

doi: 10.7690/bgzdh.2023.09.021

一种通过估测管路壁温辅助判断管路防火能力的方法

王向辉¹, 李松阳²

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司系统集成部, 上海 200241;
2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司先进技术研究部, 上海 200241)

摘要: 为给出航空发动机管路适航防火试验目视检查试验判据的数据支撑, 提出一种在着火区域内外设置温度和应变传感器并通过仿真算出着火区域内试验件表面温度和应变状态的方法。通过研究管路防火试验测试过程中火焰区域内试验件表面温度、试验件表面应力的变化分析, 减少管路防火试验目视检查判据的主观性。结果表明, 该方法可为试验结果提供数据支撑。

关键词: 航空发动机; 管路防火试验; 表面温度计算; 表面应力计算
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Method for Auxiliary Judging Pipeline Fireproof Capability By Estimating Pipeline Wall Temperatures

Wang Xianghui¹, Li Songyang²

(1. Department of System Integration, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China;
2. Department of Advanced Technologies, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to provide the data support for the visual inspection test criterion of the airworthiness fireproof test of aero-engine pipeline, a method of setting temperature and strain sensors inside and outside the fire area and calculating the surface temperature and strain state of the test piece in the fire area by simulation was proposed. In order to reduce the subjectivity of visual inspection criterion in pipeline fireproof protection test, the changes of surface temperature and surface stress of the test piece in the flame area during the pipeline fireproof protection test were studied. The results show that the method can provide data support for the test results.

Keywords: aero-engine; fireproof test of pipeline; surface temperature calculation; surface stress calculation

0 引言

防火性能是民用航空发动机的关键指标, 也是航空发动机保持最低安全水平、满足适航要求的基本因素之一^[1]。航空发动机外部管路位于发动机外部的火区范围内, 传输燃油、滑油等易燃液体, 保证外部管路的防火是发动机安全设计的重要环节。

国内在航空发动机零部件防火方面开展了很多工作, 开展火焰燃烧器的温度模拟分析, 得出标准燃烧器的火焰温度场^[2-5], 探索适航审定要素提升航空发动机零部件防火试验的适航符合性^[6-8]。当前在开展防火试验时, 依照 HB6167.14 标准^[9]和 HB7044 标准^[10]的规定开展管路的防火试验, 在试验结束后, 主要通过目视检查试验现象来进行试验结果判定。管路组件的防火试验具有一定的危险性, 准备周期长, 现有的判定方法易受审查人员主观因素影响。

笔者提出一种通过估测管路壁温辅助判断管路

防火能力的方法, 通过试验验证和计算分析相结合的方式, 开展管路组件的防火能力分析。该方法通过计算分析可替代部分危险性更大、成本更高的试验, 具有减少成本、缩短周期、提高试验验证有效性等优点。

1 管路防火试验介绍

管路组件进行防火试验时, 试验件和火焰燃烧器的位置如图 1 所示。着火区域的火焰满足某航空发动机滑油管路在进行适航防火能力测试时, 按要求将管路组件的连接处置于标准火焰(火焰的温度满足 $1\ 100 \pm 80^\circ\text{C}$, 热容量标准值 $1320_{-20}^{+60}\text{ W}$) 中进行 15 min 的防火试验^[9-10]。

2 分析方法

笔者提出一种管路防火能力测试的分析方法。在规定防火试验设备的基础上, 提出工作介质温度、压力和流量的测量, 提出试验件表面的应力测

量和计算、温度测量和计算等要求。

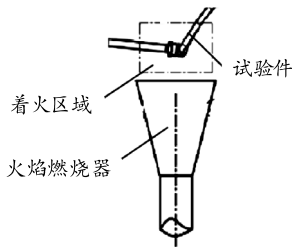


图 1 某管路防火试验

考虑到火焰区域内试验件表面温度测试性较差，提出利用测试火区外试验件表面温度和数值计算结合的分析方法，计算得出火区内试验件表面温度。

考虑到火焰区域内试验件表面应变测试需剔除火焰温度的影响，提出应力测试和数值计算结合的分析方法，通过计算得出火区内试验件表面应变情况。

通过查阅试验件材料不同温度下的极限强度曲线，将计算得出“火区内试验件表面温度数值”“火区内试验件表面应力数值”与试验件材料性能曲线进行对比分析，确定试验件的状态，作为试验结果判据的客观数据支撑，充实试验判据。

