

## 무인항공기 운용 환경조건 시험절차 수립

윤상욱<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>국방과학연구소 제7기술연구본부

### A Study on the Establishment of Environmental Test Procedures for the UAV

Sanguk Yun<sup>1,\*</sup>

<sup>1</sup>The 7<sup>th</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development

#### Abstract

In this paper, we test procedures to demonstrate operating environmental conditions that can be exposed to UAV during its life-cycle are proposed. They are set up to be used in a large-sized climate chamber, one of the facilities of the Agency for Defense Development corresponding with the system requirements. The test steps and profile details were more specifically suggested for rainfall, humidity, and temperature (low-temperature storage and operation, high-temperature operation and solar radiation), and MIL-STD-810G w/Change-1-based.

#### 초 록

본 논문에서는 무인항공기가 수명주기 동안 노출될 수 있는 운용 환경조건 입증을 위한 시험절차를 제안한다. 시험절차는 국방과학연구소 초대형 기후환경 챔버에서 시스템 요구조건을 입증할 수 있도록 수립되었다. 다양한 환경조건 중 비행체 단위에서 요구받는 강우, 습도 및 온도(저온 저장, 저온 운용, 고온 운용 및 일광(고온 저장)) 환경조건에 대하여 MIL-STD-810G w/Change 1을 기반으로 수립된 시험 단계와 상세 프로파일에 대해 제안하였다.

**Key Words** : Unmanned Aerial System(무인항공 시스템), Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Life Cycle(수명주기), Environment Test(환경 시험), MIL-STD-810G w/Change 1

## 1. 서 론

무인항공 시스템 산업의 급격한 성장과 더불어 비행 안전성에 대한 관심이 높아지고 있으며, 군용 무인항공기 관련 법률 및 훈령 또한 제정되어 있다[1, 2]. 개발단계의 무인항공기는 수명주기 동안 노출될 수 있는 운용 환경조건(강우, 습도, 온도, 고도, 진동, 가속도, 충격 등)의 입증이 비행안전성 측면에서 필요하다. 앞 선 환경조건 중 시험시설과 방법 등의 현실적인 제

약으로 인하여 고도, 진동, 가속도, 충격 등의 요구사항은 비행체 구성품 단위에서 입증을 요구받으며, 전체 구성품을 탑재한 비행체 단위에서는 운용 환경조건에서의 강우, 습도 및 온도를 만족하게 설계되었는지 입증이 필요하다.

환경조건 입증을 위해 다양한 분야에서 MIL-STD-810 환경시험 규격서를 인용하고 있으며, 이와 관련된 참고문헌을 살펴보면 MIL-STD-810G w/Change 1[3]과 관련하여 C. K. Yang 등은 강우시험 장비가 시험규격 조건을 만족하는지 검증하였고, T. J. Song 등과 T. K. Park 등은 습도시험과 온도시험에 대한 규격서 개정이력에 대해 고찰하였다[4-6]. M. H.

Received: Apr. 12, 2019 Revised: May 14, 2019 Accepted: May 19, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-0708, E-mail: appiros@add.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

Kim과 J. R. Kim은 MIL-STD-810F를 기준으로 열 환경시험에 대해 기술하였다[7]. B. S. Kang 등과 S. G. Yeo 등은 환경시험기준 및 적용방안을 연구하였다 [8, 9].

본 논문에서는 무인항공기 개발단계에서 혹한기/혹서기 등의 주요 시험평가에 앞서 국방과학연구소 초대형 기후환경 챔버에서 입증할 수 있는 비행체 단위의 운용 환경조건 시험절차를 제안한다. 본 논문에서 제안하는 시험절차는 MIL-STD-810G w/Change 1을 기반으로 수립되었으며, 비행체 단위의 개발품을 시험으로 입증할 수 있는 각 환경조건(강우, 습도, 온도(저온 저장, 저온 운용, 고온 운용 및 일광(고온 저장)) 별 시험단계 및 상세 프로파일을 제시하고자 한다.

## 2. 초대형 기후환경 챔버

국방과학연구소 초대형 기후환경 챔버(32 m(W)×42 m(D)×15 m(H))[10]는 미 군사규격에 따라 온·습도, 강우, 강설, 태양열복사 시험 등 다양한 기후환경시험 수행이 가능하며, 주요 환경시험 능력은 Table 1과 같다.

