

항공기용 임무 통제 컴퓨터(General Avionic Computer)의 품질인증시험절차 수립에 관한 연구

Study of the Qualification Test Procedure for the General Avionic Computer for Aircraft

조 장 현*
Jang-Hyen Jo*

<Abstract>

This paper discuss the Qualification Test Procedure which is composed of main functional and environmental tests for the localizing avionics and subsystems, especially the detail test approaches of General Avionics Computer(GAC) through the analysis of related technical data packages for the purpose of performance proof of final products. Quality assurance procedures are properly established with the several kinds of inspections and functional test items. They are called as process inspections, functional test, acceptance test procedure and qualification test procedure. The qualification test procedure are composed of the analysis of original engineering design concept and shall be performed for the acquisition of the certification of the GAC's quality as well as the aquisition of the related techniques and engineering know-how items.

Key Words: *Source qualification test, General Avionic Computer, Acceptance test*

1. 서 론

현대의 기계장비와 전자공학과의 연계는 실로 놀라운 과학문명의 발전을 이룩할 수 있는 계기가 되었다. 또한 전자장비의 생산에서 기계장비에 의한 제작 및 생산과정을 통하여 정밀한 기능과 성능을 나타낼수 있도록 기계공학의 지원도 대단한 역할을 하였다. 이러한 가운데

기계공학과 전기/전자공학의 자연스러운 만남이 시작되고 급기야 새로운 학문적 용어가 생기기도 하였다. 이러한 전자기계기술의 발달은 최신예의 시스템을 개발 가능케 하였고 사용목적에 따라 개발되는 기술 중에는 군사적인 목적에 의해 먼저 개발된 기술이 군사용 제품으로 발전된 후 일반적인 상용화기술로 전환, 발전된 경우도 아주 흔하다. 항공전자라는 용어

* 정회원, 한라대학교 기계공학부 조교수 / 工博
(033) 760-1216

E-mail : jhjo@hit.halla.ac.kr

* Assistant Professor, School of Mechanical Engineering,
Halla University

(Avionics)의 탄생은 이러한 항공기용 전자장비의 발전과 함께 이루어졌으며 이러한 전자장비의 생산적인 요소는 설계, 가공 및 조립이라는 자연스러운 기계공학과 접목이 이루어지고 기능과 그 성능의 확인 역시 설계요소와 생산요소의 복합적인 검증으로 발전되었다. 이러한 검증사항들은 설계개념을 바탕으로 정밀 전자기기의 생산에 적용되는 가공, 조립 및 시험등의 과정에서 적용될 수 있겠다. 특히 전투기에 탑재되는 전자장비는 일반적인 설계사양에 대하여 참고문헌⁽¹⁾에 나타난바와 같이 고속의 운영과 군용항공기의 경우에는 전투시의 총포 및 화기사용시의 진동등 기계적/동역학적인 영향을 받으므로 생산성과 품질보증은 매우 중요하다고 하겠다. 이에 본 논문은 항공전자기기중 비행 항법 데이터의 계산 및 항법장비의 통제, 기타 탑재된 군사용 무기의 제어등의 역할을 수행하는 GAC의 동역학적 요소에 의한 영향을 받으며 수행토록 그 성능의 기술적 설계확인 내용을 구체적으로 분석한다. 특히 국내에서도 직접 생산함에 따라 생산공정과 품질인증과정을 수행한바 있으며 이러한 실제적인 품질확인 수립내용을 기준으로 분석하기로 한다.

2. 본 론

2.1. GAC의 기능 및 구성

GAC는 항공기에 탑재되는 대표적 항공전자(Avionics) 품목으로 모든 항공전자 장비를 통제하는 컴퓨터로 운항데이터 및 탑재무기의 통제와 발사, 주변 항전장비의 데이터, 자체진단과 전방시현기(Head Up Display: HUD) 지원을 위한 알고리즘의 저장과 계산을 수행한다. 또한 연료의 흐름, 전원등 항공기의 에너지를 감시, 관리하고 각종 센서와 display monitor의 process와 서브 시스템과 데이터를 주고받는 MIL-STD-1553B Bus의 main controller로서 작동한다. 특징으로는 VHSIC (Very High Speed Integrated Circuit)를 사용, 고속 정보처리가 가능하며 낮은 전력으로 작동가능하며 SMT(Surface Mounting Technology)을 이용하여 소형 경량화 하였다. 장비 구성은 4개의 모듈과 2개의 Battery Assy 및 Computer Sub

Assy로 구성되며 상세한 구성과 제원은 Table 1, 2와 같다. 또한 GAC를 구성하고 있는 각 모듈은 Table 2에서 나타난 것과 같이 크게 SDI(Serial Data Interface), IOC(Inpu/Output Control), Memory, CPU Module 및 Power Supply 등으로 구분되며 그 수행 기능은 Table 3과 같다.

