强容错的航空发动机空中停车实时监测逻辑研究*

赵 航1, 刘金鑫1, 詹轲倚2, 宋志平1

(1. 西安交通大学 机械工程学院,陕西西安 710049;2. 中国航发贵阳发动机设计研究所,贵州贵阳 550001)

摘 要:为了确保航空发动机空中再起动策略或飞行员应急操作的快速执行,设计了一种具备强容 错性的空中停车实时监测逻辑。该逻辑组合了风扇转速、压气机转速、涡轮后温度和换算主燃油流量的 空中停车故障特征,融合了监测阈值设定、参数变化范围限制和反向惩罚处理等容错性策略,可适应发 动机个体差异及性能衰退、非标准天、传感器正常噪声扰动和单一传感器故障。为检验该逻辑的鲁棒性 和容错性,采取按任务剖面运行测试和全包线随机加减速测试相结合的方式。虚警测试和检测性能验证 结果表明,当发动机正常运行或发生单一传感器故障时,该监测过程均无虚警;相比于继承自AΠ-31Φ 发动机的空中停车监测逻辑,本文提出的监测逻辑具备更好的检测性能;当单一传感器发生故障时,该 监测过程的检测性能无降级情况。

关键词:航空发动机;空中停车;实时监测逻辑;故障特征;容错性策略 中图分类号: V263.6 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 08-1735-14 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200733

Real-Time Monitoring Logic with High Fault Tolerance for Aero-Engine In-Flight Shutdown

ZHAO Hang¹, LIU Jin-xin¹, ZHAN Ke-yi², SONG Zhi-ping¹

School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
 AECC Guiyang Aero-Engine Design Research Institute, Guiyang 550001, China)

Abstract: In order to ensure the fast execution of the air-start strategy or the emergency operations taken by the pilot, a real-time monitoring logic with high fault tolerance is designed for aero-engine in-flight shutdown. The logic combines fault characteristics of fan speed, compressor speed, temperature after turbine and corrected fuel flow rate, along with some fault-tolerant strategies, such as threshold setting, parameters range limiting and negative penalty processing, and it can adapt to engine individual differences, performance degradation, nonstandard atmosphere environment, normal noise of sensors and faults of single sensor. Both mission profiles test and random acceleration and deceleration test in the full envelope are used to verify the robustness and fault tolerance of the logic. Results of false-alarm test and fault detection performance verification show that there is no false alarm in the monitoring process when the engine works normally or one sensor fails. In the meanwhile, the monitoring logic proposed in this paper has better fault detection performance compared with the logic of the A Π -31 Φ engine in-flight shutdown, and the detection performance of the monitoring process does not degrade when

^{*} 收稿日期: 2020-09-19; 修订日期: 2021-01-11。

基金项目:国家科技重大专项(2017-V-0010-0060);国家自然科学基金(52075415)。

作者简介:赵 航,博士生,研究领域为航空发动机容错控制。E-mail: zhaohang@stu.xjtu.edu.cn

通讯作者: 宋志平,博士,研究员,研究领域为航空发动机建模与容错控制。E-mail: zhaozhougou@xjtu.edu.en

引用格式:赵 航,刘金鑫, 詹轲倚,等.强容错的航空发动机空中停车实时监测逻辑研究[J].推进技术, 2021, 42(8):
 1735-1748. (ZHAO Hang, LIU Jin-xin, ZHAN Ke-yi, et al. Real-Time Monitoring Logic with High Fault Tolerance for Aero-Engine In-Flight Shutdown[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8):1735-1748.)

one sensor fails.

Key words: Aero-engine; In-flight shutdown; Real-time monitoring logic; Fault characteristics; Fault-tolerant strategies

1 引 言

航空发动机空中停车是发动机在空中突发的失效事件^[1],是直接影响飞机(特别是军机)运行安全的 严重威胁,重则引发坠机事故。引起航空发动机空 中停车的原因较为复杂,主要包括发动机自身故障、 外界干扰和飞行员误操作^[2]等。为应对突发的空中 停车故障,当前研究热点主要集中于预防发动机空 中停车和发动机空中再起动验证测试。

有效预防发动机空中停车是确保飞机运行安全的基础,国内外学者主要针对各类具体的空中停车 案例进行分析并提出改进建议,包括因发动机结构 设计缺陷^[3-5]、叶片疲劳腐蚀^[6]、供油系统故障^[7]和传 感器故障^[8]等导致发生空中停车。随着航空发动机 技术的不断提升、检测维修措施的不断完善和健康 管理经验的不断丰富,发动机空中停车率指标逐年 降低且趋于稳定^[9],但这并不意味着空中停车故障将 永不发生。发动机必须具备可靠的空中再起动能力 以应对突发的空中停车故障。为此,国内外学者相 继开展空中再起动验证测试研究^[10-13],以期提升发动 机空中再起动能力。

值得注意的是,随着各类空中再起动技术趋于 成熟,空中再起动能力的提升将遭遇瓶颈。实际上, 准确且快速的空中停车故障检测能力是确保飞机运 行安全的重要组成部分之一。对于可恢复的空中停 车故障,若检测时间越短或压气机转速下降量(后文 简称"转速下降量")越小,则越容易实施空中再起动 策略(例如惯性自动起动),可间接提升空中再起动 成功率。对于不可恢复的空中停车故障,准确且快 速的故障检测能力也可为飞行员及时执行应急操作 赢得时间。

目前国内各型号发动机常用的空中停车故障监测逻辑大都继承自AΠ-31Φ发动机(简称"现有监测 逻辑"),主要以压气机转速低于慢车转速为判断依据,存在检测时间长和转速下降量大等问题。叶志 锋等^[14]以转速下降率为熄火指示参数,在试车台上 准确识别出直升机发动机的熄火故障且无虚警。但 该方法需确定熄火边界,随着包线范围的扩大,熄火 边界的确定将变得复杂;马建仓等^[15-16]先后运用小波 阈值降噪结合盲源分离的方法和小波包分析法,通 过监测振动信号准确识别了空中停车故障。但忽略 了故障检测的快速性要求,且未对所用方法进行虚 警测试和故障检测性能验证。