2.1 试验件材料性能特点

试验件表面所受应力是否到达对应温度状态下的屈服极限对试验结果有重要影响。

材料极限强度指材料受拉时不发生断裂的最大允许应力 σ_b 。查阅材料性能数据库后，试验件材料极限强度 σ_b 随温度变化，如图 2 所示。

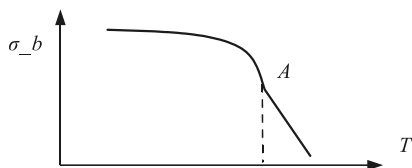


图 2 材料极限强度随温度变化

上图中 A 点过后，随着温度上升， σ_b 迅速下降。此 A 点温度数值和材料的极限破坏处应变数值就是试验件发生破坏的关键点，可以认为是“预警点”。如试验件的表面温度高于 A 点所示的温度数值，无论试验件表面应力如何，都处于较危险的区域。

2.2 利用数值分析进行试验结果判定

试验后在进行目视检查的基础上，通过试验数据采集系统查看试验过程中试验件应变和温度数值，利用 3 和 4 节的计算分析方法，计算火区内试验件表面关键区域的应力和温度参数。

结合图 2 所示试验件材料的极限强度与温度的变化曲线，将火区内试验件指定区域“表面温度与应变数值”在图 2 中找到对应坐标点。如该坐标点在曲线的左侧，则试验件处于相对安全的范围；如该坐标点在曲线的右侧，则试验件处于危险的区域；考虑到 A 点预警点的特性，如坐标点靠近 A 点或坐标点横坐标超过 A 点的横坐标，试验件都处于相对危险的区域。

将计算得出的火区内试验件表面的“温度和应力”与材料性能特性曲线对比分析，进而辅助判断试验件是否安全，辅助支撑防火试验的结果判据。

2.3 试验件中工作介质参数检测

为保证试验的正常进行，需按图 3 所示布置传感器，进行试验件中工作介质参数的检测，工作介质流向如箭头所示。

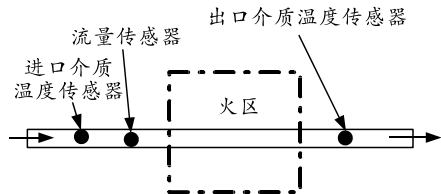


图 3 工作介质参数测试传感器

3 火区内试验件表面温度计算

根据试验中所测试的 T (火区外管路壁面温度)、 T_{medium} (火区外工作介质温度)、 T_{air} (火焰温度)，通过式(8)、(9)计算出火区内试验件中工作介质各处的温度数值和导管外表面各处的温度数值。

3.1 温度传感器布置

按图 4 所示布置温度传感器，检测对应区域的温度数值。

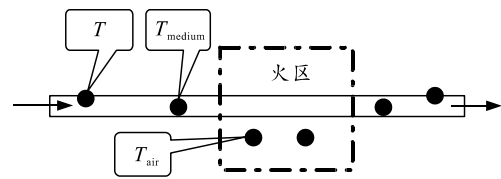


图 4 温度传感器

- 1) 在火区外的试验件表面和火区内非试验件表面分别布置温度测试传感器，如图 4 所示。
- 2) 在火区内非试验件表面布置温度测试传感器时，应与试验件处于火焰中的同一高度。
- 3) 火区外试验件的温度数值可直接通过温度测试传感器检测得出。
- 4) 利用传热学的原理对试验件中工作介质和试验件的温度场进行计算。

3.2 温度计算方法

计算时选择微元段为试验状态管任意一个微元段，管内壁面半径为 R_{in} ，管外径为 R_{out} ，壁厚为 $R_{out}-R_{in}$ ，管内充满工作介质，且为“轴向单向流动”，如图 5 所示。

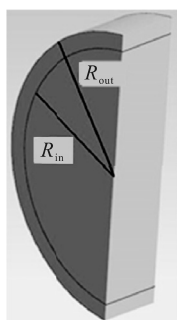


图 5 导管热分析微元模型

1) 以微元段导管作为分析对象。

在常物性、稳态、3 维且有内热源问题的温度场控制方程式(泊松方程)：

$$\partial^2 T / \partial x^2 + \partial^2 T / \partial y^2 + \partial^2 T / \partial z^2 + \Phi / \lambda = 0 \quad (1)$$

