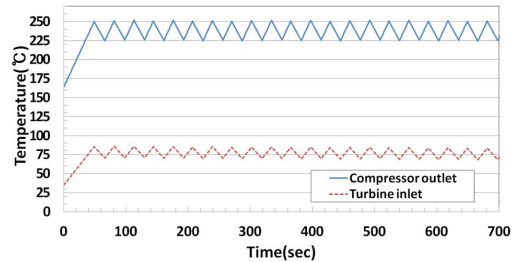
먼저 burn-in test 수행시의 압축기 출구와 터빈 입구 공기 온도의 기울기를 통하여 비교했다 (Fig. 4). 온도의 기울기는 선형으로 가정하여



(a) Test condition 1



(b) Test condition 2



(c) Test condition 3

Fig. 6. Temperature prediction

“증가량(감소량)/시간”으로 계산했으며, 결과는 Table 1과 같다. 온도 측정 결과를 통해 확인된 기존 절차의 문제점은 다음과 같다.

1) 공기 온도의 응답 시간: Table 1에 의하면 ejector valve의 개폐 구간별 시간은 17~40초이다. ejector valve 자체의 개폐 시간은 1초 미만이지만, 터빈 입구 공기 온도의 응답 속도가 느리기 때문에 증감이 바뀌는 시간은 그보다 대략 5초 이후가 된다(Fig. 5). 따라서 공기 온도가 터빈 입구 온도의 상한 값인 130°C에 근접하면 작업자가 적당한 시점에서 ejector valve를 개방하여 냉각하기 때문에 정확한 제어가 이루어지지 않게 된다.

2) 급격한 온도 변화: 비행 중의 온도 그래프와 burn-in test 절차의 온도 그래프를 비교하면 burn-in test의 온도 변화가 불연속적이고 급격함을 알 수 있다. 급격한 온도의 변화는 ejector

valve의 개폐에 의한 Ram air의 생성/제거가 반복되는 불연속적인 제어에 의한 것으로, 정밀한 온도 제어의 장애 요인이다.

3) 압축기와 터빈의 온도 조건 차이: 그래프를 살펴보면 압축기 출구 공기가 한계 온도에 도달하기 전에 터빈의 입구 공기가 한계 온도에 도달하는 것을 알 수 있으며, 따라서 220°C 이상으로 충분한 시간 동안 가열하는 것이 불가능하다.

측정 결과를 바탕으로 적정한 온도 변화율과 개폐 시간을 예측했으며, 예측에 사용된 기율기와 개폐 시간은 Table 2와 같다. Condition 1(Fig. 6. a)은 현재 burn-in test의 측정 결과 중 평균 온도 변화율과 최소 개폐 시간을 가정하여 예측한 결과로써, 압축기 출구 공기 온도가 220°C 이상을 지속하지 못함을 보여준다. Condition 2(Fig. 6. b)와 3(Fig. 6. c)은 220°C 이상을 유지하기 위한 기율기와 개폐 시간을 예측한 결과로, ON/OFF 방식의 burn-in test를 적용할 경우에는 압축기 출구 공기 온도 상승률은 1.7°C/s 이하 또는 개폐 시간 10초 이하가 되어야 압축기 출구 온도를 220°C 이상 유지하여 냄새를 효과적으로 제거하는 것이 가능하다.

### 2.3 연속 유량 제어 방식 Burn-in test 개발

#### 2.3.1. 연속 유량 제어 방식 Burn-in test

이상 냄새를 제거하기 위해서 필요한 압축기 출구 공기 온도 조건을 지상에서 만족시키기 위해서는 느린 온도 변화와 빠른 유량 제어가 필요하다. 그러나 기존 burn-in test(Fig. 3)는 ejector valve의 개폐를 통한 온도 제어를 수행하므로 냄새 제거를 위한 공정 조건을 만족시킬 수 없다. 따라서 온도 변화와 유량 제어를 적절하게 수행할 수 있도록 다음과 같은 새로운 burn-in test(Fig. 7)를 제안하였다.