本文从空中停车故障监测的角度出发,旨在建 立一种强容错的航空发动机空中停车实时监测逻 辑,实现准确且快速的故障检测性能。首先,确定风 扇转速 n₁,压气机转速 n₂,涡轮后温度 T₁₆和换算主燃 油流量 W_{f.cor}为空中停车故障表征参数,挖掘各参数 的空中停车故障特征,并分别考虑涡轮后温度限控 计划和最小燃油流量限控计划的影响;然后以各类 空中停车故障特征为主要逻辑,按参数初始化与计 算、容错性策略实施和过阈值监测的步骤分别建立 与故障特征对应的逻辑单元;最后在现有监测逻辑 的基础上,通过对不同逻辑单元进行逻辑组合,形成 具备强容错性的空中停车实时监测复合逻辑。

为检验该复合逻辑的鲁棒性,即能否适应于发 动机个体差异及性能衰退、非标准天和传感器正常 噪声扰动,本文采取按任务剖面运行测试和全包线 随机加减速测试相结合的方式,依次完成虚警测试 和检测性能验证;为检验该复合逻辑的容错性,即能 否适应于单一传感器故障,本文主要针对不可检测 的漂移类故障,采取按任务剖面运行测试的方式完 成容错性验证。

2 空中停车实时监测逻辑设计

2.1 监测逻辑设计需求

航空发动机空中停车实时监测逻辑应满足如下 设计需求:

(1)空中停车实时监测逻辑的设计应具有鲁棒 性,应能适应发动机的个体差异、发动机性能衰退、 非标准天和传感器正常噪声扰动。

(2)空中停车实时监测逻辑的设计应具有容错 性,任何单一传感器故障不应导致监测过程虚警,也 不应导致检测性能降级。

(3)相比于现有监测逻辑,空中停车实时监测逻辑的设计应具备更短的故障检测时间和更小的转速 下降量。

2.2 停车故障特征选择

本文选择风扇转速 n₁,压气机转速 n₂,涡轮后温 度 T₁₆和换算主燃油流量 W_{f.cor}作为空中停车故障表征 参数,挖掘各参数的空中停车故障特征。

现有监测逻辑以压气机转速低于慢车转速为依据判定发生空中停车故障,因此,参数n₂的停车故障 特征可归纳为压气机转速低于慢车转速。

在此基础上,考虑到参数 n₁或 n₂为主燃油控制 计划的控制目标,当发动机加速时,实际转速低于 目标转速,若加速至稳态、且转速向上超调时,则实 际转速高于目标转速,后降至稳态目标转速;当发 动机减速时,实际转速高于目标转速,若减速至稳 态、且转速向下超调时,则实际转速低于目标转速, 后升至稳态目标转速。若发生空中停车故障,则实 际转速下降且必低于目标转速,为区别正常减速过 程,需分别对转速累积下降次数和下降量作出要 求。综上所述,参数 n₁和 n₂的停车故障特征可归纳 为:(1)实际转速低于目标转速;(2)转速累积下降次 数满足要求;(3)转速累积下降量满足要求。

若仅基于上述特征建立故障监测逻辑,则存在 如下问题:(1)当涡轮后温度限控计划发挥权限时, 存在实际转速下降且低于目标转速的情况,将导致 监测过程虚警;(2)当最小燃油流量限控计划发挥权 限时,燃油流量被限制为设定最小值,并且高于实际 所需的燃油流量。此时实际转速高于目标转速,若 发生空中停车故障,则实际转速降至目标转速以下 需较长时间,将导致检测时间延长、转速下降量 增大。

为解决涡轮后温度限控计划发挥权限时的虚警问题,补充T₁₆为空中停车故障表征参数。若发生空中停车故障,则涡轮后温度下降且必低于限控值,因此,参数T₁₆的停车故障特征可归纳为:(1)涡轮后温度低于限控值;(2)涡轮后温度累积下降次数满足要求。

为解决最小燃油流量限控计划发挥权限时的检测性能较差问题,补充参数 W_{f,cor}为空中停车故障表征参数。具体地,在发动机地面运行过程中,引入稳态换算主燃油流量与高压换算转速的对应关系作为参考,其换算方式如式(1)和(2)所示。

 $W_{\rm f,cor} = W_{\rm f} / (\sqrt{T_{\rm t2}/288.13} \cdot p_{\rm t2}/101325)$ (1)

$$n_{2,\text{cor}} = n_2 / \sqrt{T_{12} / 288.13}$$
 (2)

式中 W_f表示主燃油流量, T₁₂表示风扇进口总温, p₁₂表示风扇进口总压, n_{2.cor}表示压气机换算转速。

当空中停车故障发生时,压气机换算转速下降, 进而稳态换算主燃油流量减小,但实际换算燃油流 量因最小燃油流量限控计划的作用而保持不变,因 此稳态换算主燃油流量将降至实际换算燃油流量以下且二者的偏差将逐渐增加。综上所述,参数 W_{f,eer}的停车故障特征可归纳为实际换算主燃油流量与稳态换算主燃油流量的偏差增加。

2.3 空中停车实时监测逻辑单元设计

以各类空中停车故障特征为主要逻辑分别建立 实时监测逻辑单元,若逻辑单元满足其监测逻辑要 求,则输出"1",否则输出"0"。下面依次给出具体逻 辑单元的监测逻辑及阈值设定情况。

