

飞机实验室低温试验方法研究

马建军

(中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要: 为了在实验室内进行飞机整机的低温试验, 对低温试验方法进行了研究。通过分析国内外相关低温试验标准和国外飞机实验室低温试验, 从试验目的、试验特点、试验条件、试验控制、试验科目、试验步骤、试验中断处理等方面, 研究了飞机实验室低温试验方法。应用该试验方法, 在国内首次完成了某型飞机的实验室低温试验, 试验内容涵盖飞机系统、飞机地面保障设备和飞机地面保障程序, 获得了在外场试验难以甚至几乎无法获得的试验数据。研究的试验方法适用于飞机实验室低温试验, 将有助于我国飞机低温环境适应性设计。

关键词: 飞机; 气候实验室; 低温试验

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.04.009

中图分类号: V216 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)04-0051-07

Low Temperature Test Method for Aircraft in Climatic Laboratory

MA Jian-jun

(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

ABSTRACT: The work aims to study the low temperature test method to test full-scale aircraft at the low temperature in climatic laboratory. Through the analysis on low temperature test standards at home and low temperature test methods for aircraft in climatic laboratory abroad, the low temperature test method for aircraft was studied from test object, test characteristic, test severity, test control, test subject, test step, test interruption, etc. Based on this method, a full-scale aircraft was tested at low temperature in climatic laboratory for the first time in China, including aircraft systems, ground protection equipment and maintenance program. The test data which were difficult or almost impossible to obtain in field tests were also obtained. The proposed test method is applicable to full-scale aircraft test at low temperature in climatic laboratory and conducive to aircraft adaptability design in low temperature environment.

KEY WORDS: full scale aircraft; climatic laboratory; low temperature test

飞机气候环境适应性是指飞机在其寿命期内预计可能遇到的各种气候环境作用下, 能实现其所有预定功能、性能和不破坏的能力, 是飞机的重要质量特性指标之一^[1]。飞机气候试验是确保飞机满足气候环境适应性要求的重要手段。气候试验项目包括高温、低温、湿热、淋雨、降雾、降雪、冻雨/积冰和太阳

辐照等, 其中低温试验是最重要的试验项目之一^[2]。飞机低温试验主要分为实验室模拟低温环境试验和外场自然高寒试验, 我国之前由于缺乏大型气候试验设施和整机级实验室低温试验标准, 低温试验都在外场自然低温环境下进行, 实验室低温试验属于空白。文中通过分析相关低温试验标准规范和国外飞机实

收稿日期: 2019-08-03; 修订日期: 2019-09-07

Received: 2019-08-03; Revised: 2019-09-07

作者简介: 马建军(1989—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为飞机气候环境试验技术。

Biography: MA Jian-jun (1989—), Male, Master, Engineer, Research focus: climate environment test technique.

实验室低温试验,从试验目的、试验特点、试验条件、试验科目、试验控制、试验步骤、试验中断处理等方面对飞机实验室低温试验方法进行了研究,为我国展开飞机实验室低温试验提供指导。

1 飞机实验室低温试验概述

1.1 试验目的

飞机实验室低温试验是指在气候实验室内,对飞机施加低温环境,考核其在低温环境下的安全性、完整性和功能性,是鉴定和验证飞机低温环境适应性的重要手段。同时考核低温环境下飞机配套的地面保障设备的功能和性能、地面维护程序的有效性以及人机功效。通过实验室低温试验,可达到以下目的:检验飞机结构、系统、部件和地面保障设备在实验室模拟低温环境下贮存和工作的适应性,包括功能、性能、完整性和安全性等;暴露设计和工艺缺陷,为改进设计提供依据;检验为补救已知缺陷所采取的改进措施效果;采集飞机典型或故障部位的环境数据,为飞机低温环境适应性设计提供数据积累和支持。

1.2 试验特点

相对于外场试验,实验室低温试验具有以下特点。

1) 试验条件高度可控,摆脱季节和地域的限制,不必像外场试验那样看天气行动,甚至当年还捕捉不到合适的试验条件,只能等到下一年。如我国某型飞机外场高寒试验遇不到 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 及以下的环境,批准运行的温度只能在 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上。