- 1단계: GTG를 이용한 압축 공기 공급.
- 2단계: 1차 열교환기 ram air 입구 막음.  
Ejector valve 닫음과 유사한 상태가 되어 압축 공기 온도 상승
- 3단계: 터빈 입구 공기 온도의 변화에 따른 2차 열교환기 ram air 입구 공기 유량 조절을 통한 온도 제어
- 4단계: 압축기 출구 온도 220°C 이상으로 5분 이상 유지

Figure 1에서 보여주듯, 압축 공기는 환경 계통의 순환식 구조로 인해 다양한 구성품의 영향이 중첩되어 결정되며, 1차 열교환기와 2차 열교

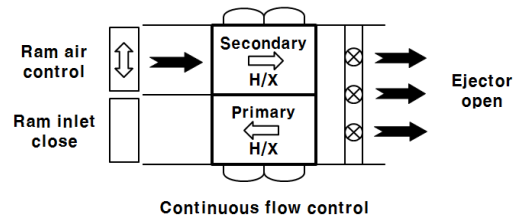


Fig. 7. Burn-in test(Continuous control)

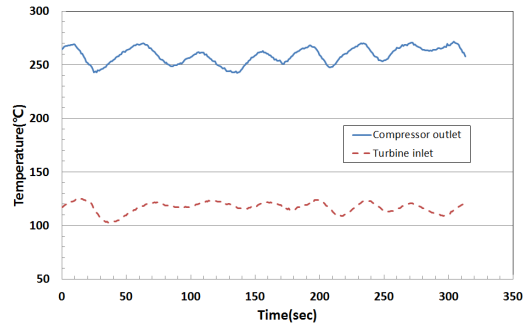


Fig. 8. Temperature graph of improved burn-in test

환기도 열적으로 연결되어 있다. 때문에 램 공기의 유량과 압축 공기의 온도를 선형적으로 표현하는 것은 난해한 작업이지만, 압축기로 유입되는 공기의 온도는 1차 열교환기의 온도에 지배적인 영향을 받으며, 2차 열교환기의 온도는 터빈 입구 온도에 더욱 큰 영향을 미친다. 따라서 제안된 절차는 1차 열교환기의 ram air 입구를 막음으로써 압축기 출구 공기 온도를 높이고, 2차 열교환기의 유량 조절을 통해 터빈 입구 공기 온도가 상한값을 넘지 않도록 제어하는 효율적인 방식이다.

#### 2.3.2. 지상시험

개선된 방식을 통해 수행한 burn-in test의 온도 그래프는 Fig. 8과 같으며, 피크 온도를 기준으로 압축기 출구 공기 온도와 터빈 입구 공기 온도간 대략 2~11초 정도의 시간차가 있다. 따라서 동시 제어는 불가능하지만 압축기 출구 공기는 한계 온도 대비 10°C 이상 낮게 유지되므로 터빈 입구 공기 온도를 기준으로 온도 제어를 수행하면 한계 온도 이하로 제어가 가능하다. Burn-in test 중 압축기 공기 온도를 235~270°C 구간으로 지속 가능하므로, 제안된 burn-in test를 통해 효과적인 항공기 조종실 냄새 제거가 가능할 것으로 판단된다.

#### 2.3.3. 비행시험

개선된 burn-in-test의 효과를 비행 시험을 통

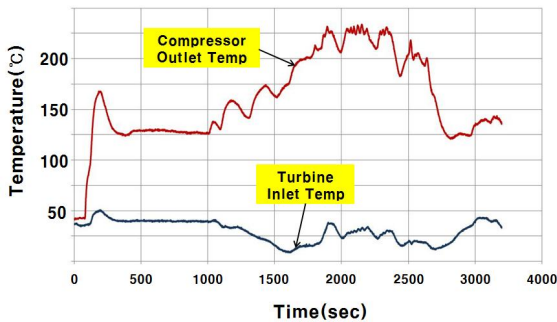


Fig. 9. Temperature graph of test flight(after improved burn-in test)

해 확인하였다. Fig. 9는 개선된 burn-in-test를 수행한 이후의 비행 시험 데이터 그래프이다. 기존의 이상 냄새가 발생한 비행 시험(Fig. 2)에서 압축기 출구 온도는 최대 약 230°C 수준에서 약 4~5분정도 지속되었고, 개선 후 비행 시험에서 압축기 출구 온도는 약 230~240°C 수준에서 4~5분정도 지속되었다. 개선 전, 후 비행 시험이 유사한 온도와 시간을 나타냈음에도 개선 절차를 적용한 항공기의 비행시험에서는 조종실내 이상 냄새가 발생하지 않았으며, 조종사의 만족도가 크게 향상되었다. 다만, 냄새는 정량적인 측정이 불가능하므로 유지 온도의 유지 시간의 비교를 통해 개선 효과를 확인하는 것이 보다 타당하다고 판단된다[6-8].