逻辑单元 L₀以压气机转速低于慢车转速为主要 逻辑,监测阈值设定为:慢车转速与实际转速的最大 允许偏差、慢车转速与实际转速的偏差高于允许值 的最大允许次数。

逻辑单元 L₁包括目标转速单元 L_{nAim}和加速单元 L_{Ace}。目标转速单元的监测逻辑是判定空中停车故障 发生与否的门槛逻辑,受最小燃油流量限控计划影 响,该逻辑存在较难逾越的风险,因此引入加速单元 作为门槛逻辑的补充,下面为详细介绍。

目标转速单元以实际转速低于目标转速为主要 逻辑,具体包括风扇目标转速单元 L_{n1Aim} 和压气机目 标转速单元 L_{n2Aim} ,监测阈值均设定为:目标转速与实 际转速的最大允许偏差、目标转速与实际转速的偏 差高于允许值的最大允许次数。加速单元分别以实 际换算主燃油流量与稳态换算主燃油流量的偏差增 加、涡轮后温度累积下降次数满足要求为主要逻辑, 依次对应换算燃油流量偏差单元 $L_{W_{c,0}}$ 和涡轮后温度 对比单元 $L_{T_{a,c}}$,监测阈值分别设定为:当前换算燃油 流量与稳态值的偏差高于上一时刻偏差值的最大允 许次数、当前涡轮后温度高于上一时刻温度值的最 大允许次数。

逻辑单元 L₂和 L₃的监测逻辑均是判定空中停车 故障发生与否的核心逻辑。逻辑单元 L₂以转速累积 下降次数满足要求为主要逻辑,具体包括风扇转速 下降次数单元 L_{2,n1}和压气机转速下降次数单元 L_{2,n2}, 监测阈值均设定为:当前转速低于上一时刻转速值 的最大允许次数;逻辑单元 L₃以转速累积下降量满足 要求为主要逻辑,具体包括风扇转速下降量单元 L_{3,n1} 和压气机转速下降量单元 L_{3,n2},监测阈值均设定为累 积转速下降量的最大允许值。

考虑到发动机正常减速至稳态、且转速向下超 调时,逻辑单元L_{aAim},L₂和L₃均满足各自的监测逻辑 要求,这将导致监测过程虚警。因此,设定逻辑单元 L₂和L₃的激活逻辑如下:若逻辑单元L₁输出"1",则逻 辑单元L₂和L₃被激活,相应监测逻辑开始运行;否则 逻辑单元L₂和L₃始终输出"0"。

受涡轮后温度限控计划影响,逻辑单元 L_{AAim} , L_2 和 L_3 仍存在同时满足各自监测逻辑要求的可能,因此引入逻辑单元 L_4 作为补充。该逻辑单元以涡轮后温度低于限控值为主要逻辑,监测阈值设定为:涡轮后温度限控值与实际值的最大允许偏差、涡轮后温度限控值与实际值的偏差高于允许值的最大允许次数。

如图1所示,各逻辑单元均按参数初始化与计 算、容错性策略实施和过阈值监测的步骤运行,L_{*}表 示逻辑单元的输出结果。其中,参数的初始化与计 算具体针对阈值类参数,例如在逻辑单元L_{alAim}中,需 初始化的参数是目标转速与实际转速的偏差高于设 定阈值的次数,需计算的参数是风扇目标转速与实 际转速的偏差;实施容错性策略的目的在于避免因 传感器正常噪声扰动或单一传感器故障等因素而引 起监测过程虚警,具体策略包括:监测阈值设定、参 数变化范围限制和反向惩罚处理等;过阈值监测的 任务是监测各阈值类参数是否高于设定阈值,若是, 则逻辑单元输出"1",否则输出"0"。



Fig. 1 Decision process of logical units

以逻辑单元 $L_{3,n2}$ 为例,图2给出了该逻辑单元的 逻辑运行过程。考虑到发动机正常运行过程中存在 单步转速变化量较大或较小的情况,因此需限制单 步转速变化量的范围,记最大值为 Δn_{smax} ,最小值为 Δn_{smin} 。例如当功率提取时,压气机转速将以较小的 转速下降率下降,若提取时间较长,则累积转速下降 量可能高于设定阈值而导致虚警;再如当转速的测 量出现漏记齿数等现象时,可能因单步转速下降量 较大而导致虚警。



Fig. 2 Decision process of L_{3,n^2}

记累积转速最大下降量为Δn_{max},发动机运行周期为0.02s,具体监测逻辑为:

Step 1:参数 Δn_{max} , Δn_{smax} 和 Δn_{smin} 赋初值, 令发动 机运行时间 t=0, 上一时刻转速值 $n_{L}=0$, 累积转速下降 量 $\Delta n=0$ 。

Step 2: 预设L3.n2=0。

Step 3: 若 L_1 =1,则顺序执行下一步骤;否则 Δn = 0,后转至步骤9。

Step 4: 记当前时刻转速值为 $n_{\rm T}$, 计算转速单步变 化量 $\Delta n_{\rm s} = |n_{\rm L} - n_{\rm T}|$, 若 $\Delta n_{\rm s} < \Delta n_{\rm smin}$, 则 $\Delta n_{\rm s} = 0$; 若 $\Delta n_{\rm s} > \Delta n_{\rm smax}$, 则 $\Delta n_{\rm s} = \Delta n_{\rm smax}$ 。

Step 5: 若 $n_{\rm T} < n_{\rm L}$,则顺序执行下一步骤,否则转至步骤7。

Step 6: 若 $\Delta n > \Delta n_{max}$,则 $L_{3,n2}=1$,后转至步骤 8,否则 $\Delta n = \Delta n + \Delta n_{a}$,后转至步骤 9。

Step 7:为避免由于转速测量扰动而导致虚警,采取反向加倍累积转速变化量的惩罚处理方式,即 $\Delta n=\Delta n-3\Delta n_s$ 。设定累积转速变化量的下限值为零,若 $\Delta n<0,则\Delta n=0,后转至步骤9。$