Table 1. Main Specifications of GAC

주요제원	규격
무게	23lb(10.43kg) MAX
크기	5.29"W 7.80"H 14.96"L MAX
소요입력전원	115V 400 Hz 100 Watts
Processor	MIL-STD-1750A(16BIT)
Data 처리속도	System Clock : 50 MHz 1.6 Million Instruction per Second(MIPS)
Data Bus	MIL-STD-1553B
Memory 용량	256 K words SRAM
Cooling 방식	강제냉각(Forced Air Cooling)
Battery 수명	12개월(Primary), 3개월(Secondary)
Data 보존	10년(95% Capacity at 25°C)
Mean Time Between Failure	3,438 Hrs

2.2. GAC의 주요 제작 과정 및 품질보증방안의 종류

GAC의 제작에 필요한 품질보증체계는 전반적인 전자기적(electromagnetic)인 요소가 포함되어 있는바 설정된 제조공정간의 검사와 최종 완제품의 성능과 규격확인을 위한 수락시험(Acceptance Test)등으로 구별되며 이는 양산시의 검사과정 과 시험항목이다. 공정검사에서 수행하는 주요 내용은 조립상태의 검사와 각종 전기적 사항의 점검으로 납땜상태의 검사와 세척, 코팅과 배선등의 검사로 이루어진다. 본 논문에서는 이러한 생산활동의 검사내용외에 설계사항의 점검, 즉 생산자 변경에 따른 설계항목점검의 필요성에 의해 수행해야하는 인증과정과 세부 항목등을 검토한다. 품질보증의 각종 절차 및 시험의 종류는 매우 복잡하고 품목

마다의 특성에 따라 다양하다. 이를 크게 분류해 보면 생산과정 즉, 각 공정간 검사와 기능 확인을 위한 성능시험(Operation Test) 그리고 양산시 완제품에 대해서 수행하는 수락시험(Acceptance Test Procedure)을 꼽는다. GAC의 수락시험의 내용은 최종 성능을 Initial Operation Test(IOT), Random Vibration Test,

Table 2. Sub Systems of GAC

구성부분	해당부품
GAC	GAC Assy Mount Assy
Module	SDI Module IOC Module Memory Module CPU Module Power Supply Battery Assy Computer Sub Assy
Sub Assy	Harness Assy Chassis Kit Battery Housing Assy SDI Board IOC Board Memory Board Backplane Assy Filter Assy Cable Assy

Burn-In Test, Final Operation Test(FOT) 등 성능시험항목 및 세부내용으로 확인한다. 또한 항공전자품목의 설계사양을 주로 확인하는 시험절차를 일컬어 품질인증시험(Qualification Test Procedure)이라고 한다. 한편 이러한 품질인증시험에서 생산자의 변경 즉, 인력, 기술, 장비의 변화에 따른 일부 품질인증의 과정이 요구된다고 판단될 경우 실시하는 신규생산자 품질인증시험(Source Qualification Test Procedure) 절차가 구분된다. 주로 신규생산자 품질인증시험절차는 성능시험항목으로 구성된 수락시험의 부분항목과 환경시험항목(Environmental Test)으로 품목 특성에 맞추어 구성되는 것이 통상적이다. 현재 우리나라의 기술수준을 비추어 보면 완전 설계기술확보에 의한 자체 생산능력은 각종 항공전자(Avionics)품목과 초정밀 / 고부하 기계장

비의 경우는 확보되지 못한 현실로 일부 생산 기술을 적용하여 국산개발에 만족하고 있는 상태이다. 이를 정리하여 품질 보증체계를 살펴보면 Table 4와 같다. 고로 개발 및 양산시까지를 검토할 때 가장 시기적으로 먼저 수행되는 시