因管路内部流动为“轴向单向流动”，则

$$\partial^2 T / \partial y^2 + \partial^2 T / \partial z^2 = 0 \quad (2)$$

方程式可简化为：

$$\partial^2 T / \partial x^2 + \Phi / \lambda = 0 \quad (3)$$

在导管和工作介质达到热平衡状态时，微元段导管微分方程如下：

$$\frac{d^2 T}{dx^2} = \frac{P_{out} \cdot h_{out} \cdot (T - T_{air}) + P_{in} \cdot h_{in} \cdot (T - T_{medium})}{A_c \cdot \lambda} \quad (4)$$

2) 以微元段“工作介质”作为分析对象。

根据

$$\left. \begin{aligned} c_{medium} \cdot m_{medium} \cdot \Delta T &= Q \\ \rho_{medium} \cdot A_{medium} \cdot dx &= m_{medium} \\ P_{in} \cdot dx &= A_c \\ \Phi &= \frac{dQ}{dt} = A_c \cdot h_{in} \cdot \Delta T \text{ 牛顿冷却公式} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

得出：

$$\left. \begin{aligned} c_{medium} \cdot \rho_{medium} \cdot A_{medium} \cdot dx \cdot \frac{dx}{dt} \cdot \frac{dT_{medium}}{dx} &= \\ P_{in} \cdot dx \cdot h_{in} \cdot (T - T_{medium}) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

简化后微元段工作介质微分方程如下：

$$c_{medium} \cdot \rho_{medium} \cdot A_{medium} \cdot v \cdot \frac{dT_{medium}}{dx} = P_{in} \cdot h_{in} \cdot (T - T_{medium}) \quad (7)$$

对微元段工作介质微分方程求解后得知：

$$T - T_{medium} = -e^{-\frac{P_{in} \cdot h_{in} \cdot x}{c_{medium} \cdot \rho_{medium} \cdot A_{medium} \cdot v}} + c_1 \quad (8)$$

将式(8)和式(4)对微元段工作介质微分方程求解后得知：

$$T = \frac{P_{in} \cdot h_{in} \cdot (e^{-\frac{P_{in} \cdot h_{in} \cdot x}{c_{medium} \cdot \rho_{medium} \cdot A_{medium} \cdot v}} - c_1)}{P_{out} \cdot h_{out}} + T_{air} \quad (9)$$

式中： Φ 为微元段的热流量，单位时间内通过给定面积的热量； T 为导管温度； T_{medium} 为工作介质温度； T_{air} 为环境空气温度； P 为周长； P_{in} 为内径； P_{out} 为外径； A_c 为管环形横截面积； A_{medium} 为管内工作介质横截面积； t 为时间； λ 为导管导热系数； λ_{medium} 为工作介质的导热系数； ρ 为导管密度； ρ_{medium} 为工作介质密度； v 为工作介质流速； d_x 为微元段长度，管微元段与工作介质微元段长度都用该符号； C_{medium} 为工作介质比热容； h 为 2 种介质间对流换热系数； h_{out} 为导管与空气间对流换热系数； h_{in} 为导管与工作介质间对流换热系数； C_1 为常数，需要通过传感器测点数值代入公式得出。

4 火区内试验件表面应力计算

按下列步骤计算火区内试验件表面的应变数值：

1) 在火区内试验件表面和火区内非试验件表面分别布置应变测试传感器，布置位置如图 6 所示，应处于火焰中的同一高度。

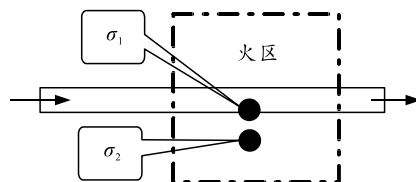


图 6 应变测试传感器

2) 火区内试验件表面的应变数值为 σ_1 (包括管路应变数值和应变片本身受高温后的应变数值)；火区内非试验件表面的应变数值为 σ_2 (应变片本身受高温后的应变数值， σ_2 为火焰温度补偿片)；剔除火区对试验件表面应变测试的影响，火区内试验件表面的应变数值 $\sigma = (\sigma_1 - \sigma_2)$ 。