**Table 1** Environmental Test Capabilities

Environments Test	Capabilities
Low/High Temp.	-54 °C ~ +54 °C
Humidity	10% RH ~ 100% RH
Rain	13 mm/h ~ 610 mm/h
Snow	75 mm/h
Solar Radiation	55 W/m <sup>2</sup> ~ 1,120 W/m <sup>2</sup>
Wind	18 m/s
Jet Engine Running Test	Supplied air flow rate : 228 kg/sec

## 3. 시험 준비

환경시험을 수행하기 전 비행체 형상 및 시험 환경

(온도, 대기압, 상대 습도 및 시험장 구성도 등)을 정의하고 시험 항목에 맞추어 지원 장비를 준비한다. 지원 장비는 공통 지원 장비(외부 전원 및 레이더 거치대, 검사/측정용 장비)와 시험 별 지원 장비(강우(강풍기), 저온(방한복), 고온(지상냉각기))로 구성한다. 지상냉각기는 동체 내부의 온도가 시스템 요구조건을 초과하는 고온으로 상승 시 내부 구성품 보호를 위하여 필요 시 사용한다.

유인항공기와 다르게 무인항공기 환경시험의 상온에서 해당 환경조건 평가 기준 수립을 위한 Baseline Test(I)/(II) 및 운용시험은 통제실에서 수행되며, 비행체와 통제실 내부의 비행체 점검장비 연결을 위한 케이블을 준비한다. 시험 중 비행체 내부 온도센서를 통한 내부 온도 기록을 위해 탑재계측장비와 계측 지상 점검장비(통제실) 사이를 유선으로 연결한다. 강우를 제외한 환경시험에는 비행체 외부 표면 온도 측정을 위해 환경시험장에서 제공하는 T-type 열전대를 사용하며, 비행체 전체의 온도 데이터를 획득할 수 있도록 동체 및 주익 상/하부로 나누어 부착한다. 일광시험에서는 방사되는 일광의 세기를 측정하기 위해 비행체 중앙부에 일사계를 설치한다. 엔진 작동 점검이 시험 항목에 있을 시, 엔진 작동으로 발생하는 배기가스를 챔버 외부로 배출할 수 있는 방안(배기덕트 장착 및 팬을 이용한 배출 등)을 마련 후 설치한다.

## 4. 강우 시험

### 4.1 시험조건

비행체 강우시험은 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 506.6, 2.2.2 a. Procedure I-Rain and Blowing Rain 절차에 따라 수행한다. 2.3.2 Rainfall/Drip Rate a. Procedure I의 최소 강우율은 102 mm/h이지만, 102 mm/h는 비행체 보관함 강우시험에 적용을 하고 비행체 강우시험에서는 실제 비행 운용 시 요구되는 강우율을 적용한다. 요구되는 강우율이 13 mm/h 이하일 경우에는 초대형 기후환경 챔버가 구현 가능한 최소양인 13 mm/h를 적용한다. 풍속은 2.3.4 Wind Velocity를 고려하여 18m/s를 적용한다.

### 4.2 시험구성

강우시험은 Baseline Test(I), 강우모사(온도조건 : 상온(+15 ℃ ~ +35 ℃ 범위에서의 임의 온도), 강우량(13 mm/h), 풍속(18 m/s)), 육안점검, Baseline Test (II)로 구성한다. Baseline Test(I)은 강우모사를 수행하기 전 비행체에 대한 정상 상태 여부를 확인하고, 시험 전/후 비행체 각 구성품의 형상과 성능 변화를 확인하기 위한 기준을 수립하기 위하여 수행된다. 강우모사는 자연 기상 조건 하에서 비행체 운용 시 강우 영향성을 확인하기 위한 시험으로서, 비행체 내 수분의 침투와 침투된 수분의 배수가 원활한지 시험한다. Baseline Test(II)는 강우모사 완료 후 비행체 각 구성품의 형상과 기능/성능 상태를 측정하기 위하여 수행된다. Baseline Test(I)과 Baseline Test(II)의 결과를 비교함으로써 비행체에 대한 강우 영향성(성능 저하 및 형상변화)을 확인한다.

### 4.3 세부시험절차

강우시험에 적용되는 강우량 및 시험 프로파일은 Fig. 1과 같다. 이는 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 506.6, 4.4.2 Procedure I의 절차를 적용하되 챔버 설비 한계를 고려한 것이다.

Baseline Test(I)은 강우모사 전 비행체의 정상 작동 여부 및 상태를 확인하는 시험으로서, 비행체 점검 장비에 의한 통신, 기능 확인 시험 및 엔진 작동 점검으로 구성된다. Baseline Test(I) 조건은 온도 +25±10 ℃이며, 시험 전 비행체 외부상태, 연료 누유 및 엔진 오일/냉각수 누유에 대한 육안 점검을 수행한다.