2) 由于试验条件可控,原本外场几年的试验在实验室内只需几个月即可完成,试验周期短。如空客A350飞机适航取证过程中,在麦金利实验室进行了低温和高温试验,从而取证时间只有短短的15个月。

3) 实验室靠近城市,易于组织试验人员,协调试验资源,且后勤易于保障,试验花费少。

4) 由于实验室本身的限制,飞机不能像外场试验那样执行滑跑、起飞、巡航、降落等任务,实验室试验与外场试验是相辅相成的,互相不可代替。

1.3 缺乏试验标准

目前国内外针对军用装备的实验室低温试验均有通用标准规范要求,但尚未见到针对飞机整机的实验室低温试验标准规范。美国自1947年建立麦金利实验室以来,几乎所有的军用飞机都在此经历过极端低温的考验。这些试验通常都在执行外场自然低温试飞前进行,以提早暴露问题,解决问题,并形成了飞机气候试验的指导性文件^[3]。我国从没进行过实验室低温试验,缺乏相应的试验标准或指导性文件。

国内外气候试验标准可分为两类:一类是自然气候条件,另外一类是气候试验方法。前者如 MIL-

HDBK-310《武器装备研发全球气候数据》、AECTP 200《气候条件》、DEF STAN 0035 第4部分《自然气候环境》及 GJB 1172《军用设备气候极值》等,为气候试验条件剪裁提供参考。后者如 MIL-STD-810G-502.5《环境工程考虑和实验室试验-低温试验》、AECTP 300-303《环境试验-低温试验》、DEF STAN 00-35 第3部分 CL4 和 CL5《环境试验-恒定低温和低温试验》及 GJB 150.4A《军用装备实验室环境试验方法-低温试验》等,为具体的低温试验方法。上述这些标准规范中规定的试验条件和试验方法都不是固定不变的,而是强调要根据装备的寿命期环境进行剪裁^[4-7],对于整机实验室低温试验具有一定的参考价值。

2 试验条件

飞机实验室低温试验通常为恒定低温试验,因此试验条件主要包括试验温度和低温浸泡的时间。

2.1 试验温度

对于试验温度,主要依据是飞机的环境适应性设计指标。在没有具体指标规定的情况下,应根据飞机将来可能服役的国家或地区,编制飞机的寿命期环境剖面,确定具体的试验温度。

MIL-HDBK-310^[8]根据最极端月份的温度特征,将全球划分为5个气候区,其中4个为陆地气候区,分别是基本气候区、热气候区、冷气候区、极冷气候区。AECTP-200^[9]和 DEF STAN 00-35^[10]的气候划分方式一致,将世界陆地气候在 MIL-HDBK-310 的基础上进行了细分,其中以温度为基础,分为A类高温气候区和C类低温气候区,又以高湿为特征,增加了B类高湿气候区,每个气候类都给出了温湿度日循环曲线,更具操作性。三个标准中的陆地气候分区对比见表1。GJB 1172^[11]中统计了中国范围内气候要素极值及分布情况,不包含国外气候要素数据,且未像国外标准那样对中国或全球进行气候分区,也缺乏低温日循环数据。

对于恒定低温试验, MIL-STD-810G^[12]、AECTP 300^[13]、DEF STAN 00-35^[14]和 GJB15.04A^[15]对于试验温度规定基本一致:特定地区使用时,试验温度应包括表1中C类温度日循环的最低值;世界范围使用时, MIL-STD-810G、AECTP300、GJB150.04A 规定还要考虑极端低温出现的频率(见表2),否则易造成过试验,大多数情况下采用20%的出现概率。

麦金利实验室进行的飞机低温试验^[16-17],其试验温度并不是严格按照C类条件确定的,而是以 $10\text{ }^{\circ}\text{F}$ ($6\text{ }^{\circ}\text{C}$)的梯度降低,并稳定在几个典型的温度值。如 0 、 -10 、 -20 、 -30 、 -40 、 -50 、 -60 、 $-65\text{ }^{\circ}\text{F}$ (-17.8 、 -23.3 、 -28.9 、 -34.4 、 -40.0 、 -45.6 、 -51.1 、 $-53.9\text{ }^{\circ}\text{C}$)