5 管路适航防火试验温度场和有限元分析

5.1 试验条件要求

试验过程中，使用工作介质为滑油 Mobil Jet Oil II，试验前和试验过程中参数要求及试验环境如下：

- 1) 试验开始前：管路入口油温 158℃，流量 2.3 L/min；
- 2) 试验开始后 0~5 min 内：管路中油的流量

保持不变，工作介质压力为 0.35 MPa，稳定至 2.3 L/min，在图 7 所示的管路三通处有温度为 1 100 ± 80℃ 的明火加热；

3) 试验开始后 5~15 min：在 30 s 内完成工作介质参数转变为压力 0.1 MPa，管内流量稳定至 0.3 L/min，火源加热状态保持不变；

4) 试验过程中，温度传感器和压力传感器距离火焰区域的水平距离在 1 m，试验开始后介质流向、着火区域及试验件 3 维数模如图 7 所示。

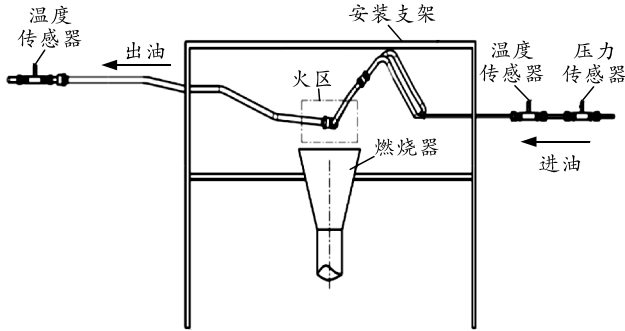


图 7 滑油管路防火试验件安装结构

5.2 温度场分析结果

利用式(8)和(9)的温度场分析方法开展工作介质的温度计算。

5.2.1 流量为 2.3 L/min 时油温计算

在总管流量为 2.3 L/min，支管流量为 1.15 L/min，管路和管中油达到流动和热稳定状态，管中油的温度如图 8 所示(对应试验工况 300 s)，图中曲线左端为入口温度，右端为出口温度。

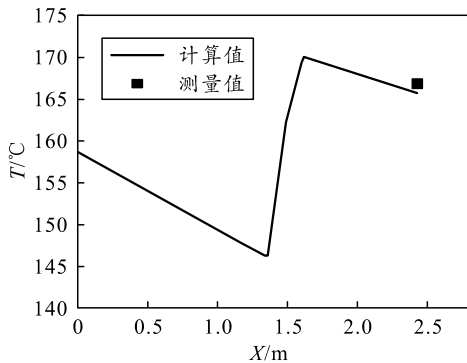


图 8 油温变化趋势 (V=2.3 L/min)

图中：“■”的点为试验件出口位置在试验进行第 300 s 时温度传感器的数值。实线为随着试验件入口到出口位置的移动，试验件中工作介质温度的计算数值。

由上图可见，在滑油流量为正常状态(2.3 L/min)时，沿着油的流动方向，管和滑油都经历了先降温，后升温，然后再降温的过程。在该过程中滑油经历

的温度变化幅度远小于导管。在管出口截面，模拟与试验所得出口油的温度差异不超过 1.1℃。流量为 2.3 L/min 时，试验件的温度场如图 9 所示。

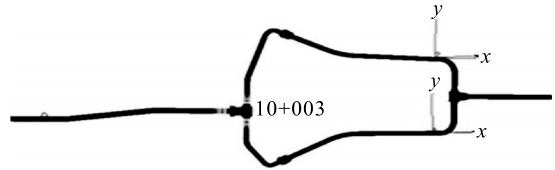


图 9 试验件“0~5 min”阶段温度场分布

5.2.2 流量为 0.3 L/min 时油温计算

在总管流量为 0.3 L/min，支管流量为 0.15 L/min，管路和管中油达到流动和热稳定状态，管中油的温度如图 10 所示(对应试验工况 900 s)，图中曲线左端为入口温度，右端为出口温度。

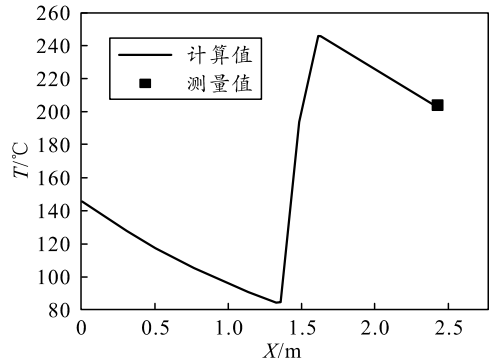


图 10 油温变化趋势 (V=0.3 L/min)

图中：“■”的点为试验件出口位置在试验进行第 900 s 时温度传感器的数值。实线为随着试验件入口到出口位置的移动，试验件中工作介质温度的数值。

由上图可见，沿着滑油的流动方向，油温度经历的变化过程为下降(管在不加热的区域向外散热，温度逐渐下降)、上升(管在火区加热的区域吸热，温度逐渐升高，由于获取范围内管径变化，管温升高的梯度有变化)、下降(离开加热区域后，又进入散热状态，温度逐渐下降)。模拟与试验所得出口油的温度差异不超过 1℃。流量为 0.3 L/min 时，试验件的温度场见图 11 所示。