Baseline Test(I)이 완료된 후 강우모사(I)을 수행하며, 비행체 전원인가 전 내부로의 수분침투 여부를 확인하기 위하여 강우량 13 mm/h 및 풍속 18 m/s로 강우를 비행체 전면에 30분간 분사한다. 강우모사(I)이 완료되면 비행체 점검창을 열고 내부 육안점검(I)을 수행한다. 비행체 내부의 수분을 제거할 필요가 있을 경우 수분을 제거 또는 건조하며, 전원 공급에 문제가 없으면 강우모사(II)를 수행한다. 비행체에 외부전원을 연결하여 엔진을 작동시키고, 외부 전원선을 탈거한 후 비행체 점검장비만 연결된 상태에서 외부전원공급

측 점검창을 실링한다. 강우량 13 mm/h 및 풍속 18 m/s로 강우를 30분간 비행체 전면에 분사하고, 분사 완료 후 엔진을 정지한다. 강우모사(II)가 완료되면 비행체 내부로의 수분 침투 여부를 확인하기 위하여, 육안점검(II)를 수행하며, 비행체 내부 수분을 제거할 필요가 있을 경우 수분을 제거 또는 건조한다.

육안점검(II) 완료 후 전원 공급에 문제가 없다면 Baseline Test(II)를 수행하며, 시험 절차는 Baseline Test(I)과 동일하다.

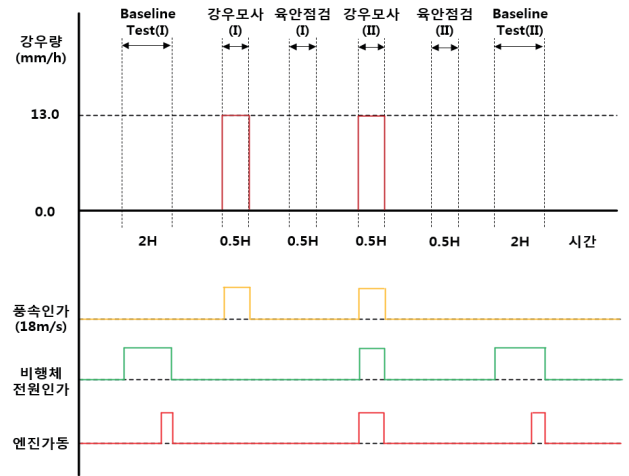


Fig. 1 Rain Test Profile

## 5. 습도 시험

### 5.1 시험조건

비행체 습도 환경시험은 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 507.6의 2.3.2 c. Procedure II-Aggravated Cycle 절차에 따라 수행한다.

### 5.2 시험구성

습도시험은 Baseline Test(I), 습도 운용시험(시험 온도 및 습도 조건: +30 ℃ ~ +54 ℃, 95±4% RH), Baseline Test(II)로 구성한다. MIL-STD-810G w/Change 1에 의한 10주기 Cycle에서는 최고온도로 +60 ℃ 조건을 요구하나, 초대형 기후환경 챔버의 설비 능력으로 인해 최고온도는 +54 ℃로 제한된다.

Baseline Test(I)은 시험 전/후 비행체 각 구성품의

형상과 성능 변화를 확인하기 위한 기준을 수립하기 위하여 수행한다. 주기 시험이 수행되기 전 비행체에 대한 온도 및 습도 충격을 완화하기 위해 24시간 동안  $+23\pm 3$  °C,  $50\pm 5\%$  RH 조건을 유지하는 Conditioning Cycle에 비행체를 노출시킨다. 고온 다습 10주기 시험은 자연 기상 조건의 온도-습도 효과를 단시간에 확인하기 위한 가속시험이다. 5주기 및 10주기에 운용시험을 수행하여 형상 및 성능 상태를 확인한다. 10주기 시험 완료 후 상온으로 복귀하기 전 비행체에 대한 온도 및 습도 충격을 완화하기 위해 24시간 이내에서  $+23\pm 3$  °C,  $50\pm 5\%$  RH 조건을 유지하는 Conditioning Cycle에 비행체를 노출시킨다. 이후, Baseline Test(II)의 수행을 통해 각 구성품의 형상과 성능 상태를 확인한다. Baseline Test(I)과 Baseline Test(II)의 결과를 비교함으로써 비행체에 대한 온도-습도 영향성(성능 저하 및 형상 변화)을 확인한다.

### 5.3 세부시험절차

주기시험은 Fig. 2 습도시험 프로파일에 따라 수행되며,  $+54$  °C 온도 유지시간(6시간) 중 챔버 이상으로 습도시간이  $95\pm 4\%$  RH 범위에서 벗어나는 경우, 벗어난 시간이 1시간 이하이면 벗어난 시간만큼 추가적인  $+54$  °C 및  $95\pm 4\%$  RH 조건을 유지할 수 있으면 유효한 주기로 간주하고, 그렇지 않은 경우 해당 주기는 유효하지 않은 주기로 간주하여 중단한 후 해당 주기부터 재시작 한다.