Step 8:若控制系统上电,则顺序执行下一步骤, 否则结束判决流程。

Step 9: 令 n_L=n_T, t=t+0.02, 发动机进入下一运行

周期,转至步骤2。

2.4 空中停车实时监测复合逻辑设计

任何单一逻辑单元都不能在不发生虚警的前提 下充分表征空中停车故障,为增强监测逻辑的鲁棒 性和容错性,必须将各逻辑单元进行逻辑组合,形成 空中停车实时监测复合逻辑(后文简称"复合逻 辑"),记L为复合逻辑的输出结果。

在逻辑单元L₁中,加速单元作为补充逻辑单元, 应与目标转速单元取"或"逻辑,具体逻辑表达式为

$$L_1 = L_{n \operatorname{Aim}} + L_{\operatorname{Acc}} \tag{3}$$

在目标转速单元中,为增强监测逻辑的鲁棒性, 逻辑单元 L_{alAim}和 L_{a2Aim}必须同时满足各自的监测逻 辑,即采取"与"逻辑。由于转速信号的测量置信度 高且无漂移类误差,因此采取"与"逻辑并不会导致 检测时间延长等问题,具体逻辑表达式为

$$L_{n \operatorname{Aim}} = L_{n1 \operatorname{Aim}} \times L_{n2 \operatorname{Aim}} \tag{4}$$

在加速单元中,为避免虚警,逻辑单元 $L_{W_{LD}}$ 和 $L_{T_{16,c}}$ 也应采取"与"逻辑。虽然 W_{f} 和 T_{16} 等参数的测量 误差较大,采取"与"逻辑可能导致检测时间延长等 问题,但相比不设置加速单元,检测性能仍有明显改 善,具体逻辑表达式为

$$L_{\rm Acc} = L_{W_{\rm fD}} \times L_{T_{\rm 6C}} \tag{5}$$

在逻辑单元L₂和L₃中,为确保故障检测结果的准确性,参数n₁和n₂所在的同类逻辑单元均采取"与"逻辑,具体逻辑表达式为

$$L_2 = L_{2,n1} \times L_{2,n2} \tag{6}$$

$$L_3 = L_{3,n1} \times L_{3,n2} \tag{7}$$

为了获得强鲁棒性和容错性的空中停车实时监测复合逻辑,在逻辑单元L₀的基础上,逻辑单元L₁~L₄ 必须同时满足各自的监测逻辑,最终故障监测逻辑 表达式为

$$L = L_0 + (L_1 \times L_2 \times L_3 \times L_4) \tag{8}$$

由式(8)知,若压气机转速降至慢车转速以下,则逻辑单元L₀将发挥权限,此时复合逻辑的检测性能与现有监测逻辑相同。

3 测试思路与条件模拟

3.1 测试思路

为了检验该复合逻辑的检测效果,本文以无加 力燃烧室的某型航空发动机部件级模型为对象,分 别进行虚警测试和检测性能验证。考虑到实际任务 剖面并不能覆盖全部包线范围,本文提出了一种全 包线随机加减速测试的思路,补充用于虚警测试。 具体地,在虚警测试中,采取按任务剖面运行测 试和全包线随机加减速测试相结合的方式,以充分 检验该复合逻辑在发动机正常运行时是否出现虚 警;在检测性能验证中则仅采取按任务剖面运行测 试的方式,以检验实际任务剖面下的检测效果。

经归一化处理,图3为3组飞行包线及相关参数 (飞行高度H,马赫数Ma和油门杆角度PLA)的任务 剖面。图4为发动机包线和任务剖面的模拟情况,参 数H和Ma可在设定包线范围内随机生成,以达到遍 历整个包线范围的目的;参数PLA可在行程内随机变 化,变化周期在3000~6000个发动机运行周期内随机 生成,以模拟各种发动机稳态和过渡态过程。

当发动机正常运行时,若该复合逻辑输出"1",则必为虚警。若记发动机运行步数为N_R,虚警次数为N_{FA},则虚警率R_{FA}为

$$R_{\rm FA} = N_{\rm FA} / N_{\rm R} \times 100\% \tag{9}$$

3.2 条件模拟

为了检验该复合逻辑的鲁棒性,在各项测试中 还需考虑发动机个体差异及性能衰退、非标准天和 传感器正常噪声扰动等因素。

(1) 发动机的个体差异

发动机的个体差异是指同型号的不同发动机个 体之间存在差异。本文选定12个表征个体差异的参数,具体包括:高压涡轮导向器临界面积修正系数 α_{HT} ,低压涡轮导向器临界面积修正系数 α_{LT} ,混合室 出口面积修正系数 α_{M} ,外涵出口面积修正系数 α_{0} ,尾 喷管喉道截面面积修正系数 α_{N} ,风扇效率修正系数 ζ_{F} ,压气机效率修正系数 ζ_{C} ,高压涡轮效率修正系数 ζ_{HT} ,低压涡轮效率修正系数 ζ_{LT} ,风扇流量修正系数 ω_{F} ,压气机流量修正系数 ω_{C} 和燃烧室总压损失修正 系数 γ_{0}

通过随机设定上述参数的修正系数来模拟发动 机的个体差异。表1给出了各修正系数的随机赋值 情况,其中基准发动机(Engine-S)的修正系数设置为 1.0,发动机A和B的修正系数在±0.5%内随机生成。

(2) 发动机性能衰退

发动机性能衰退是指气路部件性能随着服役时间的增加而退化,但这并非故障。本文通过随机向下拉偏各气路部件的效率和流量参数来模拟发动机性能衰退。设定拉偏范围为1%,具体拉偏参数包括:风扇效率 $\eta_{\rm F}$ 和流量 $w_{\rm F}$,压气机效率 $\eta_{\rm C}$ 和流量 $w_{\rm C}$,高压涡轮效率 $\eta_{\rm HT}$ 和流量 $w_{\rm HT}$,低压涡轮效率 $\eta_{\rm LT}$ 和流量 $w_{\rm LT}$ 。

