航空发动机燃油系统附件低温试验方法

苏志善[1,2]，李华聪[1]，徐刚刚[2]

（1. 西北工业大学 动力与能源学院，西安 710129；
2. 中国航发西安动力控制科技有限公司，西安 710077）

摘要：目的 探索一种航空发动机燃油系统附件低温试验方法。**方法** 梳理对比国内外航空发动机燃油系统附件低温试验方法的差异，分析国内外标准规定的试验温度差异的来源，检测 3 号喷气燃料的实际低温特性，验证–51 ℃的试验温度对 3 号喷气燃料的不适用性。分析航空发动机系统附件低温工作时会升温的特点，提出尽量模拟起动过程的低温试验方法。**结果** 利用提出的试验方法，在环境温度为–55 ℃、燃油温度为–40 ℃下，进行了 135 h 低温试验，额外单独进行 1000 次模拟发动机低温起动过程。试验过程中，某型主燃油泵调节器工作正常，并随某航空发动机通过了某飞机在我国北方某机场的高寒试飞试验。**结论** GJB 241A 规定的燃油温度–51 ℃或黏度 12 mm^2/s 对应的温度(–56 ℃)不适用于 3 号喷气燃料，环境温度为–55 ℃，燃油温度为–40 ℃，并尽量模拟发动机低温起动过程的低温试验方法能够有效验证航空发动机燃油系统附件的低温工作能力。

关键词：空发动机；燃油系统；附件；标准；低温试验

中图分类号：V233 **文献标识码：**A **文章编号：**1672-9242(2021)06-0094-07

DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2021.06.014

Low Temperature Test Method For Aviation Engine Fuel System Accessories

SU Zhi-shan[1,2], *LI Hua-cong*[1], *XU Gang-gang*[2]

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi′an 710129, China;
2. AECC Xi′an Engine Control Technology Co., Ltd, Xi′an 710077, China)

ABSTRACT: In order to explore a low temperature test method for aircraft engine fuel system accessories, this paper summarized and compared the differences between domestic and foreign low temperature test methods for aircraft engine fuel system accessories. The source of the differences of test temperature in domestic and foreign standards was analyzed. The actual low temperature characteristics of No.3 jet fuel were tested. The inapplicability of the test temperature of –51 ℃ to No.3 jet fuel was verified. This paper analyzed the characteristics of heating up when the aero-engine system accessories work at low temperature and put forward a low temperature test method to simulate the starting process as much as possible. Under the ambient temperature of –55 ℃ and fuel temperature of –40 ℃, a 135-hour low temperature test was carried out with the proposed test method. An additional 1000 times of simulation of the low temperature starting process of the engine was carried out separately.

收稿日期：2021-01-18；**修订日期：**2021-02-26

Received：2021-01-18；**Revised：**2021-02-26

作者简介：苏志善（1984—），男，博士研究生，主要研究方向为航空发动机燃油与控制系统设计。

Biography：SU Zhi-shan (1984—), Male, Doctoral students, Research focus: aero engine fuel and control system design.

通讯作者：李华聪（1962—），男，博士，教授，主要研究方向为航空发动机控制系统设计与仿真。

Corresponding author：LI Hua-cong (1962—), Male, Ph. D, Professor, Research focus: design and simulation of Aero Engine Control System.

引文格式：苏志善，李华聪，徐刚刚. 航空发动机燃油系统附件低温试验方法[J]. 装备环境工程, 2021, 18(6): 094-100.

SU Zhi-shan, LI Hua-cong, XU Gang-gang. Low temperature test method for aviation engine fuel system accessories[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(6): 094-100.

During the test, the regulator of a certain type of main fuel pump worked normally, and passed the high cold flight test of a certain aircraft with an aeroengine in a certain airport in north China. The fuel temperature specified in GJB 241A is –51 ℃ or the temperature (–56 ℃) corresponding to a viscosity of 12 mm^2/s is not applicable to No. 3 jet fuel. The ambient temperature is –55 ℃, the fuel temperature is –40 ℃, and the low temperature test method which simulates the low temperature starting process of the engine as far as possible can effectively verify the low temperature working ability of the aviation engine fuel system accessories.