Baseline Test(I)은 10주기 시험 전 비행체의 정상 작동여부를 확인하는 시험으로서, 비행체 점검장비에 의한 통신, 기능 확인시험 및 엔진 작동 점검으로 구성된다. 시험 전 비행체 외부상태, 연료 누유 및 엔진/냉각수 누유에 대한 육안 점검을 수행한다. Baseline Test(I)이 정상적으로 완료되면 챔버 온도 및 습도를  $+23\pm 3$  °C,  $50\pm 5\%$  RH로 상승시켜 24시간 유지한다. 그 후 다시 온도 및 습도를  $+30$  °C,  $95\%$  RH로 각각 상승시킨 후 10주기 시험을 수행한다.

고온 다습 환경시험은 1주기 24시간 총 10주기 시험으로 구성되어있으며, 매 5주기마다 운용시험을 수행하여 비행체 및 각 장착 구성품의 성능 및 형상의 정상여부를 확인한다. 5주기/10주기의 운용시험 절차는 Baseline Test(I)과 동일하다. 시험은 전체 24시간

중 마지막 4시간 동안 수행하며, 만일 시험시간이 4시간을 초과하면 시험 완료 후 다음 주기를 시작 한다.

10주기 시험이 완료되면 챔버 온도 및 습도를  $+23\pm 3$  °C,  $50\pm 5\%$  RH로 하강시킨 후 24시간 이내에서 챔버 상태를 유지한다. 비행체 안정화가 완료된 후 Baseline Test(II)를 수행하며, 시험 절차는 Baseline Test(I)과 동일하다.

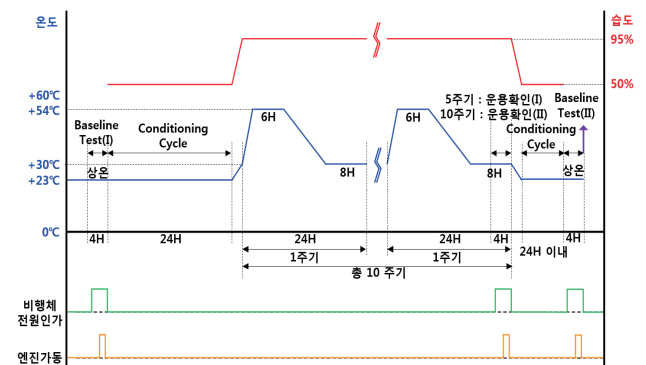


Fig. 2 Humidity Test Profile

## 6. 저온 환경시험

### 6.1 시험조건

저온 환경시험과 관련하여 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 502.6 Low Temperature 항목이 있지만 이 절차는 저온 환경에 배치될 수 있는 부품단위의 평가에 적용하며, 무인기 시험평가에는 해당 무인기가 운용되는 지역의 지상 저온온도와 운용고도의 온도를 고려하여 평가한다. 저온 환경시험은 1주기의 저온 저장시험과 1주기의 저온 운용시험(지상과 비행고도)으로 구분된다.

### 6.2 저온 저장의 시험구성

저온 저장 시험은 Baseline Test(I), 저장조건 시험(온도조건 : 비행체 저온 저장온도), Baseline Test(II)로 구성한다. Baseline Test(I)은 저온 저장 시험을 수행하기 전 비행체에 대한 정상 상태여부를 확인하고, 시험 전/후 비행체 각 구성품의 형상과 성능 변화를 확인하기 위한 기준을 수립하기 위하여 수행된다.

저온 저장 시험은 비행체에 요구되는 저온 저장 온

도에 대한 영향성을 확인하기 위한 시험으로서, 저온 저장 온도에서 저장점검(육안점검)을 수행한다. Baseline Test(II)는 저온 저장점검 수행 후 비행체 각 구성품의 형상과 기능/성능 상태를 측정하기 위하여 수행된다. Baseline Test(I)과 Baseline Test(II)의 결과를 비교함으로써 비행체 저온 저장 온도에 대한 영향성(성능 저하 및 형상변화)을 확인한다.

**6.3 저온 저장의 세부시험절차**

Baseline Test(I)은 저온 저장조건으로의 온도하강 전 비행체의 작동여부를 확인하는 시험으로서, 비행체 점검장비에 의한 탑재장비 통신, 기능 확인 시험 및 엔진 작동 점검으로 구성된다. Baseline Test(I)의 온도 조건은 +25±10 ℃이며, 시험 전 비행체에 대한 육안점검을 수행한다.

Baseline Test(I)이 완료되면 환경시험장 챔버 온도를 요구되는 비행체 저온저장 온도까지 하강시킨다. 환경시험장 챔버 온도가 요구되는 저온 저장 온도에 도달하면, Fig. 3 저온 저장 시험 프로파일과 같이 2시간의 안정화 시간을 포함하여 총 6시간을 해당 온도로 유지하고, 마지막 1시간 동안 저장점검을 수행한다.