Table 3. Main Functions of Each Modules

Module	주요 기능
Central Process Unit (CPU)	- MIL-STD-1750 Instruction Set 운용 - 확장 Memory addressing 능력 - 218 block protect RAM 포함 - 1.6 Million Instruction per second 실행
Memory Module	- 262,144 words RAM 포함 - 55 nano seconds(ns)의 Memory Access Time - 120 ns 의 Memory Cycle Time
Input/Output Controller (IOC) Module	- SDI Channel을 위한 DMA(Direct Memory Access) 수행 - 8192 words start up ROM - SDI & CPU interface - 항공전자 장비와 CPU interface
Serial Data Interface(SDI) Module	- GAC와 MIL-STD-1553 Bus 기능 수립 - Four Dual redundant 1553 channel - DMA 기능 - 1553 Bus & CPU interface
Power Supply	- 115 V AC, 3 Phase 400 Hz input - Out Power * 5.0 V DC \pm 3 %, 13.7 Amps * 15.5 V DS \pm 2 %, 0.35 Amps * -15.5 V DS \pm 2%, 0.72 Amps * 5.0 V , 400 Hz (Analog reference signal) - Over Voltage protection - CPU Power - Up sequence signal 제공 - Power-Up sequence 동안 reset signal 발생

험은 품질인증시험(Qualification Test Procedure)이고 그 범위도 가장 넓다고 하겠다. 이에 포함되는 내용이 수락시험(Acceptance Test Procedure)이고 성능시험(Operation Test or Functional Test)이 더 작은 범위로 수행된다. 이에 GAC에 해

Table 4. Definitions and Contents of Each Quality Assurance Tests

구분	정의	주요 내용	비고
품질인증시험	- 설계사양의 확인 - 시제품 기능 확인	- 성능시험 (Operation Test 또는 Functional Test) - 수락시험 (Acceptance Test Procedure) - 환경시험 (Environmental Test)	주로 시제품 개발 및 설계사양 확정시에 실시
수락시험	- 양산품 성능 및 기능의 확인	- 성능시험 - 환경시험항목의 일부	양산단계에서의 기능 확인
성능시험	- 수락시험절차상의 일부항목	- 각종 성능항목 확인	수락시험에 포함된 기본적인 성능을 확인

당하는 내용에 대해서 상세하게 그 시험의 내용과 항목을 검토하기로 한다.

2.3 성능시험의 목적과 구성

성능시험은 각 환경시험의 수행 전/후에 표준상태 조건에서 GAC의 작동이 정상적인가를 확인하는 시험으로 관련 software를 시행시키면 자동으로 시험이 실시되며 시험장비의 모니터 및 프린터에 Passed/Failure 등으로 표시된다. (Table 5 참조) 이 시험에 사용되는 장비는 Input/Output Optional Test Set와 Mounting Rack Assembly이고 사용 Software는 Special Test Software Disk가 사용된다.

Table 5. Debug Menu of Acceptance Test Procedure

** GAC ATP DEBUG MENU
1. CPU TEST
2. MEMORY TEST
3. IOC TEST
4. 1553 SDI TEST
5. ROM TEST
6. BATTER TEST
7. POWER UP/DOWN TEST
8. PERFORM ATP
9. RETURN TO OPERATING SYSTEM
10. ENTER UUT HEADER DATE

한편 시험수행방법과 절차는 이와 같다.

- (가) 시험장비 및 software의 상태 입력
- (나) Monitor상에 운용자 요구정보 입력
GAC Part Number, GAC Serial Number, FTE Part Number, FTE Serial Number, FTE Calibration Due Date
- (다) 다음번 교정일을 입력하고 나면 아래의 ATP(수락시험) Menu가 나타난다. 키보드 "8"을 선택한다.
- (라) 시험수행을 하면 자동으로 각 Module 별로 시험을 실행한다.
- (마) 시험이 완료되면 Monitor에서 시험결과를 확인하고 프린터로 시험결과를 출력한다.
- (바) FTE(Functional Test Equipment)로부터 GAC를 분리하고 FTE Power를 내리기 전에 성능시험 소프트웨어를 제거한다.

2.4 수락시험 절차와 내용

여러 공정을 거쳐 최종 완제품이 생산되었을 때 완제품의 품질이 설계개념과 성능 및 규격 요구조건을 만족하는지를 최종 확인하는 시험 절차이다. 시험순서와 내용은 다음과 같다.