表 1 气候分区对比
Tab.1 Climatic zoning comparison

MIL-HDBK-310		AECTP-200、DEF STAN 00-35 part4			
气候区	特征	气候区	特征	温度日循环/ ℃	相对湿度日 循环/%
热	1%频率高温为 49℃	A1 极度干热	1%频率高温 49℃	32~49	8~3
		B3 极高温高湿	99%频率：高温>39.5℃，露点温度>29℃	31~41	88~59
		A2 干热	1%频率高温 44℃	30~44	44~14
基本	1%频率低温和高温 分别为-31.7℃和 43.3℃	A3 适中	1%频率高温 39℃	28~39	78~43
		B1 温暖潮湿	99%频率：高温 31~35℃， 露点温度>24.5℃	24(7天)	100
		B2 高温高湿	99%频率：高温 35~39.5℃，露点温度 >25.5℃	23~32(358天)	88~66
		C0 微冷	1%频率低温-19℃	26~35	100~74
		C1 基本冷	1%频率低温-32℃	-6~-19	-21~-32
冷	1%频率低温 -45.6℃	C2 冷	1%频率低温-46℃	-37~-46	趋于饱和
极冷	20%频率低温-51℃	C3 极冷	20%频率低温-51℃	-51 恒温	
		C4 严冷	5%频率低温-57℃	-57 恒温	

表 2 世界和中国低温极值
Tab.2 Extreme low temperature in China and over the world

中国的低温极值		世界范围的低温极值	
低温/℃	出现频率/%	低温/℃	出现频率/%
-41.3	20	-51	20
-44.1	10	-54	10
-46.1	5	-57	5
-48.8	1	-61	1

等，覆盖了 C 类条件。几乎所有飞机低温工作试验温度都达到了-40℃，个别飞机甚至低至-54℃，见表 3。

表 3 国外飞机实验室低温试验条件
Tab.3 Foreign laboratory test conditions for aircraft at low temperature

飞机	环境试验日期	低温试验条件
C-5A	1969.6—1970.8	-18、-32、-43、-54℃ (含发动机启动)
F-15	1974.10—1974.11	最低温度-54℃
YCH-47D	1980.9—1980.10	-54℃工作 (含发动机启动)
F-117A	1991.7—1992.1	最低温度-40℃
V-22	1992.2—1992.5	最低温度-54℃
F-22	2004.5—2004.9	-54℃低温存储， -40℃低温工作
F-35B	2014.9—2015.3	-40℃低温工作
A350XWB	2014.5—2014.6	最低-40℃
CS100	2014.4—2014.5	最低-54℃ (含发动机启动)
B787	2010.4—2010.5	最低-43℃

我国气候实验室的温度范围可覆盖表 1 中的 C 类低温条件，试验温度可参照美国麦金利实验室的思路，阶梯降温，逐个温度点进行试验。最低试验温度应根据飞机的设计指标和将来可能的服役地区，结合表 1 和表 2 确定。

2.2 低温浸泡时间

MIL-STD-810G 和 AECTP 300 等标准规定低温暴露持续时间是从试件温度稳定之后开始计算，不同类型试件的暴露持续时间为 4~72 h 不等。AECTP 300 还强调某一极端低温暴露总时间不能超过装备在寿命期中遇到该温度的总时间。

对于整机实验室低温试验，由于飞机质量较大，温度达到稳定的耗时较长，同时飞机系统复杂、试验内容较多，试验周期也相对较长。通常维持实验室温度在某一温度下，将该温度点下的试验全部做完之后，再进行下一温度点的试验。某一试验温度持续时间短则 1~3 天，长则数周。为方便试验过程控制，监测飞机实际遭受极端低温的时间，采用浸泡时间的概念：实验室温度到达试验温度后，保温的持续时间。浸泡时间至少要使飞机的温度达到稳定，飞机温度稳定后即可进行试验，不再要求飞机温度稳定后计算暴露时间，因为温度的长期效应不是整机级实验室试验的考核范围。同时，为避免过试验，要求浸泡时间不能超过飞机在寿命期内遇到该温度的总时间。