저장점검이 완료되면, 환경시험장 챔버 온도를 상온까지 상승시키며, 2시간의 안정화 시간을 포함하여 총 6시간을 목표온도로 유지한 후 Baseline Test(II)를 수행한다. Baseline Test(II)는 저온 저장조건부트의 온도상승 후 비행체의 작동여부를 확인하는 시험으로서, 시험 절차는 Baseline Test(I)과 같다.

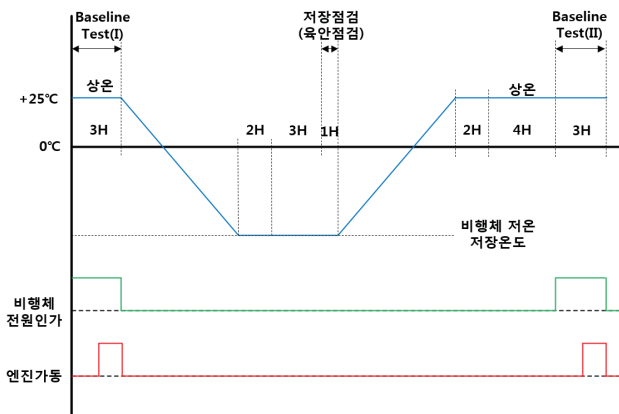


Fig. 3 Low Temperature Storage Test Profile

**6.4 저온 운용의 시험구성**

저온 운용 시험은 Baseline Test(I)과 저온 운용시험(I)(비행체 지상 저온 운용온도), 저온 운용시험(II)(비행체 비행 저온 운용온도), Baseline Test(II)로 구성한다. Baseline Test(I)은 저온 운용 시험을 수행하기 전 비행체에 대한 정상 상태 여부를 확인하고, 시험 전/후 비행체 각 구성품의 형상과 성능 변화를 확인하기 위한 기준을 수립하기 위하여 수행된다. 저온 운용 시험은 비행체에 요구되는 저온 운용 온도(지상과 비행고도)에 대한 영향성을 확인하기 위한 시험으로서, 해당 저온 운용 온도에서 운용시험을 수행한다. Baseline Test(II)는 저온 운용시험 수행 후 비행체 각 구성품의 형상과 기능/성능 상태를 측정하기 위하여 수행된다. Baseline Test(I)과 Baseline Test(II)의 결과를 비교함으로써 비행체 저온 운용 온도에 대한 영향성(성능 저하 및 형상변화)을 확인한다.

**6.5 저온 운용의 세부시험절차**

Baseline Test(I)은 저온 운용조건으로의 온도하강 전 비행체의 작동 여부를 확인하는 시험으로서, 비행체 점검장비에 의한 탑재장비 통신/기능점검 및 엔진 작동 점검으로 구성된다. Baseline Test(I)의 조건은 온도 +25±10 ℃이며, 시험 전 비행체 외부상태, 연료누유 및 엔진 오일/냉각수 누유에 대한 육안 점검을 수행한다.

Baseline Test(I)이 완료되면 환경시험장 챔버 온도를 비행체 저온(지상) 운용온도까지 하강시킨다. 환경시험장 챔버 온도가 해당 온도에 도달하면, Fig. 4 저온 운용 시험 프로파일과 같이 2시간의 안정화 시간을 포함하여 총 4시간을 유지한 후, 저온 운용시험(I)을 수행한다. 저온 운용시험(I)은 저온(지상) 운용조건에서 비행체의 작동 여부를 확인하는 시험으로서, 시험절차는 Baseline Test(I)과 같다. 저온 운용시험(I)이 완료되면 엔진이 비행체 저온(비행) 운용조건에서 시동이 가능한 경우에는 온도 하강을 하여 저온 운용시험(II)를 수행한다. 시동이 불가능 할 시 엔진 시동 후 Warm-up을 수행한 다음 엔진 출력을 Idle 상태로 유지하고 환경시험장 챔버 온도를 비행체 저온(비행) 운용온도까지 하강시킨다. 비행체 저온(비행) 운용온도에

도달하면, 5분간의 Idle 상태를 유지한 후 저온 운용시험(II)를 수행한다. 저온 운용시험(II)는 저온(지상) 운용조건에서 작동 개시한 비행체가 저온(비행) 운용조건까지 외기온도가 하강하였을 때 비행체의 작동 여부를 확인하는 시험으로서, 비행체 점검장비에 의한 탑재장비 통신/기능점검 중 일부와 엔진 작동 시험 중 일부로 구성한다. 챔버 온도 하강 및 비행체 저온 운용온도 유지 간 챔버의 이상이 발생하는 경우, 시험을 중단하고 환경시험장과 협의하여 Baseline Test(I)부터 시험을 재수행 한다.