KEY WORDS: aeroengine; fuel system; accessories; standard; low temperature test

温度试验在航空发动机燃油系统附件研制生产过程中有着非常重要的地位和用途，能够提前暴露和验证温度环境对附件的影响和典型故障模式。参考文献[1-4]详细介绍了我国主要军用、民用环境试验系列标准中包括的各种典型温度试验程序及其用途和模拟的环境，说明了各种典型试验程序规定或要求的温度试验的各种特点和剪裁方法，列出了温度试验标准中对温度试验箱和测试仪器仪表的要求，讨论了温度试验箱的选用、受试产品温度稳定、受试产品温度响应测量和温度试验中断处理等技术[1-4]。燃油系统附件是航空发动机的重要组成部分[5-6]，主要包括各种燃油泵、调节器、分布器、燃油滤及各种作动器等[7]，安装于发动机外部，对环境适应性要求较高，尤其是低温环境适应性。根据航空发动机研制要求，燃油系统附件必须进行低温环境试验验证。GJB 241A—2010《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》以下简称 GJB 241A）明确要求燃油系统附件进行低温持久试验，用来验证燃油系统附件对低温环境的耐久能力[8]。GJB 150.4A—2009《军用装备实验室环境试验方法 第四部分：低温试验》（以下简称 GJB 150.4A）则规定了军用装备的实验室低温试验方法[9]。HB 6167.2—2014《民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第 2 部分：温度和高度试验》（以下简称 HB 6167.2）则规定了民用飞机机载设备的低温试验方法[10]。其中 GJB 241A 对燃油系统附件的试验要求与美国航空发动机通用规范 JSSG 2007B《航空涡喷涡扇涡轴涡桨发动机联合使用规范指南》[11]基本类似，提出的低温持久试验要求也最为苛刻。GJB 241A 详细规定了军用航空发动机燃油系统附件 300 h 低温持久试验的具体环境和介质温度要求，但该要求是否完全适用我国航空发动机行业的实际情况，并没有进行有效的验证。同时这些标准规范中规定的试验条件和试验方法也不一定是固定不变的，而是要根据装备寿命期内的实际环境进行剪裁[12-17]，对于航空发动机附件低温试验具有一定的参考价值。

国外航空发动机研制过程中，对燃油系统附件的低温试验已经有较为成熟的方法，且试验设备也较为先进，能够有效验证附件的低温工作能力。虽然国内也有一些研究人员开始了低温试验相关的研究[18-19]，但是我国在航空发动机燃油系统附件的低温试验研究方面，还是起步较晚，发展较慢。现有的低温试验设备资源主要针对机载电器类产品，这类产品工作时只需通电就能工作，无工作油液和高速旋转传动机构，和航空发动机燃油附件工作时带传动和压力燃油完全不同。目前国内仅有个别单位能够实现燃油系统附件工作条件下的低温试验，受试验方法、试验资源及介质本身低温特性的限制，航空发动机附件并没有完全按 GJB 241A 的要求进行 300 h 的低温持久试验。

文中通过研究相关低温试验标准的差异及标准对航空发动机燃油系统附件的适应性，并结合我国现有 3 号喷气燃料的特性，提出了一种航空发动机燃油系统附件低温试验方法，并开展了低温试验验证，为航空发动机燃油系统附件低温试验研究验证工作提供了参考。

1　试验标准

1.1　试验类别

低温试验是装备环境试验方法系列标准中的重要内容之一，适用于在低温环境下使用的所有装备。参照国内外相关标准，对低温试验方法的对比分析如下。

1）国内外涉及航空发动机燃油系统附件低温试验的标准有 GJB 241A、GJB 150.4A、HB6167、RTCA/DO-160G、MIL-STD-810F、JSSG 2007B 等，其中 GJB 241A 与 JSSG 2007B、GJB 150.4A 与 MIL-STD-810F、HB6167.2 与 RTCA/DO-160G 内容基本一致。针对试验类别，GJB 241A、GJB 150.4A、HB6167.2 的对比见表 1。