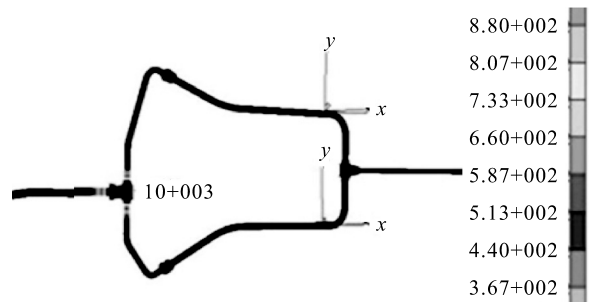


图 11 试验件“5~15 min”阶段温度场分布

5.3 试验件有限元分析

因试验过程“0~5 min”和“5~15 min”2个阶段试验件中工作介质温度、压力和流量参数不同，故分别开展有限元分析。

5.3.1 输入参数

1) 试验件 3 维数模及固定结构如图 12 所示，试验件在“○标记”处所示位置设置“管夹”，固定到试验台上。



图 12 试验件及工装 3 维数模

2) 不锈钢 321 的材料属性极限强度 σ_b 为 517 MPa^[11]，其中极限强度随温度的变化如图 13。

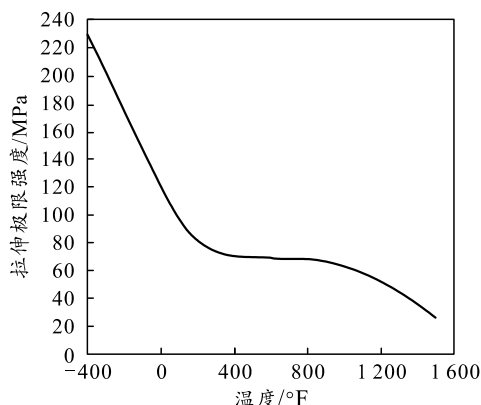


图 13 不锈钢 321 材料拉伸极限强度随温度的变化曲线

3) 根据试验条件判断载荷输入来源分为 3 类：

- ① 管壁温度载荷，图 9 和 11 所示的试验件温度场；
- ② 作用在管壁上的压力载荷；
- ③ 重力载荷。

5.3.2 “0~5 min”阶段有限元分析

根据图 9 所示试验件的温度场分布，开展有限元分析，分析结果如表 1 所示。

表 1 “0~5 min”阶段 3 类载荷作用下的最大应力 MPa

载荷	应力	应力云图
Thermal+Pressure+Gravity	78.20	
Thermal	68.90	
Pressure	8.82	
Gravity	9.81	

在“0~5 min”阶段，试验件火区内部分的最大应力值(von Mises)为 78.2 MPa，此处管壁模拟给出的温度为 1 000℃(1 832°F)，材料极限强度下降到原来的 20%(如图 13 所示)，即此时的极限强度为 517×20%=103 MPa，最大应力没有达到材料的极限强度。分别考虑各类载荷对结果的影响，选用压力数值为 0.35 MPa。

5.3.3 “5~15 min”阶段有限元分析

根据有限元分析结果可以得到在“5~15 min”阶段，试验件火区内部分的最大应力值是 von Mises 为 70.5 MPa，此处管壁模拟给出的温度为 1 000℃(1832°F)，材料极限强度下降到原来的 20%(如图 13 所示)，即此时的极限强度为 517×20%=103 MPa，最大应力没有达到材料的极限强度。分别考虑各类载荷对结果的影响，如表 2 所示。选用压力数值为 0.1 MPa。

表 2 “5~15 min”阶段 3 类载荷作用下的最大应力 MPa

载荷	应力	应力云图
Thermal+Pressure+Gravity	78.20	
Thermal	68.90	
Pressure	8.82	
Gravity	9.81	

5.4 小结

结合某航空发动机滑油管路适航防火试验开展应用研究，采用章节 3 所示火区内试验件表面温度的计算方法，模拟试验过程中“0~5 min”阶段和“5~15 min”阶段试验件表面温度场，并以试验件表面的温度场作为输入，完成“0~5 min”阶段和“5~15 min”阶段的滑油管路的有限元分析。