저온 운용시험(II)가 완료되면, 엔진이 정지된 상태에서 비행체 저온(비행) 운용온도에도 피해를 입지 않는 상황이라면 엔진 정지 후 상온으로 환경시험장 챔버의 온도를 상승시킨다. Idle 시동을 유지해야 하는 상황이라면 비행체 저온(지상) 운용온도까지 Idle 엔진 런을 유지한 후 엔진을 정지시키고, 상온까지 온도를 상승시킨다.

환경시험장 챔버의 온도가 상온에 도달하면 2시간의 안정화 시간을 포함하여 총 6시간을 유지한 후 Baseline Test(II)를 수행한다. Baseline Test(II)는 저온 운용조건부터의 온도상승 후 비행체의 작동 여부를 확인하는 시험으로서, 시험절차는 Baseline Test(I)과 같다.

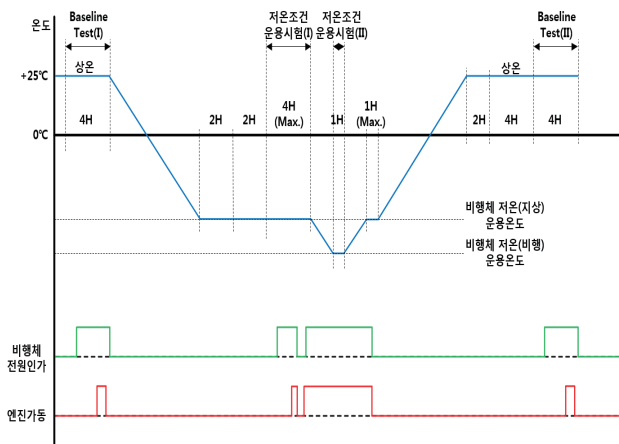


Fig. 4 Low Temperature Operation Test Profile

## 7. 고온 환경시험

### 7.1 시험조건

비행체 고온 환경시험은 고온 운용시험과 일광(고온 저장) 시험으로 구분된다. 고온 운용시험은 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 501.6의 2.2.2 b. Procedure II-Operation (2)와 Table 501.6-II. High temperature cycles, climatic category A2-Basic Hot 중 Ambient Air Condition에 의한 온도조건을 적용한 절차에 따라 수행한다.

일광(고온 저장) 시험은 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 505.6, 2.2.2 a. Procedure I-Cycling Test 절차에 따라 수행한다.

### 7.2 고온 운용의 시험구성

고온 운용시험은 Baseline Test(I), 고온조건 운용시험(고온 운용온도 +43 °C), Baseline Test(II)로 구성한다. Baseline Test(I)은 시험 전/후 비행체 각 구성품의 형상과 성능 변화를 확인하기 위한 기준을 수립하기 위하여 수행한다. 고온조건 운용시험은 한반도 주변 기상 환경인 Basic Hot 조건을 기준으로 Hot Day 시의 1일 온도 주기를 적용하여 1일 중 고온 효과가 극심한 시간대의 영향성을 확인하기 위한 시험이다. 총 3주기를 적용하고 매 주기(24시간)마다 운용시험을 수행하여 형상 및 성능 상태를 확인한다. 이후, Baseline Test(II)를 통해 각 구성품의 형상과 성능 상태를 확인한다. Baseline Test(I)과 Baseline Test(II)의 결과를 비교함으로써 비행체에 대한 고온 영향성(성능 저하 및 형상 변화)을 확인한다.

### 7.3 고온 운용의 세부시험절차

고온 운용시험에 적용되는 시험 프로파일은 Fig. 5와 같으며, 이는 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 501.6, Table 501.6-II의 Ambient Air Condition의 온도조건 중 고온조건 운용시험에 해당하는 +43 °C 구간을 안정화 시간을 고려하여 6시간으로 확장하고 챔버 운용에 용이하게 보다 가혹하게 테일러링 한 것이다.

Baseline Test(I)은 고온 운용조건으로의 온도 상승 전 비행체의 작동 여부를 확인하는 시험으로서, 비행체 점검장비에 의한 탑재장비 통신, 기능확인 시험 및

엔진 작동 점검으로 구성된다. Baseline Test(I)의 조건은 상온온도  $+25\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 이지만 프로파일을 고려하여  $+30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에서 수행하는 것을 권장한다. 시험 전 비행체 외부상태, 연료 누유 및 엔진 오일/냉각수 누유에 대한 육안 점검을 수행한다.

Baseline Test(I)이 완료된 후 챔버 온도를 고온 주기로 변화 시킨다. 고온조건 운용시험은 1주기 24시간의 3주기 시험으로 구성되어있다. 매 주기마다 챔버 온도가 최대 운용온도( $+43\text{ }^{\circ}\text{C}$ )에 도달하면 2시간 경과 후 비행체 점검장비를 사용한 운용시험을 수행하여 비행체 및 장착 구성품의 성능 및 형상의 정상여부를 확인하며, 시험절차는 Baseline Test(I)과 동일하다. 운용시험 중 비행체 운영 및 임무에 큰 영향을 주는 구성품의 결함이 발생하면 시험을 중단하고 고장탐구를 수행한다. 그 외의 경우는 결함을 기록하고 시험을 재개한다. 결함이 발생한 구성품은 추후 고장탐구 수행 후 추가 시험으로 정상여부를 확인한다.