飞机温度稳定关系到试验结果的准确性和试验的可重复性，飞机温度的稳定可通过监测燃油、机油、液压油和机身结构等的温度来确定。飞机进场之前，应在这些部位安装好不依赖于飞机自身供电的温度传感器，使得可在飞机断电的情况下持续监测飞机温

度。在不具备飞机温度监测的情况下,应浸泡 10 h 以上^[18]。飞机温度稳定的判断可参考 MIL-STD-810G 和 AECTP 300 等标准中的规定。

1) 飞机不工作时:当飞机中具有最大温度滞后效应的功能部件的温度(如燃油、液压油等)达到试验温度允差范围内时,则认为飞机达到了不工作时的温度稳定。

2) 飞机工作时:当飞机中具有最大温度滞后效应的功能部件的温度变化率不大于 2.0 °C/h 时,则认为飞机达到了工作时的温度稳定。

对于某些试验,飞机整体温度不一定要达到稳定,如低温下的发动机短舱风扇罩和反推罩开关试验,只需要发动机温度达到稳定即可,所需的浸泡时间将远远短于飞机整体温度达到稳定所需的时间。为缩短飞机温度稳定所需要的浸泡时间,实验室温度可以超出试验允差范围,但要同时对试验飞机温度进行严密监测。当接近目的试验温度时,将实验室温度调节至原定目标试验温度,如图 1 所示。应谨慎采用这种方法,因为可能造成飞机局部过试验,除非已经证明短时间内温度超过试验温度对飞机和试验结果无影响。

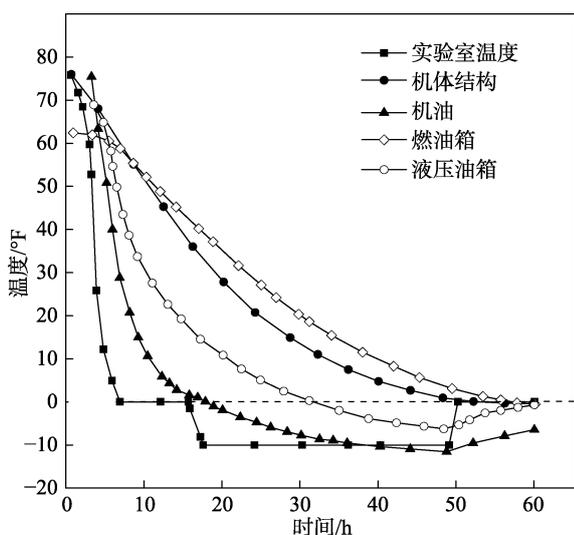


图 1 飞机温度稳定过程

Fig.1 Aircraft temperature stabilization process

3 试验控制

影响低温试验有效性的因素包括试验温度允差、温变速率、试验风速和室内压力等。

3.1 试验温度允差

相关低温试验标准中都对试验温度允差提出了要求,其中 MIL-STD-810G 规定得最为细致。它要求在试件周围特征点布置经过校正且不受试件温度影响的温度传感器,并尽量靠近试件,监测试件实际遭受的温度条件,且对温度梯度也作了要求,见表 4。

表 4 试验温度允差
Tab.4 Test temperature tolerance

标准	允差规定
MIL-STD-810G	1) 试件体积 $\leq 5 \text{ m}^3$, 允差为 $\pm 2 \text{ }^\circ\text{C}$ 。试验件不工作时,其周围的温度梯度不超过 $1 \text{ }^\circ\text{C}/\text{m}$, 并且总温差不应超过 $2.2 \text{ }^\circ\text{C}$ 2) 试件体积 $> 5 \text{ m}^3$, 允差为 $\pm 3 \text{ }^\circ\text{C}$ 。超出允差,应证明其合理性 3) 试验温度大于 $100 \text{ }^\circ\text{C}$, 允差为 $\pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$
AECTP 300	与 810G 基本一致,但未规定温度梯度
DEF STAN 00-35	1) 试验温度 $\leq 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 允差为 $\pm 2 \text{ }^\circ\text{C}$ 试验温度 $< 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 允差为 $\pm 3 \text{ }^\circ\text{C}$ 3) 对于更大的试验箱,或试验件体积大于 0.5 m^3 , 试验温度 $\leq 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 允差可至 $\pm 3 \text{ }^\circ\text{C}$; 试验温度 $> 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 允差可至 $\pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$; 4) 未规定温度梯度