2）低温试验的目的是确定军用设备在低温条件下储存和工作的适应性[9]。具体到各种类型的试验，有着各自的目的：低温贮存试验目的为评价在贮存期间，低温条件对装备的安全性、完整性和性能的影响；低温工作试验目的为评价在工作期间低温条件对装备的安全性、完整性和性能的影响；低温拆装试验目的为评价在拆装操作期间低温条件对装备的安全性、完整性和性能的影响；低温持久试验目的为评价在长时间工作期间低温条件对装备的安全性、完整性、性能和寿命的影响。

表 1　标准对照
Tab.1 Standard control list

试验类别	GJB 241A	GJB 150.4A	HB 6167.2
低温存储试验	无要求	要求进行，时间按产品类别不同分为 4 h/72 h /24 h	要求进行至少 3 h
低温工作试验	无要求	要求进行至少 2 h	要求进行至少 2 h
低温拆装试验	无要求	要求进行	无要求
低温持久试验	要求进行 300 h	无要求	无要求

注：GJB 241A 有工作油液温度的要求，GJB 150.4A、HB6167.2 均无工作油液温度的要求

1.2　试验要求

低温试验适用于在低温环境中使用的所有装备。设备的低温性能取决于设备在正常使用状态或故障条件下耐受低温的能力。一般的军用设备都会感受环境温度，外界环境温度对其影响较大，而航空发动机由于工作中发热量较大，燃油系统还要兼顾给滑油系统降温。因此航空发动机在正常工作过程中，燃油系统的温度会始终处于较高的水平，一般为 50~100 ℃，个别发动机燃油系统温度能够达到 120 ℃以上，所以航空发动机工作时，整个燃油系统的温度均处于较高的水平。航空发动机燃油系统低温情况只存在于环境温度为低温的情况下，航空发动机长时间静止后的第一次起动过程。通过实际验证，某型航空发动机只有在低温环境下静止 3 h 以上，燃油系统内部才会冷却到与外界环境接近的温度。当然，冷却的时间和燃油系统附件的大小、结构、材料的导热性等多个因素有关。

综上所述，为真正模拟航空发动机燃油系统附件的实际工况，航空发动机燃油系统附件的低温工作试验应尽可能多地模拟发动机低温起动过程，而不是模拟长时间的低温大状态工作过程。

2　试验条件

2.1　介质

由于目前国内航空发动机普遍采用 3 号喷气燃料，根据 GB 6537—2006《3 号喷气燃料》的生产标准，其相关重要指标为：20 ℃时，黏度不小于 1.25 mm^2/s；–20 ℃时，黏度不大于 8.0 mm^2/s，冰点≤–47 ℃[20]。

经复查某厂生产的 3 号喷气燃料不同批次产品质量检验单，其黏度和冰点结果见表 2。从统计结果来看，黏度和冰点一致性较好。

表 2　3 号喷气燃料的黏度和冰点
Tab.2 Viscosity and freezing point of No.3 Jet fuel

批次号	黏度/($mm^2 \cdot s^{-1}$)		冰点/℃
	–20 ℃	20 ℃	
1	3.434	1.522	− 50
2	3.442	1.504	− 50.5
3	3.456	1.526	− 50.5
4	3.3	1.48	− 50

2.2　温度

1）GJB 241A 规定，航空发动机燃油系统附件低温持久试验时，每个循环前，环境温度需降低到海平面冷天最低温度（–51 ℃）或燃油黏度为 12 mm^2/s 时的温度。GJB 241A 规定海平面冷天最低温度是引用 HB 5625.1—1981《气候极值 大气温度极值》规定的出现频率为 20%的低温极值，即–51 ℃[21]。GJB 241A 规定了工作液（燃油）的具体温度要求，工作液温度和环境温度要求相同。

2）GJB 150.4A 规定，低温试验时的环境温度是根据装备的长期贮存和使用的环境温度极值进行选择，试验最低温度是引用 GJB 1172.2—1991《军用设备气候极值 地面气温》规定的温度值，大多数情况是选用出现概率为 20%的低温极值，为满足特定应用和试验要求，可以选择其他值，低温极值出现概率见表 3[22]。通过表 3 可知，在国内贮存和使用的国内产品按 GJB 150.4A 做低温试验，一般只需要按–41.3 ℃做即可。GJB150.4A 没有工作液具体温度的要求。