表2给出了不同性能衰退状态下的拉偏系数设



Fig. 3 Test based on different mission profiles



定情况,设定Type-1为不衰退状态,拉偏系数均设为 1.0;Type-2为小衰退状态,随机拉偏为0.4%~0.5%; Type-3为大衰退状态,随机拉偏为0.9%~1.0%。

(3) 非标准天

在同一高度下,非标准天与标准天的温度和压力 均存在差异,其中温度差异较大而压力差异较小。本 文采取随机修正温度的方式来模拟各种非标准天,设 定同一高度的大气温度变化为233.13~313.13K。

在虚警测试中,无论是按任务剖面运行测试还 是全包线随机加减速测试,每轮测试前均需对温度 进行随机修正,即可得到各种非标准天的虚警测试 结果。在检测性能验证中,设定4种温度修正量,分 别为极冷天(Δ*T*=-55K)、较冷天(Δ*T*=-30K)、标准天 (T=288.13K, ΔT=0K)和极热天(ΔT=+25K)。

(4) 传感器正常噪声扰动

发动机传感器存在不同类型和不同程度的测量 误差,直接影响空中停车故障的监测过程。该复合 逻辑涉及的传感器参数包括n₁,n₂,T₁₂,T₆,p₁₂和W₆,下 面分析上述传感器的工作特点及噪声情况。

参数 n₁和 n₂通常采用磁电式转速传感器测量。 在单个测量周期内,由于存在漏记齿数等问题,因此 会导致转速测量值突变,设定突变范围为±1%。

参数 T₁₂通常采用热电阻式温度传感器,精度约为±0.5%;参数 T₁₆通常采用热电偶温度传感器,精度约为±0.2%。在传感器标定过程中,由于高温环境的 模拟难度大,因此高温测量时的标定误差较大;受传

differences											
Coefficients	Engine-S	Engine-A	Engine-B								
$lpha_{ m HT}$	1.0	0.9993	0.9957								
$lpha_{ m LT}$	1.0	0.9981	0.9982								
$\alpha_{_{ m M}}$	1.0	0.9966	1.0003								
α_0	1.0	0.9968	1.0015								
$lpha_{ m N}$	1.0	0.9992	0.9991								
ζ _F	1.0	0.9959	1.0032								
ζ _c	1.0	1.0010	1.0022								
${\cal \zeta}_{ m HT}$	1.0	0.9997	1.0047								
${\cal L}_{ m LT}$	1.0	1.0020	1.0003								
$\omega_{ m F}$	1.0	1.0020	0.9983								
$\omega_{ m c}$	1.0	1.0014	0.9961								
γ	1.0	0.9953	1.0011								

 Table 1
 Characterization parameters of engine individual

 Table 2
 Characterization parameters of engine performance degradation

Parameter	Type-1	Type-2	Type-3
${m \eta}_{ m F}$	1.0	0.9949	0.9906
${m \eta}_{ m C}$	1.0	0.9947	0.9905
${m \eta}_{ m HT}$	1.0	0.9945	0.9900
$oldsymbol{\eta}_{ ext{LT}}$	1.0	0.9946	0.9903
$w_{ m F}$	1.0	0.9942	0.9902
$w_{ m C}$	1.0	0.9945	0.9908
$w_{ m HT}$	1.0	0.9950	0.9903
$w_{ m LT}$	1.0	0.9945	0.9905

感器温漂等因素影响,该测量过程还存在缓变漂移 噪声,每1000h约漂移精度值的20%。综上所述,设 定参数*T*₁₂误差为±0.6%,参数*T*₁₆误差为±0.24%。特 别地,还需考虑参数*T*₁₆的测量热惯性,图5给出了发 动机地面加减速时参数*T*₁₆的变化情况。

参数 *p*₂通常采用压阻式压力传感器测量,精度 约为±0.3%。相比于温度传感器,压力传感器标定环



Fig. 5 Thermal inertia of T_{t6}

境的模拟难度较低,标定误差较小。同样受传感器 温漂等因素影响,该测量过程也存在缓变漂移噪声, 但其漂移量仅与循环次数相关,最大漂移量约为精 度值的20%。综上所述,考虑较大循环次数情况,设 定参数p₂误差为±0.36%。

参数 W_f一般根据计量活门位置,通过标定线计 算获得,设定其误差为±1%。由于燃油流量较小时的 标定难度较大,因此标定误差也较大;受油温波动影 响,该测量过程还存在较大的随机波动噪声。

传感器的标定误差可分为两类,其一是标定误 差随着测量值的增大而增大,如参数 T₁₂, T₁₆和 p₁₂;其 二是标定误差随着测量值的增加而先减小后略微增 大,如参数 W_r。图6给出了两类标定误差的模拟变化 情况,其中 x 为参数的变化范围(由于各参数的变化 范围不同,因此采取归一化处理以方便说明); y 为标 定误差在总误差中的占比情况。



综上所述,设定6种噪声类型,分别为高斯白噪 声、随机扰动噪声、正弦型波动噪声、固定偏置噪声、 缓变漂移噪声和传感器标定误差。虽然高斯白噪声 和随机扰动噪声等高频噪声可采取滤波技术滤除, 但为充分检验该复合逻辑在各种复杂工况下的鲁棒 性,在测试过程中仍考虑这部分噪声类型;由于参数 n₁和n₂为频率信号且没有漂移误差,因此仅考虑随机 扰动噪声。下面依次给出各噪声类型的具体参数设 定情况。

对于高斯白噪声,设定幅值变化范围为±0.1%; 对于随机扰动噪声,设定噪声占比为0.1%,正负扰动 各占比50%,幅值变化范围为±1%;对于正弦型波动 噪声,设定幅值变化范围为精度值的20%,周期变化 为200~300s;对于固定偏置噪声,设定噪声占比为 30%,正负偏置各占比50%,幅值变化范围为精度值 的20%,作用时间为50~100s;对于缓变漂移噪声,考 虑到实际漂移时间极长,为方便测试,设定每200s发 生一次漂移,正负漂移各占比50%,最大漂移量为精 度值的 20%;对于标定误差,设定正负误差各占比 50%,最大标定误差为精度值的 30%,并且当发动机 起动后,标定误差的正负情况将保持不变。