对于飞机实验室低温试验,飞机的体积远远超过 5 m^3 , 但气候实验室体积超过 $100\,000 \text{ m}^3$, 其良好的气流组织设计可以使得在有效试验区域内,满足 810G 中规定的 $\pm 2 \text{ }^\circ\text{C}$ 温度允差要求和温度梯度要求。为确保飞机暴露在所要求的空气温度上,在飞机周围,至少在机头、机尾、垂尾顶部、翼尖、起落架舱等附近区域(距机体表面约 1 m)布置校正过的温度传感器,并且不应受到飞机温度(如温度传感器应避免 APU/发动机尾气、空调系统废气排放等区域)的影响,监测并控制飞机实际遭受的低温环境,试验温度是这些温度测量点的平均值。

3.2 温变速率

相关试验标准中对于温度变化率要求均是不超过 $3 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$, 这是对于试件所处的环境为平台环境而言的。对于飞机整机和气候实验室结构来说, $3 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$ 的温度变化速率过快,不仅会对飞机造成温度冲击,还易造成实验室结构变形甚至损坏。如无特别规定,温度变化率不超过 $6 \text{ }^\circ\text{C}/\text{h}$ ^[3]。

3.3 试验风速

MIL-HDBK-310 对低温发生的条件一般包括长时间无日照、净空、地面覆雪和静止空气,因此低温试验的最理想状态是在无风速的自由空气中进行,并且试件各部位应当经受同一温度的作用,才能真实地模拟实际温度环境作用。用试验箱/室来创造低温条件时,为加快热交换,且保证温度场的均匀性,必须使用风机加空气流动。风速太大时,会使试件(特别是工作时发热的试件)散热过快,其热交换状态与实际使用大不相同,因而试验结果不真实,因此低温试验对风速有限制。

MIL-STD-810G 低温试验方法中对试验件周围的风速进行了要求:除装备的平台环境已证明使用其他速率是合理的,并且要防止在试件中产生与实际不

符合的热传递外, 试件附近的风速不应超过 1.7 m/s。对于“试件附近”未给出定义。

AECTP 300 低温试验方法中, 未有明确的风速要求, 但在通用部分对实验室提出了建议性要求。

1) 实验箱体积: 试件体积 $\geq 5 \text{ m}^3$, 保证实验箱壁面和试件表面之间有足够的距离, 允许气流合理流动。

2) 减弱辐射效应: 实验箱内表面温度与空气温度之差小于试验值 3% (绝对温度), 且实验箱内壁面的辐射率应尽可能小。

3) 热传导: 支撑夹具表面的温度应与装备在寿命期环境中遇到的一致。

4) 限制对流传热: 气流流动不应改变试件在静止空气中的表面温度 $5 \text{ }^\circ\text{C}$ 以上 (对于有热耗散的试件而言)。

DEF STAN 00-35 低温试验方法中没有明确要求风速, 但在通用要求中规定试验件周围风速不能大于 1 m/s, 尤其是对于热耗散的试件。

从避免不合理传热的角度看, AECTP 300 中的要求更为合理, 但未提出具体的风速要求, 可操作性较差, MIL-STD-810G 和 DEF STAN 00-35 的要求更具可操作性。对于飞机实验室低温试验, 应在飞机周围典型位置 (参考温度测点) 布置风速传感器, 通过调节送风角度或送风量, 使得飞机周围的风速不大于 1.7 m/s。除此之外, 实验室内壁面为 SUS304 抛光不锈钢, 辐射率低至 0.16, 地面为混凝土结构, 导热性良好, 短时间低温浸泡即可使实验室壁面和地面温度与试验温度的差值在 $10 \text{ }^\circ\text{C}$ 以内, 减弱试验机与实验室内表面之间的辐射换热。