表 3　温度极值出现概率
Tab.3 Probability of temperature extremum

中国		世界范围	
低温极值/℃	出现概率/%	低温极值/℃	出现概率/%
–41.3	20	–51	20
–44.1	10	–54	10
–46.1	5	–57	5
–48.8	1	–61	1

注：中国的低温极值数据来自 GJB 1172.2—1991，这里出现概率是指时间风险率

3）HB 6167.2—2014《民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第 2 部分：温度和高度试验》对环境温度没有统一的规定，而是根据民用飞机机载设备的安装位置是否进行温控、温控效果以及飞机的飞行高度等情况进行 6 大类、20 小类的区分。根据区分的情况，进行有针对性的温度试验，而且分了低温工作试验和短时低温工作试验，短时低温工作试验的温度一般会比低温工作试验更低一点。HB 6167.2—2014 也没有工作液温度的要求。

4）温度差异分析。GJB 241A 所引用的 HB 5625.1—1981《气候极值 大气温度极值》是较早的标准，该标准明确指出由于当时国内环境温度记录值有限，尚不具备制定标准的条件，所以采用了国际上多数国家通用的大气温度极值（–51 ℃）[20]。GJB 150.4A 所引用的 GJB 1172.2—1991《军用设备气候极值 地面气温》是总参气象局经过大量统计我国国土范围内的环境温度数据后编制的标准，所以温度值（–41.3 ℃）更加切合我国的实际情况。这也是 GJB 241A 和 GJB 150.4A 要求的低温极值差异的根本原因。

另外，GJB 241A 规定允许用燃油黏度为 12 mm^2/s 时的温度，由于 GB 6537—2006《3 号喷气燃料》的生产标准中，只有 20 ℃和–20 ℃时的黏度指标，并没有黏度为 12 mm^2/s 时的温度值。依据 GB/T 265—1988《石油产品运动黏度测定法和动力黏度计算法》，经检测，某厂 1—4 号批次 3 号喷气燃料黏度 12 mm^2/s 对应的温度基本为–56~–56.5 ℃，已经远低于 GJB 241A 规定的大气温度极值–51 ℃。因此想利用黏度 12 mm^2/s 对应的温度进行试验，只能针对黏度较大的燃料进行，目前国内普遍采用的 3 号喷气燃料无法用该指标进行试验。同时，–51 ℃也已经低于 3 号喷气燃料的冰点温度（–50~–50.5 ℃），–51 ℃情况下，燃料中会存在一定的结晶析出物质，会堵塞燃油系统附件的油滤和精密配合偶件，所以 3 号喷气燃料可能不适合在–51 ℃条件下进行低温试验。

5）为验证 GJB 241A 规定的介质温度是否适用于国内 3 号喷气燃料，通过某型号主燃油泵调节器按 GJB 241A 的规定进行试验验证。通过逐步降低温度，在每个温度点下工作 5 min，判断产品在该温度下是否能够正常工作。当 3 号喷气燃料温度降低到–43 ℃时，某型号主燃油泵调节器只能正常工作约 3 min，3 min 后，某型号主燃油泵调节器功能就失常。当温度上升至–40~–38 ℃以上时，产品功能全部正常。经过对实际 3 号喷气燃料–43 ℃低温以下絮状析出物的检测得知，析出物为长链烷烃，絮状的长链烷烃会堵塞主燃油泵调节器的中心油滤，导致定压油无法建立，产品无法正常工作。当温度上升到–40~–38 ℃以上时，长链烷烃又溶化在燃油中，油滤堵塞消失，定压油恢复，产品功能恢复正常，详见表 4。通过试验验证说明，GJB 241A 规定的–51 ℃低温温度并不适合我国 3 号喷气燃料。

表 4　低温试验定压油压力

Tab.4 Low temperature test constant pressure oil pressure

序号	燃油温度/℃	环境温度/℃	泵转速/($r\cdot min^{-1}$)	定压油压力/MPa
1	–43	–51	3502	1.454
2	–43	–51	5851	1.477
3	–40~–38	–51	3503	2.122
4	–40~–38	–51	5853	2.141
5	0	21	3503	2.146
6	0	21	5850	2.154