### III. 결 론

본 논문에서는 초음속 항공기 조종실의 초기 공기 품질 개선을 위한 새로운 burn-in test 절차를 제안하였다. 특수한 목적으로 사용되는 2인승 이하의 초음속 항공기는 생산 초기에 환경 계통의 구성품 가열에 의한 타는 냄새가 빈번하게 발생한다. 이를 해소하기 위해 burn-in test가 존재하지만, 고고도 비행시 타는 냄새가 지속적으로 발생하였다. 원인 분석 결과 고고도 비행시의 환경 계통 구성품의 가열 조건이 burn-in test 조건보다 가혹하여 발생하는 냄새임을 확인하였다. 이를 해결하기 위하여 ejector valve의 개폐를 통한 온도 조절 대신 ram air의 유량을 조절하는 새로운 burn-in test 방식이 제안되었다. 제안된 방식은 압축기 출구 공기 온도에 지배적인 영향을 미치는 1차 열교환기의 냉각량은 낮추면서 2차 열교환기의 냉각량을 조절하여, 고고도 비행 조건 이상으로 환경 계통을 가열하는 방식이다.

새로운 burn-in test를 적용한 결과 압축 공기 온도의 연속적인 제어를 통해 일정 시간 동안 적정 온도 이상 유지하는 것이 가능하였으며, 비행 시험을 통해 이상 냄새를 효과적으로 예방할 수 있음을 확인하였다.

### References

- 1) K. M. Yoo, "Review of Environmental Control System of 100 PAX Commercial Aircraft", J. of the KSAS, 1995, Vol. 23, No. 4, pp. 152~156.
- 2) D. Y. Seo, W. I. Son, Y. J. Oh, Y. S. Nam, S. S. Park, "ECS Condenser Icing Protection Design for T-50 Advanced Trainer", *KSAS conference Proceedings*, 2007, pp. 327~330.
- 3) H. J. Choi, K. H. Bae, Y. M. Byeon, Y. J. Kim, G. Y. Oh, S. H. Lee, D. Y. Jung, H. B. Lee, "The Research of Design Method of ECS Airborne Stores", *KSAS conference Proceedings*, 2011, pp. 780~785.
- 4) D. M. Park, Y. I. Joung, W. Y. Moon, S. S. Park, "A Study on the Performance Analysis of the PAO-AIR Heat Exchangers in an Aircraft", J. of the KSAS, 2012, Vol. 40, No. 11, pp. 934~939.
- 5) S. Y. Baek, Y. C. Noh, J. P. Cho, S. D. Kim, W. K. Oh, S. M. Ahn, S. J. Kwon, "Development and Component Performance Test of ACM for Fighter's Cockpit", *KSAS conference Proceedings*, 2014, pp. 20~23.
- 6) D. Y. Seo, W. I. Son, Y. J. Oh, J. H. Kim, S. S. Park, "Design Verification of Cabin Pressurization System by Flight Test of T-50 Advanced Program", J. of the KSAS, 2006, Vol. 34, No. 11, pp. 70~75.
- 7) S. H. Lee, I. M. Jung, J. H. Jung, J. K. Sim, S. S. Kang, S. H. Park, B. H. Han, H. R. Moon, J. B. Cha, B. I. Lee, "Flight Test of Propulsion System for Verifying Engine/Aircraft Compatibility of T-50 Advanced Trainer", J. of the KSAS, 2007, Vol. 35, No. 10, pp. 948~956.
- 8) ROKAF, "Flight Test Report for Environmental Control System", 85PR0883 TIS-FB-004, 2005.