3.4 室内压力

相关低温试验标准没有规定试验时实验室内的压力, 但由于 APU 或发动机排气管道在实验室壁面上有开口, 实验室大门等处也存在泄漏情况。为防止外界湿空气通过排气管道侵入飞机, 造成飞机结冰, 必须保证实验室内相对外界保持正压。气候实验室配置了新风系统, 可以保证实验室内处处保持 25 Pa 以上的正压。

3.5 试验湿度

低温试验通常不对湿度作出要求, 但为了防止实验室内湿度过大, 甚至过饱和, 导致飞机表面或结构结冰, 造成额外影响, 在气候实验室低温试验过程中, 通过新风系统持续向室内补充露点温度达 $-40 \text{ }^\circ\text{C}$ 的低温干燥新风。在保持室内微正压的同时, 还可控制室内空气露点温度低于飞机温度, 保证飞机安全。

4 试验科目

MIL-STD-810G 中, 低温试验方法中包括三个低

温试验程序: 分别是程序 1 低温存储、程序 2 低温工作和程序 3 低温拆装。这三个试验程序都是恒温试验方法, 程序 1 和程序 2 针对的是试件是否在低温下工作, 考核的是试件的功能和性能, 程序 3 则针对的是人机功效, 考核的并非试件本身的功能或性能。程序 2 和程序 3 将每次试验时间限制在了 15 min 内, 无法适用于飞机试验。

AECTP 300 中, 低温试验方法同样包括 3 个低温试验程序, 也是程序 1 低温存储、程序 2 低温工作和程序 3 低温拆装。与 MIL-STD-810G 不同的是, AECTP 300 还细分为恒温 and 低温日循环试验程序。

DEF STAN 0035 中, 低温试验方法包括 2 个试验程序: 程序 1 低温循环试验和程序 2 恒温试验。程序 1 又包括 2 个子程序: 低温日循环和低温循环。该标准未对试件工作试验进行说明, 如在何时进行工作试验、工作时间限制等, 仅要求在试验大纲中明确, 因此该标准的可执行性较差。

上述低温试验程序适合功能相对单一的小型装备, 不适合飞机整机的试验, 原因在于以下两方面。

1) 低温试验考核的重点是飞机按照部署的技术状态暴露于低温环境下, 飞机功能和性能是否正常, 能否完成既定任务, 地面保障设备能否支撑飞机运行和维护, 地勤人员能否在穿着低温防护装备的情况下, 完成对飞机的检查、维修、维护等工作。

2) 飞机的工作试验, 涉及飞机系统、地面保障装备和地面维护工作三方面的内容, 不可分割。由于飞机的工作模式多种多样, 每项工作模式都要进行检查, 即使是飞机不工作, 仍然需要地面维护工作。

综上所述, 对飞机进行低温试验时, 不严格区分低温存储、低温工作或低温拆装等程序, 而是将这些程序分解, 组合成试验科目。根据飞机所有运行场景 (如起飞前准备、飞行员入舱、APU 和发动机启动、满功率起飞、巡航、系统操作、武器投射、降落、飞行员出舱、降落后检查等)、所有工作模式 (如正常、紧急、备用等) 制订试验科目。如全机地面检查试验、APU 地面启动/工作特性试验、发动机地面启动/工作特性试验、起落架收放 (正常/紧急) 试验、空调系统快速/稳态加热试验、舱门开关试验等。试验科目应包括飞机实际使用中可能遇到的真实情况, 全面考核飞机的功能和性能, 全面验证飞机配套的地面保障设备、地面维护程序等飞机综合保障体系的有效性。

试验科目确定后, 再根据试验科目之间的交联关系安排试验顺序。排序方法为: 对飞机温度分布影响较小的试验科目在前; 当前试验科目所需要的交联系统试验在前, 如空调系统试验需要 APU/发动机启动后才能进行, 应优先进行 APU/发动机启动试验。这使得试验由浅入深, 逐步推进, 同时又使试验周期最短。

5 试验步骤

飞机实验室低温试验的步骤主要包括初始基线检查试验、低温试验和试验后基线检查试验三部分,

5.1 初始基线试验

在进行低温试验前,先进行初始基线检查。其目的是:验证飞机安装系统和试验支持系统的完整性;按试验科目规定测试飞机系统功能和性能,获得基线数据;使参试人员熟悉试验操作。