注：正常定压油压力为(2.2±0.1) MPa

6）综上分析和试验，在介质为 3 号喷气燃料的前提下，按 GJB 241A 规定的大气温度极值–51 ℃或黏度 12 mm^2/s 对应的温度（–56 ℃）进行低温试验，存在燃油结晶、化合物析出导致产品功能失效的现象，试验无法进行。按 GJB 150.4A 所引用的 GJB 1172.2—1991《军用设备气候极值 地面气温》中规定的温度极值–41.3 ℃（可圆整至–42 ℃）进行低温试验，更加切合我国的实际情况。同时，HB 6167.2—2014 根据民用飞机机载设备的安装位置是否进行温控、温控效果以及飞机的最大飞行高度等情况进行分类，根据区分的情况进行针对性的低温试验，也是较为合理的方法。军用航空发动机燃油系统附件的低温试验也可参照这种分类方法进行针对性的低温试验，切实满足实际工作需求。

2.3　工作状态

GJB 241A 对航空发动机燃油系统附件低温持久试验时的工作状态做了较为详细的说明，如模拟飞行任务工作试验循环，并且要求试验产生的损伤要达到飞行任务循环和飞行任务混频所产生的实际损伤相当。GJB 150.4A 没有对工作状态进行详细的描述，只规定了对产品进行工作性能检测。其实两者的目的都是一样的，都是希望考核产品低温下的所有功能性能是否满足要求。因此工作状态的确定，必须体现任务剖面内的所有功能。

同时，由于航空发动机工作发热的特殊性，航空发动机工作时，整个燃油系统的燃油温度均处于较高的水平。航空发动机燃油系统低温情况只存在于环境温度为低温的情况下，航空发动机长时间静止后的第一次起动过程。为真正模拟航空发动机燃油系统附件的实际工况，航空发动机燃油系统附件的低温试验工作状态应尽可能多地模拟发动机低温起动过程，而不是模拟长时间的大状态工作过程。

3 试验方法

由于 GJB 241A 对航空发动机燃油系统附件的低温持久试验要求远远高于 GJB 150.4A 规定的低温试验要求，且 GJB 150.4A 没有考虑工作油液介质的温度，因此 GJB 150.4A 本身并不适用于工作中带转速和工作压力介质的航空发动机燃油系统附件。航空发动机燃油系统附件按 GJB 241A 进行低温持久试验后，可不再按 GJB 150.4A 进行低温试验。文中仅对 GJB 241A 规定的低温持久试验方法进行研究。综合上述对几个标准的温度差异、3 号喷气燃料的黏度试验及工作状态的分析，提出如下试验方法。

3.1 试验器系统基本要求

由于航空发动机燃油系统附件工作过程中带转速和压力介质燃油的特殊性，低温试验系统不能简单地和其他电子类机载产品的低温箱一样，仅仅提供低温环境和工作电源就可以。航空发动机燃油系统附件低温试验器，必须满足附件工作的转速、压力、流量等要求（一般转速为 0~30 000 r/min、流量为 0~60 000 L/min、压力为 0~25 MPa），同时要保证环境和大流量燃油介质的降温能力和高精度的附件功能性能测试能力，所以航空发动机燃油系统附件低温试验器是一个庞大的试验系统。

3.2 环境温度要求

目前 GJB 241A 规定的低温持久试验环境温度为海平面冷天最低温度（–51 ℃）或燃油黏度为 12 mm^2/s 时的温度（3 号喷气燃料对应为–56 ℃），而目前国内一些航空发动机型号规范规定最低环境温度为 –55 ℃。低温持久试验环境温度具体选择多少，可根据各型号发动机的实际需求进行选择。

3.3 工作介质温度要求

目前 GJB 241A 规定的低温持久试验燃油温度和环境温度一样为海平面冷天最低温度（–51 ℃）或燃油黏度为 12 mm^2/s 时的温度（3 号喷气燃料对应为–56 ℃）。针对 3 号喷气燃料为介质的航空发动机燃油系统附件，介质温度在–40 ℃开始低温试验较为合适。目前也已经有多个发动机型号按介质温度–40 ℃开始低温试验，试验效果良好。