- (가) Initial Operation Test (IOT)
Burn-In Test 전에 장비의 성능에 문제가 없음을 확인하기 위하여 위 2.3항과 같은 성능시험을 수행한다.
- (나) Random Vibration Test
일정한 시간동안 정해진 조건에 따라 진동시험을 수행한다. Random Vibration 중에 GAC의 정상 작동상태를 확인한다
- (다) Burn-In Test
IOT가 완료된 후 초기 고장을 배제하기 위

하여 열충격(Thermal Shock)을 제공한다. 그 조건은 일반적으로 온도환경의 가장 저온상태인 -54℃에서 최고온도한계인 71℃까지 주어지며 자세한 조건은 자료⁽¹⁾에 의거한다.

(라) Final Operation Test

Burn-In Test 동안과 이후에 발생할 장비의 기능적 실패를 확인하기 위하여 위 2.3항의 성능시험을 수행한다.

위와 같은 다양한 시험종류가 품질보증방안으로 체계적으로 수립될 때 설계개념과 부합되는 성능과 기능을 확인할 수 있으며 이외에도 환경적 요인을 점검하는 시험으로 환경시험(environmental test)이 있는데 이는 설계기능의 확인을 위한 체계적 절차인 품질인증시험절차(Qualification Test Procedures)중에 실시하게 된다.

3. 품질인증시험 절차(Qualification Test Procedures)

품질인증시험 절차는 항공기 부품의 품질을 보증하기 위하여 기능 및 성능이 제품의 설계규격 및 요구조건의 충족여부를 확인하기 위한 시험절차로 크게 개발단계에서의 시험과 기술이전 방법에 의한 생산요소 변경시 실시하는 시험절차등으로 구분한다. 초기개발단계에서 실시하는 시험은 시스템의 구현 분석, 설계결함의 최소화, 설계 대체성 확인 작동 효율 및 성능평가 등을 목적으로 하고 기술이전시에 실시하는 시험절차는 생산요소(설비, 인원, 공정 등)의 변경으로 인하여 발생될수 있는 품질 불일치 사항을 초도생산시 확인하여 기술이전후의 품

질성능을 보장하기 위한 목적으로 수행한다.

이를 특별히 신규생산자 품질인증시험절차(Source Qualification Test Procedures)라고 하기도 한다. 품질인증시험은 참고문헌⁽⁴⁾의 환경시험(environmental test)과 수행전후로 성능 및 기능을 평가하는 성능시험(Operation Test)과 수락시험(Acceptance Test Procedure)으로 구성된다.

3.1 품질인증시험절차(Qualification Test Procedures)

품질인증 시험절차는 GAC의 구체적인 참고문헌⁽⁵⁾의 기능성을 만족하는가에 대하여 점검하는데 대개 Pre-Acceptance Test후 Post Acceptance Test를 마친후 Environmental Test의 순서로 구성된다. Pre-Acceptance Test와 Post-Acceptance Test는 생산품 검사(Examination of Product) 즉 승인 도면과 모든 Specification 요구조건을 확인하고 생산된 장비의 신뢰를 확인하기 위하여 승인된 수락시험절차에 따라서 장비의 기능적 특성을 검사하는 성능시험(Function Test)으로 구성된다.

3.2 환경시험(Environmental Test)

참고문헌⁽⁴⁾의 각종 환경시험항목중 신규 생산자에 의한 제품에 실시하기로 검토된 사항은 다음과 같다.

- 온도/고도시험(Temperature/Altitude Test)
- 냉각공기 온도충격시험(Cooling Air Thermal Shock Test)
- 진동시험 (Vibration Test)

Table 6. Conditions of Temperature/Altitude Test

시험단계	온도	냉각공기온도/ 냉각공기량	고도(기압)	피시험체 작동방법	시험시간
1	표준상태	27℃, 0.254(kg/min)	지상고도, 1 atm	연속작동	성능확인시간
2	+71℃	27℃, 0.254(kg/min)	60,000 FT, 1.04 atm	연속작동	온도안정후 1시간
3	+71℃	27℃, 0.254(kg/min)	78,000 FT, 0.44 atm	제한적 작동	2분 이상
4	+71℃	-18℃, 0.09(kg/min)	60,000 FT, 1.04 atm	연속작동	1시간
5	-40℃	-54℃, 0.077(kg/min)	60,000 FT, 1.04 atm	연속작동	1시간
6	표준상태	27℃, 0.254(kg/min)	지상고도	연속작동	성능확인시간

- 기계적 충격시험 (Mechanical Shock Test)
- 습도시험 (Humidity Test)

한편 위와 같은 시험에 필요한 각종 시험장비는 시험항목과 그 기능을 점검할 수 있는 별도의 시험장비를 사용하게 되며 이는 현재의 국내기술수준으로는 전량 수입하여 사용될 수밖에 없다. 환경시험의 세부항목별 시험 내용을 살펴보기로 한다.