以参数 T₆的变化情况为例,在标准天地面某状态下,各噪声类型的基本规律如图7所示,图8给出 了各类噪声叠加后的噪声模拟情况。

4 空中停车实时监测逻辑验证

4.1 全包线随机仿真测试

4.1.1 虚警测试

考虑发动机个体差异、性能衰退、非标准天和传 感器正常噪声扰动影响,依次完成按任务剖面运行 测试和全包线随机加减速测试,各自均进行10轮虚 警测试。对于全包线随机加减速测试,随机设定100 组目标飞行高度和马赫数。测试结果如表3所示,无 论是按任务剖面运行测试还是进行全包线随机加减 速测试,当发动机正常运行时,该监测过程均无 虚警。

4.1.2 检测性能验证

4.1.2.1 基准发动机的检测性能验证

以基准发动机为测试对象,考虑传感器正常噪声扰动影响,在标准天、发动机性能不衰退的情况下,在不同任务剖面运行测试中,通过将燃油热值调整为0,分别模拟1000次空中停车故障。

表4分别给出了3组任务剖面的检测指标统计 结果。在不同任务剖面中,复合逻辑的整体检测性



Fig. 7 Types of sensor noise



Fig. 8 Superposition effect of various noises

Test mode	Engine	ΔT	Performance degradation	$R_{ m FA}$
			Type-1	0.0
	Engine-S	Random (10)	Type-2	0.0
		(10)	Type-3	0.0
Mission profile 1			Type-1	0.0
Mission profile 2	Engine-A	Random (10)	Type-2	0.0
Mission profile 3		(10)	Type-3	0.0
			Type-1	0.0
	Engine-B	(10)	Type-2	0.0
		(10)	Type-3	0.0
			Type-1	0.0
	Engine-S	Random (10)	Type-2	0.0
		(10)	Type-3	0.0
			Type-1	0.0
Simulation test	Engine-A	Random (10)	Type-2	0.0
		(10)	Type-3	0.0
			Type-1	0.0
	Engine-B	Random	Type-2	0.0
		(10)	Type-3	0.0

Table 3 Results of false alarm test

能都明显优于现有监测逻辑。以第一组任务剖面为例,从检测指标的平均值来看,平均检测时间由2.1897s缩短至0.1846s,增益超过11倍,平均转速下降量由27.02%减小至6.09%,增益超过4倍;从检测

指标的分布情况来看, t_d<0.6s的占比由 0.0% 增至 99.9%, Δn_3 <10%的占比由 0.9%增至 99.8%。

若称故障检测完成时的压气机转速为最终转 速,则现有监测逻辑作用下的最终转速均低于慢车 转速,而复合逻辑作用下的最终转速基本均高于慢 车转速,如图9所示。由此可见,采用复合逻辑替代 现有监测逻辑可使转速下降情况得到明显改善,同 时也加快了检测速度。

故障监测过程通常更关注检测性能的下限,即 各检测指标的最大值。以第一组任务剖面为例,复 合逻辑的检测指标最大值分别为 t_d =1.14s和 Δn_2 = 12.44%。虽然与各自检测指标的平均值存在较大偏 差,但是该情况占比较小,因此整体检测性能仍处于 较好水平。

图 10给出了按任务剖面1运行时的压气机转速 变化情况,不难发现,t₄≥0.6s或Δn₂≥10%均对应故障 发生于发动机减速过程的情况。对于故障位置1,检 测时间和转速下降量均为最大值;对于故障位置2, 仅转速下降量超过10%,与其平均值的偏差较大,而 检测时间与其平均值的偏差较小。关于上述故障位 置的具体分析如下:

在故障检测完成前,截取长度为2.6s的数据段, 图 11 给出了不同故障位置处的实际转速、目标转速 和慢车转速变化情况。对于故障位置1,由于收油门 杆幅度较大,目标转速已降至慢车转速,此时发动机 处于空中慢车状态,因此实际转速降至目标转速以 下所需的时间更长、转速下降量更大。相比于故障 位置1,由于故障位置2处的目标转速下降量较小,因 此实际转速降至目标转速以下所需的时间较短、转 速下降量较小。虽然故障位置2处的转速下降量较 低,但是仍超过10%,可见目标转速的下降并不是导 致其转速下降量较大的主要原因。

图 12 给出了故障检测完成前、不同故障位置处 的单步转速下降量变化情况。因发动机包线点和工

Mission profile	. .	t_d/s				Δn_2	0.(4 .100	
	Logic	Max	Min	Mean	Max	Min	Mean	$t_{\rm d}$ <0.0s	$\Delta n_2 < 10\%$
1	Existing logic	3.3600	0.6200	2.1897	0.3325	0.0510	0.2702	0.0	0.9%
	Compound logic	1.1400	0.0800	0.1846	0.1244	0.0209	0.0609	99.9%	99.8%
2	Existing logic	3.4000	0.6600	2.0000	0.3305	0.0520	0.2620	0.0	1.0%
2	Compound logic	0.9400	0.0800	0.1813	0.1007	0.0185	0.0622	99.5%	99.8%
3	Existing logic	4.5800	0.4400	2.1802	0.3306	0.0338	0.2422	1.4%	3.4%
	Compound logic	1.5800	0.1000	0.1970	0.1259	0.0136	0.0533	99.4%	99.8%

Table 4 Results for different logics (engine-S, type-1, $\Delta T=0$)