初始基线检查试验的试验温度为可控的大气条件温度,该温度值在 MIL-STD-810G 和 AECTP 300 中规定为 21~25 °C, DEF STAN 00-35 为 20~24 °C, GJB 150A 未作要求。气候实验室低温试验基线温度参照麦金利实验室的做法,选择 21 °C 作为基线温度。

温度初始基线检查的程序为:

- 1) 调节实验室温度至基线温度。
- 2) 监测飞机温度,直到飞机温度稳定。为加快飞机温度稳定,可打开飞机的舱门。
- 3) 对飞机进行全面目视检查,记录检查结果,必要时拍照记录。
- 4) 按试验科目顺序和操作步骤完成各项试验,记录功能和性能检查结果,以及地面保障设备功能和性能数据、维护工作情况。
- 5) 若当前试验科目破坏了飞机温度分布,影响下一科目试验,应使飞机温度重新稳定,再进行后续试验。
- 6) 再一次进行全面目视检查,记录检查结果。
- 7) 初始基线检查完成后,进入低温试验。

5.2 低温试验

低温试验的试验步骤大体上与基线试验相同,但需要注意以下几点。

- 1) 低温可引起飞机结构变形、密封圈硬化等问题,导致燃油、液压油、滑油等泄漏以及飞机涂层脱落。在试验过程中,应定期对飞机进行检查。同时消防设施及消防预案应完备,避免出现安全问题。
- 2) 飞机固定设备,如钢索等,也会随着温度变化产生变形,应根据温度变化情况,随时调整松紧程度,防止热应力过大,损坏飞机。
- 3) 飞机起落架着地时,随着温度的降低,起落架缓冲支柱会压缩,导致飞机姿态改变,飞机周围的试验设备应避开飞机姿态变化的影响,同时 APU 或发动机排气管道位置应根据飞机姿态进行调整。

5.3 试验后基线试验

低温试验后,再次进行基线试验。通过与初始基线数据对比,检查飞机是否出现损伤或功能、性能退化。试验步骤与初始基线试验基本一致。

6 试验中断处理

试验过程可能会出现意外情况,导致试验无法继续进行,总体可分为实验室引起的中断和试验机/地面保障设备故障引起的中断两类。

6.1 实验室引起的中断

实验室出现故障导致的试验中断又可分为以下两种情况。

1) 欠试验中断。如实验室试验系统出现故障或突发停电、停气等原因,造成试验温度高于允差之上,应对飞机进行全面物理检查和工作检查。若未发现问题,使飞机重新稳定在试验温度,并从中断处重新开始试验。由于未遇到极端条件,飞机出现任何问题,均应认为飞机失效。

2) 过试验中断。如实验室控制系统故障、设备通讯中断等原因,造成试验温度低于允差之下,导致飞机暴露于更为极端的环境下。在继续进行试验之前,对飞机进行全面的物理检查和工作检查。若发现问题,应结束此次试验,试验结果无效,对问题进行修复后,重新进行试验。若没发现问题,则恢复中断前的试验条件,并且从试验允差超出点开始继续试验。过试验可能会造成飞机非正常失效,严重影响试验正常进行,应采取严密措施,避免试验温度过低。

6.2 飞机或地面保障设备故障中断

试验机出现故障而导致试验无法继续进行的中断比较复杂,总体上可分为可逆性故障和不可逆性故障。对于可逆性故障,试验温度回升后,故障自然消失。为保障试验的顺利进行,在试验设计时,应明确各试验科目的合格判据,分析可能出现的故障和原因,制订故障应对措施。如 APU 低温启动试验,应针对启动失败制订 APU 加热措施。若试验过程中出现意料外的故障,应首先检查故障原因,然后根据故障的影响程度和试验实际情况,采取如下措施:现场故障排除;回到稍高温度重复试验,摸底故障温度点;继续后续试验,后期补充该试验科目;升温后维修等。应成立包括飞机设计商、飞机系统/设备供应商、飞机生产商等单位组成的故障应急处理小组,并提供关键的备品备件,第一时间针对飞机故障中断作出处理。