3.4 工作状态要求

根据 GJB 241A 对航空发动机燃油系统附件低温持久试验时的工作状态的要求，工作状态的确定，必须体现任务剖面内的所有功能。工作状态体现任务剖面内的所有功能的同时，应尽可能多地模拟发动机低温起动过程，而不是模拟长时间的大状态工作过程。

3.5 试验判据要求

试验过程中附件功能性能正常，因低温引起的性能衰减在预计允许范围之内。试验结束后，各项零组件无异常的损伤。

4 试验实例

4.1 试验件情况

试验件为某型主燃油泵调节器，是某航空发动机的核心燃油系统附件，包括齿轮泵、主燃油计量装置、导叶调节机构等部件。

4.2 试验情况

根据上述分析确定的试验起始状态：环境温度为–55 ℃；燃油温度为–40 ℃（试验过程中温度升到–26 ℃，则停止试验，重新降到–40 ℃）；

工作状态及时间：每 12 min 为 1 个循环，每个循环模拟飞行任务的所有功能，一共进行 135 h（675 个循环）低温试验，额外单独进行 1000 次模拟发动机低温起动过程。

试验结果：某型主燃油泵调节器工作正常，顺利通过了低温试验考核。

4.3 随飞机高寒试验

没有完全按 GJB 241A 的温度要求进行低温持久试验的某型主燃油泵调节器通过上述厂内低温试验后，随某型航空发动机参加了某飞机在我国北方某机场的实地高寒试飞试验。高寒试验是在冬季飞机停放一晚上后，在凌晨温度最低的时间进行，此时整个航空发动机机体温度和环境温度基本一致。试验时，地面实际温度为–40~–32 ℃，此时某型主燃油泵调节器以及燃油温度也在–40~–32 ℃。由于航空发动机工作过程中的发热以及某型主燃油泵调节器工作过程中内部升温影响，发动机工作 1 min 后，某型主燃油泵调节器内部燃油温度即可上升至 0 ℃左右，更加有利于某型主燃油泵调节器的工作，所以实际高寒试验（也可认为是实际使用）的温度载荷远小于试验室内的长时间低温试验。

高寒试验持续时间约 1 个月，试验结果表明，某型主燃油泵调节器工作正常，满足实际低温使用要求，能够保证发动机正常工作和飞机正常试飞。

4.4 试验结论

通过某型主燃油泵调节器厂内的低温试验和随飞机的高寒试飞试验验证，文中提出的航空发动机燃油系统附件低温试验方法能够满足实际需求，可以有效验证航空发动机燃油系统附件低温工作能力。

5　结论

通过总结相关低温试验标准，解释了 GJB 241A 和 GJB 150.4A 关于低温极值要求差异的原因，检测了 3 号喷气燃料的实际低温特性，并验证了 GJB 241A 规定的燃油温度（–51 ℃）或黏度 12 mm^2/s 对应的温度（–56 ℃）不适用于 3 号喷气燃料。

针对航空发动机燃油系统附件燃油低温条件仅为初次起动过程的特点，提出了尽可能模拟发动机起动过程的实际工作情况和–40 ℃的合理燃油温度的低温试验方法。通过对某型主燃油泵调节器开展低温试验，验证了该试验方法，同时通过某飞机的高寒试验结果，表明该低温试验方法的合理性和有效性。

提出的一种有别于相关标准的低温试验方法，可为航空发动机燃油系统附件的低温试验提供参考和借鉴。

参考文献：

[1] 蔡良续, 龙德中, 宋小燕, 等. 温度环境试验及其标准综述(一)温度对装备的影响及温度试验的重要性[J]. 环境技术, 2014, 32(4): 93-96.
CAI Liang-xu, LONG De-zhong, SONG Xiao-yan, et al. Review of temperature tests and relevant standards (part one) influence of temperature on equipment and importance of temperature tests[J]. Environmental technology, 2014, 32(4): 93-96.

[2] 翟波, 蔡良续, 李宝晗, 等. 温度环境试验及其标准综述(二)典型温度试验程序[J]. 环境技术, 2014, 32(5): 89-91.
ZHAI Bo, CAI Liang-xu, LI Bao-han, et al. Review of temperature tests and relevant standards (part two) typical temperature test program[J]. Environmental technology, 2014, 32(5): 89-91.