Fig. 10 Compressor speed and some fault locations of mission profile 1

作状态的不同,相比于故障位置1,故障位置2处的单 步转速下降量较大,此时发动机处于空中大状态。 较大的单步转速下降量是导致其转速下降量较大的 主要原因,同时也缩短了检测时间。此外,对于故障 位置1,较小的单步转速下降量也将导致其检测时间 延长。

综上所述,复合逻辑的检测性能不仅会因空中 停车故障发生于稳态或过渡态而存在差异,还受发 动机包线点或工作状态的影响。

当空中停车故障发生后,一方面,发动机因收油 门杆而导致目标转速降低,进而导致实际转速与目 标转速的偏差增大,较难满足目标转速单元的监测 逻辑要求,最终导致检测时间的延长和转速下降量 的增大,尤其对于大幅度收油门杆的情况,检测性能 降级更为明显;另一方面,单步转速下降量的不同将 直接影响逻辑单元L₃的逻辑运行过程,若单步转速下 降量较大,累积转速下降量则可很快逾越相应监测 阈值,导致检测时间较短而转速下降量较大;反之, 若单步转速下降量较小,则检测时间较长而转速下 降量较小,均对检测性能造成影响。

4.1.2.2 各因素影响下的检测性能验证

首先依次考虑发动机个体差异、性能衰退和非标准天因素,设定如下三种仿真场景:

场景一:对于个体差异因素,假定发动机不发生性能衰退,在标准天依次针对基准发动机、发动机 A和发动机 B进行检测性能验证。

场景二:对于性能衰退因素,以基准发动机为对象,在标准天依次针对不衰退状态、小衰退状态和大衰退状态进行检测性能验证。

场景三:对于非标准天因素,以基准发动机为对象,假定发动机不发生性能衰退,依次在4种温度修 正情况下进行检测性能验证。





Fig. 11 Speed comparison of different fault locations



Fig. 12 Changes of single speed drop before fault detection

统计结果,下面对各场景的检测性能差异进行分析:

(1)相比于基准发动机,发动机A和B的整体检测
 性能无明显差异。平均检测时间差异不超过±0.01s,
 平均转速下降量差异不超过±0.5%,t_d<0.6s和Δn₂
 10%的占比均高于99%。

(2)随着性能衰退程度增加,检测指标统计结果 逐渐减小。相比于不衰退状态,各性能衰退状态下 的整体检测性能较好。平均检测时间的最大减少量 不超过0.01s,平均转速下降量的最大减少量不超过 0.5%, t_d<0.6s和Δn₂<10%的占比也均高于99%。

(3)相比于标准天,高温非标准天的整体检测性 能较好,低温非标准天的整体检测性能较差。对于 各低温非标准天,随着温度负向修正量增加,各检测 指标的平均值增加、长检测时间和大转速下降量的 占比增多。其中,平均检测时间的最大增加量不超 过 0.025s,平均转速下降量的最大增加量不超过 2.0%,t_d<0.6s的占比不低于99%,Δn₂<10%的占比不 低于90%。

更一般地,耦合个体差异、性能衰退和非标准天因素,进一步充分验证复合逻辑的检测性能。以第一组任务剖面为例,表8给出了发动机B的检测性能验证结果,再次验证了性能衰退和非标准天因素对检测性能的影响规律。

综上所述,各因素单独作用或综合作用下,复合 逻辑可实现的检测性能为:t_d<0.6s或Δn₂<12%的占比 均不低于99%;最大检测时间不超过1.6s;最大转速 下降量不超过16%。该复合逻辑具备一定的鲁棒性, 可适应于发动机个体差异、性能衰退和非标准天因 素。具体表现为:不同发动机个体的检测性能差异

M: : (')		$t_{\rm d}/{\rm s}$			Δn_2	0.(4 .100		
Mission profile	Engine	Max	Min	Mean	Max	Min	Mean	$t_{\rm d} < 0.08$	$\Delta n_2 < 10\%$
	Engine-S	1.1400	0.0800	0.1846	0.1244	0.0209	0.0609	99.9%	99.8%
1	Engine-A	0.4800	0.0800	0.1795	0.1328	0.0223	0.0607	100.0%	99.7%
	Engine-B	0.7200	0.1200	0.1848	0.1251	0.0190	0.0608	100.0%	99.5%
	Engine-S	0.9400	0.0800	0.1813	0.1007	0.0185	0.0622	99.5%	99.8%
2	Engine-A	0.9400	0.0800	0.1820	0.1202	0.0242	0.0613	99.0%	99.9%
	Engine-B	1.1400	0.0800	0.1855	0.1028	0.0211	0.0613	99.0%	99.7%
	Engine-S	1.5800	0.1000	0.1970	0.1259	0.0136	0.0533	99.4%	99.8%
3	Engine-A	1.3000	0.0800	0.1930	0.1059	0.0139	0.0531	99.6%	99.8%
	Engine-B	1.5000	0.0800	0.1938	0.0994	0.0148	0.0525	99.6%	100.0%

Table 5 Results for different engines (type-1, $\Delta T=0$)

Table 6 Results for different performance degradations (engine-S, $\Delta T=0$)

Mission	Performance	ormance t _d /s				Δn_2	t <0.6°	A = <100	
profile	degradation	Max	Min	Mean	Max	Min	Mean	$t_{\rm d} < 0.08$	$\Delta n_2 < 10\%$
	Type-1	1.1400	0.0800	0.1846	0.1244	0.0209	0.0609	99.9%	99.8%
1	Type-2	0.4800	0.0600	0.1775	0.1052	0.0211	0.0600	100.0%	99.9%
	Type-3	0.5600	0.0600	0.1752	0.0986	0.0198	0.0587	100.0%	100.0%
	Type-1	0.9400	0.0800	0.1813	0.1007	0.0185	0.0622	99.5%	99.8%
2	Type-2	0.9000	0.0600	0.1766	0.1008	0.0160	0.0610	99.6%	99.9%
	Type-3	0.8200	0.0600	0.1751	0.0894	0.0155	0.0602	99.6%	100.0%
3	Type-1	1.5800	0.1000	0.1970	0.1259	0.0136	0.0533	99.4%	99.8%
	Type-2	1.5000	0.0600	0.1909	0.1287	0.0156	0.0523	99.7%	99.8%
	Type-3	1.3600	0.0800	0.1926	0.1261	0.0198	0.0513	99.7%	99.6%