3.2.1 온도/고도시험(Temperature/Altitude Test)

온도/고도 시험은 고온/저온 및 저압 상태에서 기능상 정상적인 작동 여부를 확인하며 그 확인할 Data는 주요 부분의 표면과 기준온도, 실험 chamber 내의 온도 냉각공기 흐름 정도, 공급온도, 출구온도 등이다. 한편 세부적인 시험 조건은 Table 6과 같다.

3.2.2 냉각공기 온도 충격 시험(Cooling Air Thermal Shock Test)

갑작스러운 대기온도의 변화 속에서 성능의 저하 없이 정상적으로 작동이 가능한가를 확인하는 시험으로 기록되는 데이터는 상기의 온도/고도시험의 사항과 동일하다. (Table 7 : 시험 조건)

Table 7. Conditions of Cooling Air Thermal Shock Test

단계	1	2	3
온도	표준상태	표준상태	표준상태
냉각공기 온도	+27°C	-18°C ~ +49°C (초당1.7°C 상승)	+27°C
냉각 공기량	0.56 lbs/min	1.41 lbs/min	0.56 lbs/min
고도	지상고도	지상고도	지상고도
작동방법	연속작동	연속작동	연속작동
시험시간	성능확인 시간	온도상승시간	성능확인 시간

3.2.3 진동 시험(Vibration Test)

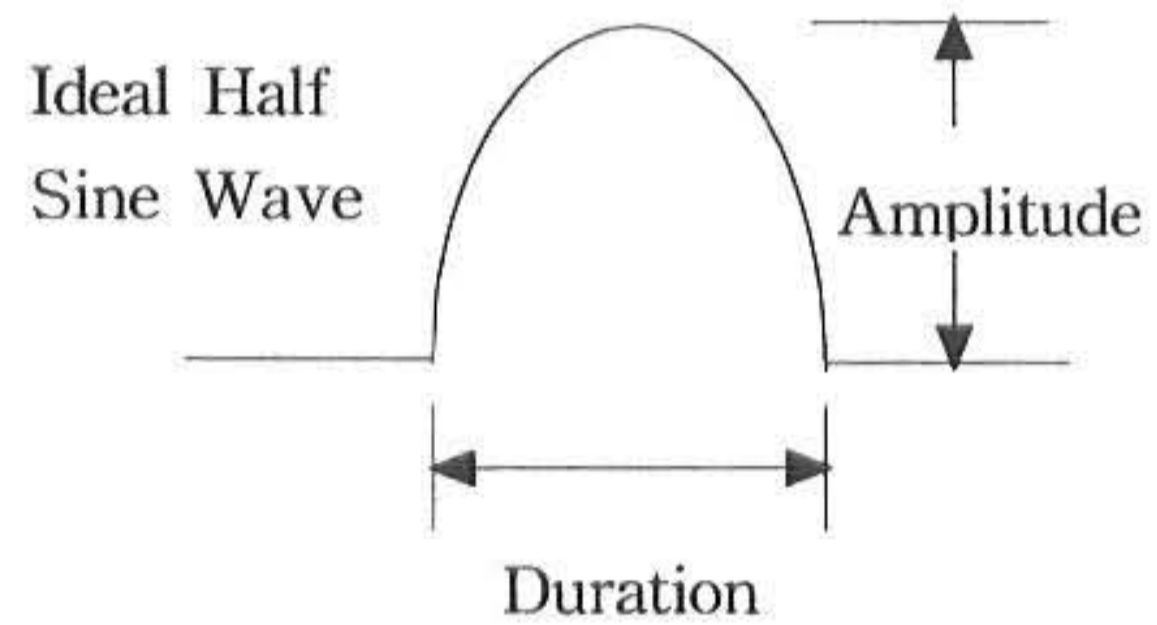
항공기에 장착된 상태에서 운용중 발생하는

Table 8. Conditions of Vibration Test

단계	1	2	3
구분	성능시험	Performance Random Vibration	성능시험
주파수 영역	무진동	10-30 Hz 30-60 Hz 60-260 Hz 260-600 Hz 600-2000 Hz	무진동
진폭	무진동	0.20 G ² /Hz +3 dB/Octave 0.40 G ² /Hz +3 dB/Octave 0.92 G ² /Hz	무진동
작동방법	연속 동작	연속작동 (메모리 성능 확인)	연속 작동
시험시간	성능확인시간	X,Y,Z 축당 1시간(총 3시간)	성능확인시간

진동의 영향에 대하여 기능상 정상적인 작동 여부를 확인하며 세축방향(X,Y,Z)으로 각각 시험을 수행한다. 이에 대한 시험조건은 Table 8과 같다.