[3] 蔡良续, 祝耀昌, 于江波, 等. 温度环境试验及其标准综述(三)温度试验的试验条件和剪裁方法[J]. 环境技术, 2014, 32(6): 98-101.
CAI Liang-xu, ZHU Yao-chang, YU Jiang-bo, et al. Review of temperature tests and relevant standards (part three) the conditions and tailoring methods of temperature tests[J]. Environmental technology, 2014, 32(6): 98-101.

[4] 蔡良续, 张露, 徐良, 等. 温度环境试验及其标准综述(四)温度试验技术[J]. 环境技术, 2015, 33(2): 77-82.
CAI Liang-xu, ZHANG Lu, XU Liang, et al. Review of temperature tests and their standards (part four) temperature test technique[J]. Environmental technology, 2015, 33(2): 77-82.

[5] 吴天翼, 樊丁, 杨帆, 等. 某型航空发动机 FADEC 系统设计与仿真[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(1): 106-111.
WU Tian-yi, FAN Ding, YANG Fan, et al. Design and simulation of FADEC system of one certain type aeroengine[J]. Science technology and engineering, 2012, 12(1): 106- 111.

[6] CALABRESE M A, SKARBEK L F, SHAH P H, et al. Using a digital fuel control system and digital engine con-troller for US Navy LM2500 engines[C]// ASME turbo expo: Power for land, sea, & air. Amsterdam, The Neth-erlands: ASME , 2002(2B): 1035- 1039.

[7] 吴琪华, 贺惠珠, 张加桢. 航空发动机调节[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
WU Qi-hua, HE Hui-zhu, ZHANG Jia-zhen. Aero engine regulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1986.

[8] GJB 241A—2010, 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].
GJB 241A—2010, Engine, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for[S].

[9] GJB 150. 4A—2009, 军用装备实验室环境试验方法 第四部分: 低温试验[S].
GJB 150. 4A—2009, Laboratory environmental test methods for military materiel—Part4: Low temperature Test[S].

[10] HB 6167. 2—2014, 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第 2 部分: 温度和高度试验[S].
HB 6167. 2—2014, Environmental conditions and test procedures for airborne equipment of civil airplane—Part2: Temperature and altitude test[S].

[11] JSSG 2007B, Engine turbojet turbofan turboshaft turboprop general specification for[S].

[12] 吴相甫. 航空装备实验室温度环境试验剪裁探讨[J]. 装备环境工程, 2018, 15(1): 74-79.
WU Xiang-fu. Tailoring of laboratory temperature environment test for aviation equipment[J]. Equipment environmental engineering, 2018, 15(1): 74-79.

[13] 邹小玲. 直升机机载设备环境试验剪裁探讨[J]. 直升机技术, 2013(4) : 24-28.
ZOU Xiao-ling. Tailoring of environmental test standard for airborne equipment of helicopter[J]. Helicopter technique, 2013(04): 24-28

[14] 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.

[15] 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.

[16] 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 engineer-

ing, 2010, 27(1): 114-117。

[17] GJB 4239, 装备环境工程通用要求[S].
GJB 4239, General requirements for material environmental engineering[S].

[18] 罗群生, 史光梅, 陈均, 等. 温度环境试验中试件温度稳定时间估算方法[J]. 装备环境工程, 2012, 9(6): 117-122.
LUO Qun-sheng, SHI Guang-mei, CHEN Jun, et al. Estimation method of specimen temperature stabilization time in temperature environmental test[J]. Equipment environmental engineering, 2012, 9(6): 117-122.

[19] 马建军. 飞机实验室低温试验方法研究[J]. 装备环境工程, 2020, 17(4): 51-57.
MA Jian-jun. Low temperature test method for aircraft in climatic laboratory[J]. Equipment environmental engineering, 2020, 17(4): 51-57.

[20] GB6537—2006, 3 号喷气燃料[S].
GB6537—2006, No. 3 Jet fuel[S].

[21] HB5625. 1—1981, 气候极值 大气温度极值[S].
HB5625. 1—1981, Extremum climate Extremum atmospheric temperature[S].

[22] GJB1172. 2—1991, 军用设备气候极值 地面气温[S].
GJB 1172. 2—1991, Climatic extremes fo military equipment—Surface air temperature[S].