3주기 시험이 완료되면 챔버 온도를 상온조건으로 하강시켜 2시간의 안정화 시간을 포함하여 총 4시간의 유지시간이 경과하면 Baseline Test(II)를 수행한다.

Baseline Test(II)는 고온 운용조건부터의 온도하강 후 비행체의 작동 여부를 확인하는 시험으로서, 시험절차는 Baseline Test(I)과 같다.

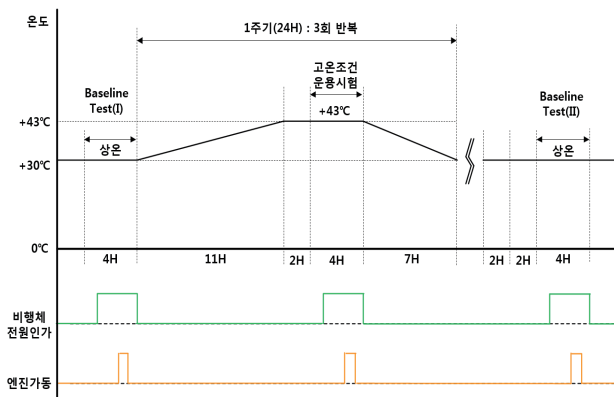


Fig. 5 High Temperature Operation Test Profile

#### 7.4 고온 저장의 시험구성

일광(고온 저장)시험은 Baseline Test(I), 일광조건 운용시험(최대온도  $+44\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 최대일광  $1,120\text{ W/m}^2$ ), Baseline Test(II)로 구성한다. Baseline Test(I)은 시

험 전/후 비행체 각 구성품의 형상과 성능 변화를 확인하기 위한 기준 수립을 위하여 수행한다. 일광(고온 저장)시험은 한반도 주변 기상 환경인 Basic Hot 조건을 기준으로 Hot Day, No Cloud 조건의 1일 온도 및 일광 주기를 적용하여 일광/고온 조건에서의 운용 및 저장성을 확인하기 위한 시험이다. 총 7주기(1주기 : 24시간)를 적용하고 3주기 및 7주기에 도달하면 운용 시험을 수행하여 비행체 및 구성품의 성능 및 상태를 확인한다. 이후, Baseline Test(II)의 수행을 통해 각 구성품의 형상과 성능 상태를 확인한다. Baseline Test(I)과 Baseline Test(II)의 결과를 비교함으로써 비행체에 대한 일광/고온 저장 영향성(성능 저하 및 형상 변화)을 확인한다.

#### 7.5 고온 저장의 세부시험절차

일광(고온 저장)시험에 적용되는 온도 및 일광 프로파일은 Fig. 6과 같으며, 이는 MIL-STD-810G w/Change 1, Method 505.6, Figure 505.6-1 A2(Basic Hot) 조건을 적용한 것이다.

Baseline Test(I)은 7주기 시험 전 비행체의 정상 작동 여부 및 상태를 확인하는 시험으로서, 비행체 점검장비에 의한 탑재장비 통신, 기능 확인시험 및 엔진 작동 점검으로 구성된다. 시험 전 비행체 외부상태 및 누유에 대한 육안 점검을 수행한다.

Baseline Test(I)이 정상적으로 완료되면, 챔버 온도를  $+33\text{ }^{\circ}\text{C}$ 로 상승시킨다. 온도가  $+33\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에 도달하면 7주기 일광(고온 저장)시험을 수행한다. 일광(고온 저장)시험은 1주기 24시간의 7주기 시험으로 구성되어 있다. 매 주기 시작 후 6시간에 진입하면 일광 램프를 작동시키고, 마지막 4시간에 도달하면 일광 램프를 중지 시킨다. 일광 방사 시에는 유도된 비행체 표면 온도를 기록한다. 3번째 주기 및 7번째 주기에 챔버 온도가  $+43\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에 도달하면, 비행체 점검장비를 사용한 운용시험을 수행하여 비행체 및 각 장착 구성품의 성능 및 상태를 확인하며, 절차는 Baseline Test(I)과 동일하다. 운용시험 중 비행체 운영 및 임무에 큰 영향을 주는 구성품의 결함이 발생하면 시험을 중단하고 고장탐구를 수행한다. 그 외의 경우는 결함을 기록하고 시험을 재개한다. 결함이 발생한 구성품은 추후 고장탐구 수행 후 추가 시험으로 정상여부를 확인한다.