空调车、电源车、液压油车、燃油车等飞机地面保障设备通常情况下与飞机一同接受低温试验,其故障中断处理方法与飞机基本一致。

7 结语

应用该方法在国内首次成功进行了某型飞机的实验室低温试验,最低试验温度远低于外场高寒试验

温度。为监测飞机遭受的实际温度,在飞机周围布置了超过 80 个温度传感器,试验温度均匀性满足 MIL-STD-810G 的要求,且飞机机头、翼尖、垂尾顶部等典型部位附近的温度平均值可以作为试验温度。进行了环控系统、液压系统、高升力系统、动力系统、燃油系统、飞控系统等飞机系统的 10 余个科目试验,验证了该型飞机对极端低温环境的适应性。试验过程中遭遇了实验室意外停电、飞机漏油、空调车失效等三类试验中断,且均成功恢复。文中提出的试验方法及成功应用,为我国飞机实验室低温试验及低温环境适应性研究提供了指导。

参考文献:

- [1] 唐虎,李喜明.飞机气候试验[J].装备环境工程,2012,9(2):60-65.
TANG Hu, LI Xi-ming. Climatic Test of Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(2): 60-65.
- [2] 张昭,唐虎,成竹.军用飞机实验室气候环境试验项目分析[J].装备环境工程,2017,14(10):87-91.
ZHANG Zhao, TANG Hu, CHENG Zhu. Laboratory Climatic Test Items of Military Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2017, 14(10): 87-91.
- [3] CLENDON L H. Flight Testing under Extreme Climatic Conditions[R]. AFFTC-TIH-88-004, 1988.
- [4] 祝耀昌,张建军. GJB 150A 的应用和剪裁[J].航天器环境工程,2012,29(6):608-615.
ZHU Yao-chang, ZHANG Jian-jun. Application and Tailoring of GJB 150A[J]. Spacecraft Environmental Engineering, 2012, 29(6): 608-615.
- [5] 祝耀昌,李明.谈谈环境工程剪裁和环境试验剪裁[J].航天器环境工程,2012,29(5):479-484.
ZHU Yao-chang, LI Ming. Environmental Engineering Tailoring and Environmental Test Tailoring[J]. Spacecraft Environmental Engineering, 2012, 29(5): 479-484.
- [6] 祝耀昌,李敏伟.航空军工产品实验室环境鉴定试验工作情况分析(第一部分)[J].航天器环境工程,2010,27(1):114-117.
ZHU Yao-chang, LI Min-wei. An Outline of the Laboratory Environmental Qualification Test for Military Aircraft Products (Part I)[J]. Spacecraft Environmental Engineering, 2010, 27(1): 114-117.
- [7] GJB 4239, 装备环境工程通用要求[S].
GJB 4239, General Requirements for Material Environmental Engineering[S].
- [8] MIL-HDBK-310, Global Climatic Data for Developing Military Products[S].
- [9] AECTP 200, Environmental Conditions[S].
- [10] DEF-STAN 00-35 PART4, Environmental Handbook for Defence Materiel, Part4: Natural Environments[S].
- [11] GJB 1172.2, 军用设备气候极值:地面气温[S].
GJB 1172.2, Climatic Extremes fo Military Equipment—Surface Air Temperature[S].
- [12] MIL-STD-810G, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests[S].
- [13] AECTP 300, Climatic Environmental Tests[S].
- [14] DEF-STAN 00-35 PART3, Environmental Handbook for Defence Materiel, Part3: Environmental Test Methods[S].
- [15] GJB 150.4A, 军用装备实验室环境试验方法第 4 部分:低温试验[S].
GJB 150.4A, Laboratory Environmental Test Methods for Military Materiel Part4: Low Temperature Test[S].
- [16] ALBA J H. Climatic Testing of the C-5A: Lessons Learned for Future Climatic Testing of Aeronautical Systems[R]. AD-A045257, 1973.
- [17] DRAKE C W. Environmental Test Capabilities of the Air Force McKinley Climatic Laboratory[C]// 23rd Aerospace Sciences Meeting. Reno: AIAA, 1985.
- [18] AC 500-006, Aircraft Operations After Ground Cold Soak[S].