3.2.4 기계적 충격 시험(Mechanical Shock Test)



	Peak Value(g's)	Nominal Duration(msec)
Logitudinal	15±1.5	11±1.0
Vertical	15±1.5	11±1.0
Lateral	15±1.5	11±1.0

Fig. 1 Diagram of Mechanical Shock Wave

항공기에 장착되어 운용 및 점검시에 나타나는 간헐적인 shock에 대하여 성능의 저하 없이 정상 작동여부를 확인한다. X, Y, Z 축방향으

로의 shock에 대하여 시험을 수행하고 시험조건은 아래의 Fig. 1과 Table 9와 같은 정현파의 모습으로 주어진다

Table 9. Conditions of Mechanical Shock Test

단계	구분	진폭	작동방법	시험시간
1	표준상태 시험	최대 15±1.5G 정현반파	연속 작동	각축당 11±1 msec

3.2.5 습도시험(Humidity Test)

습한 주위 환경에서 성능의 저하 없이 기능상 정상적인 작동이 되는가 여부를 확인한다. 이에 대한 시험조건과 수행방법 및 검사내용은 Table 10과 같다.

4. 결론

고성능의 항공전자(Avionics) 장비는 정밀성과 기능성이 매우 정밀하고 세심한 면이 강조되는 품목으로 이에 대한 생산과 설계규격확인 은 특히 자체적인 개발능력이 부족한 경우 생산체계에 있어서는 중요한 기술의 하나이다. 이에 항공임무통제컴퓨터(General Avionics Computer)의 품질보증방안으로 실시되는 일부 설계규격확인 절차인 품질인증시험 절차(Qualification Test Procedures)와 이에 포함된 기능수락시험(Pre- & Post-Acceptance Test), 성능시험항목과 생산공정간 시행되는 공정간 검사등 필요한 절차를 검토하였다. 항공전자품목의 개발기술에는 설계기술과 생산기술 그리고 품질보증기술

등으로 나누어지는데 우리나라의 현실로 보아 이 보다는 생산기술과 품질보증을 위한 각종 시험기술 및 검사기술 그리고 이에 필요한 각 시험장비 및 장비운용기술 등의 확보가 더욱 효과적으로 여겨지며 이를 통한 설계기술의 확보가 오히려 더욱 개발의 시간을 단축할 수 있으리라 판단된다. 이러한 품질보증기법의 확립과 향후 국내 시험 결과를 토대로 한 각 시험의 이론적인 분석과 이를 통한 시험장비의 개발에 관한 검토가 향후 새로운 발전방향을 제시할 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) MIL-E-5400, "Electrical Equipment, Airborne, General Specification", 1982
- 2) MIL-STD-810E, "Electromagnetic Emission and Susceptibility Requirements for the Control of Electromagnetic Interface, " 1984
- 3) MIL-STD-462, "Electromagnetic Interference Characteristics, Measurement of," 1987
- 4) 16PS011C "Environmental Criteria for F-16 A/B and C/D," 1988
- 5) 16ZE325D, "Prime Item Development Specification for the General Avionics Computer," 1990.

(2000년 8월 19일 접수, 2001년 4월 30일 채택)

Table 10. Conditions of Humidity Test

단계	온도	습도	고도	작동방법	시험방법	비고
1	표준상태(27℃)	대기습도	지상고도	연속작동	성능확인시간	
2	~ 71℃	~95%RH	지상고도	비작동	2시간	RH(Relative Humidity)
3	+71℃	95%RH	지상고도	비작동	6시간	
4	~28℃	~85%RH	지상고도	비작동	16시간	
5	28℃ ~71℃	85~95%RH	지상고도	비작동	240시간	2,3,4단계10회반복
6	표준상태(27℃)	대기습도	지상고도	연속작동	성능확인시간	성능/육안검사