7주기 시험이 완료되면 챔버 온도를 상온으로 하강 시키며, 안정화 시간을 포함하여 총 4시간이 경과하면 Baseline Test(II)를 수행한다. Baseline Test(II)는 일광(고온 저장) 7주기 후 비행체의 작동여부를 확인하는 시험으로서, 시험 절차는 Baseline Test(I)과 같다.

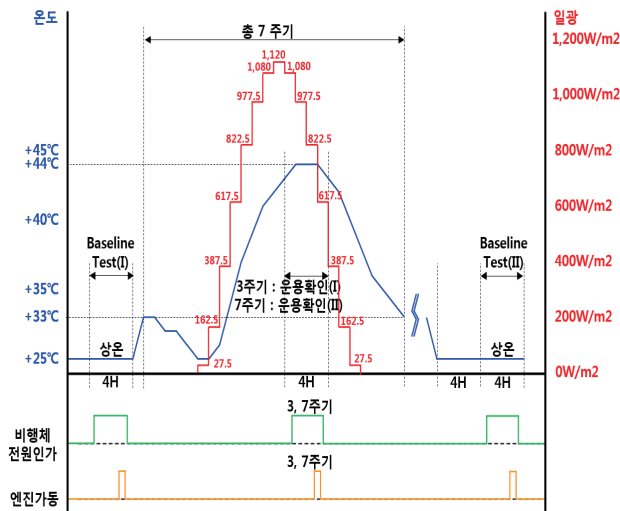


Fig. 6 Solar Radiation Test Profile

### 8. 결 론

본 논문에서는 개발단계의 무인항공기가 주요 시험 평가에 앞서 입증을 요구받는 운용 환경조건 별 시험 절차를 제안하였다. 환경시험과 관련하여 기존에 많은 연구가 있었으나 공개된 자료는 MIL-STD-810 환경 기준의 해당 장절만을 제시하는 수준이며, 실제 환경 시험을 수행하기 위한 참고문헌으로 활용하기에는 부족함이 있었다. 이에, 본 논문에서는 MIL-STD-810의 다양한 시험절차 중 무인항공기 운용 환경시험에 적합한 장절을 선정 후 국방과학연구소 초대형 기후환경 챔버에서 실제 시험을 수행할 수 있도록 환경기준의 개략적인 시험 프로파일 및 절차를 보완하여 상세 시험 프로파일과 세부시험절차를 제안하였다.

본 논문에서 제안하는 운용 환경조건 별 시험절차는 향후 유사 무기체계 및 개발품의 입증에도 적용될 수 있을 것이라 판단한다.

### References

- [1] Act on the Airworthiness Certification of Military Aircraft, Apr. 2019.
- [2] Regulation on the Airworthiness Certification of Military Aircraft, DAPA Decree no. 459, Nov. 2018.
- [3] MIL-STD-810G w/Change 1, “Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests,” Apr. 2014.
- [4] C. K. Yang, B. O. Choi, D. C. Baek, T. K. Park, T. J. Song and H. Y. Eom, “MIL-STD-810G w/Change 1 Pilot How Rainfall Verification Test Conditions”, *Proceedings of the KSME 2016 Annual Meeting*, pp. 2209-2212, Dec. 2016.
- [5] T. J. Song, B. O. Choi, G. C. Lee, T. K. Park, C. K. Yang and H. Y. Eom, “Study on the humidity test method of MIL-STD-810G w/Change 1”, *Proceedings of the KSME 2016 Annual Meeting*, pp. 2227-2231, Dec. 2016.
- [6] T. K. Park, B. O. Choi, B. S. Kang, G. C. Lee, C. K. Yang and T. J. Song, “Study on the high and low temperature test method of MIL-STD-810G w/Change 1”, *Proceedings of the KSME 2016 Annual Meeting*, pp. 2222-2226, Dec. 2016.
- [7] M. H. Kim and J. R. Kim, “Thermal Environment Test of T-50 Aircraft utilizing the Environmental Test Facility”, *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, pp. 1298-1301, Nov. 2010.
- [8] B. S. Kang, W. S. Jo, K. H. Moon and J. H. Cho, “A Study of Environmental Test Standards for Disaster and Public Safety Multicopter”, *SASE 2018 Spring Conference*, pp. 301-302, Apr. 2018.
- [9] S. G. Yeo, H. J. Choi and H. S. Chun, “A Study on Application to Environmental Test for Military Aircraft Engineering and Manufacturing Development”, *SASE 2018 Spring Conference*, pp. 375-376, Apr. 2018.
- [10] Aerospace Systems T&E Center, “[http://www.add.re.kr/move.do?usr\\_menu\\_cd=0103060600](http://www.add.re.kr/move.do?usr_menu_cd=0103060600)”