6 结束语

笔者在航空发动机管路防火试验目视检查判定试验结果的基础上，提出在试验过程中增加试验件非火区表面的应力和温度测试，计算分析试验件表面的温度和应力数值。利用计算分析得出火区内“试验件表面温度和应力数值”，与材料性能随温度上升衰减曲线对比分析，辅助判断试验件的状态。结合

某航空发动机滑油管路适航防火试验过程,应用该计算方法完成试验件壁温计算和有限元分析。

这种通过计算估测管路壁温辅助判断管路防火能力的方法是目视检查判断试验结果的重要补充,可为试验判据增加数据支撑。

参考文献:

[1] 王雅云. 飞机发动机防火系统概述[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛文集. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2014: 1029-1034.

[2] 王伟, 吕凯. 航空发动机部件防火试验热流计影响因素的数值分析[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(31): 163-167.

[3] 王伟, 杨毅成, 尹莉萍. 当量比对航空发动机防火试验温度场的数值分析[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(19): 301-307.

[4] 王伟, 李阳. NexGen 燃烧器火焰特性和换热特性数值模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(2):

(上接第 69 页)

参考文献:

[1] 杨磊, 尤文斌, 丁永红, 等. 毁伤威力场冲击波存储测试系统设计与研究[J]. 火箭与制导学报, 2018, 38(6): 47-50.

[2] 杨帆, 梁永焯, 杜红棉, 等. 毁伤威力场冲击波无线分布式测试方法研究[J]. 传感技术学报, 2015, 28(1):

(上接第 78 页)

[17] 孙威, 曹雷, 陈希亮, 等. 多智能体深度强化学习研究综述[J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(5): 13-24.

[18] 潘浩. 基于深度学习的军事目标识别[D]. 杭州: 杭州电子科技大学, 2018.

[19] 朱丰, 胡晓峰, 吴琳, 等. 基于深度学习的战场态势高级理解模拟方法[J]. 火力与指挥控制, 2018, 43(8): 25-30.

[20] 张晓海, 操新文, 耿松涛, 等. 基于深度学习的军事辅助决策智能化研究[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 29(10): 162-167.

[21] 王壮, 李辉, 李晓辉, 等. 基于深度强化学习的作战智

58-62.

[5] 王伟, 吕凯, 叶子多. 航空发动机防火试验的对流和辐射传热计算[C]//中国航空学会第二届飞机防火系统学术研讨会. 北京: 中国航空学会, 2017.

[6] 吴晶峰, 周燕佩. 航空发动机零部件防火性能研究及适航审定探索[J]. 燃气轮机技术, 2016, 29(4): 4-9.

[7] 康冠群, 周燕佩, 吴晶峰. 航空发动机防火数值模拟方案浅析[J]. 民航学报, 2018, 2(6): 98-101.

[8] 梁智超, 王井科, 雷友锋. 航空发动机防火安全性设计与验证分析[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 92-97.

[9] 中华人民共和国航空行业标准. 民用飞机机载设备环境条件和试验方法第 14 部分: 防火、可燃性试验: HB6167. 14-2014[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所.

[10] 中华人民共和国航空行业标准. 民用飞机软管和管组件防火试验要求: HB7044-2014[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所.

[11] Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS-12)[S]. FAA. 2017. 208.

71-76.

[3] 梁永焯, 陈昌鑫, 焦耀晗, 等. 冲击波测试系统的触发方式研究[J]. 西昌学院学报(自然科学版), 2014, 28(4): 67-70.

[4] 杜剑英, 晁芳群, 孙浩, 等. 国内兵器靶场试验测试现状及发展趋势[J]. 测控技术, 2014, 33(7): 1-25.

[5] STM32F405 Reference manual[EB/OL]. 2020.9. <http://www.st.com>.

能体研究[C]//第六届中国指挥控制大会论文集. 北京: 电子工业出版社, 2018: 32-26.

[22] 谭浪. 强化学习在多智能体对抗中的应用研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2019.

[23] 陶伟. 博弈学习系统在战斗机引导中的应用[J]. 中国舰船研究, 2020, 15(增刊 S1): 166-172.

[24] 游世勋. 基于深度强化学习的UCAV决策方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020.

[25] 刘静, 张昭, 张阳, 等. 支持强化学习多智能体的网电博弈仿真平台[J]. 指挥与控制学报, 2019, 5(1): 55-62.

[26] 李航, 刘代金, 刘禹. 军事智能博弈对抗系统设计框架研究[J]. 火力与指挥控制, 2020, 45(9): 116-121.