					I		8	r - 7	
Mi	A T/V		$t_{\rm d}/{ m s}$			Δn_2		+ <0 G	A <100((120))
mission prome	$\Delta I/K$	Max	Min	Mean	Max	Min	Mean	<i>t</i> _d <0.08	$\Delta n_2 < 10\% (12\%)$
	+25	1.1600	0.0800	0.1805	0.1313	0.0175	0.0540	99.9%	99.9% (99.9%)
1	0	1.1400	0.0800	0.1846	0.1244	0.0209	0.0609	99.9%	99.8% (99.9%)
1	-30	0.4600	0.0800	0.1959	0.1589	0.0260	0.0728	100.0%	<u>97.3%</u> (99.6%)
	-55	0.4800	0.1400	0.2016	0.1509	0.0263	0.0773	100.0%	<u>93.2%</u> (99.3%)
	+25	1.1600	0.0800	0.1807	0.0954	0.0214	0.0549	99.2%	100.0%(100.0%)
2	0	0.9400	0.0800	0.1813	0.1007	0.0185	0.0622	99.5%	99.8% (100.0%)
2	-30	0.9600	0.0800	0.1968	0.1193	0.0174	0.0748	99.6%	<u>98.0%</u> (100.0%)
	-55	1.1600	0.0800	0.2060	0.1172	0.0238	0.0815	99.6%	<u>90.6%</u> (100.0%)
	+25	0.7200	0.0800	0.1919	0.0933	0.0137	0.0476	99.8%	100.0%(100.0%)
2	0	1.5800	0.1000	0.1970	0.1259	0.0136	0.0533	99.4%	99.8% (99.9%)
3	-30	1.0400	0.1000	0.2042	0.1027	0.0223	0.0637	99.4%	99.2% (100.0%)
	-55	1.3800	0.0800	0.2159	0.1443	0.0214	0.0689	99.4%	<u>98.7%</u> (99.8%)

 Table 7
 Results for different temperature corrections (engine-S, type-1)

Table 8 Results for engine-B (mission profile 1)

Performance	A T/V		$t_{\rm d}/{ m s}$			Δn_2		1 < 0.6	$\Lambda_n < 10\%(12\%)$
degradation	$\Delta I/K$	Max	Min	Mean	Max	Min	Mean	$l_{\rm d}$ <0.08	$\Delta n_2 < 10\% (12\%)$
	+25	0.4600	0.0800	0.1708	0.0891	0.0225	0.0509	100.0%	100.0%(100.0%)
Type-2	0	0.7400	0.0800	0.1802	0.1160	0.0155	0.0595	99.9%	99.9% (100.0%)
	-30	1.0600	0.0800	0.1837	0.1159	0.0234	0.0672	99.9%	99.6% (100.0%)
	-55	0.7200	0.0800	0.1958	0.1315	0.0249	0.0736	99.9%	<u>95.7%</u> (99.9%)
	+25	0.4600	0.0800	0.1669	0.1130	0.0189	0.0501	100.0%	99.8% (100.0%)
T 2	0	0.6600	0.0600	0.1753	0.1599	0.0214	0.0593	99.9%	99.8% (99.9%)
Type-3	-30	0.7000	0.1000	0.1797	0.1419	0.0232	0.0668	99.9%	<u>98.3%</u> (99.9%)
	-55	0.4600	0.0800	0.1828	0.1316	0.0256	0.0712	100.0%	<u>96.7%</u> (99.8%)

较小;对于性能衰退和非标准天因素,检测性能均呈确定性变化规律。

4.2 容错性测试

考虑到各故障表征参数均采用双/多余度传感器测量,因此对于可检测的单一传感器短路和断路故障,在传感器硬件层面即可保证复合逻辑的强容错性。但对于不可检测的传感器漂移类故障,则可能直接影响该复合逻辑的监测过程。因此本文主要针对不可检测的单一传感器漂移类故障进行容错性测试,涉及传感器参数包括T₁₂,T₆,P₁₂和W_f。

由于上述参数均为加速单元的故障表征参数, 因此传感器漂移类故障仅影响该逻辑单元的逻辑运 行过程,即空中慢车状态下的检测效果。本文设定 两种故障漂移量,分别为精度值50%和100%,图13 给出了参数T₆的不同负向漂移情况。

以发动机 A 为测试对象,分别进行虚警测试和检测性能验证。在虚警测试中,任何单一传感器发生 漂移类故障时,空中停车监测过程均无虚警;在检测



性能验证中,以第一组任务剖面为例,在标准天、发动机不发生性能衰退的情况下,表9给出了各漂移类故障影响下的验证结果。相比于正常漂移情况,各 漂移类故障影响下的整体检测性能并无明显改变, 具体体现为:平均检测时间差异不超过±5ms,平均转 速下降量差异不超过±0.01%, t_d <0.6s和 Δn_2 <10%的 占比均高于99.5%。 特别地,对于参数 W_{f} ,在故障漂移量为100%精度 值的情况下,其转速下降量的最大值增至17.67%。但 从数据分布的角度来看, $\Delta n_2 < 10\%$ 的占比仍超过99%, 达到99.6%,因此整体检测性能仍处于较好水平。

此外,较大程度的高频扰动噪声(如高斯白噪声)也会影响检测性能,具体影响逻辑单元的反向惩罚处理过程,使得反向惩罚操作将被持续实施,进而导致部分阈值类参数很难逾越相应的监测阈值,最终

导致检测时间延长、转速下降量增大。然而,考虑到 较大程度的高频扰动噪声通常易检测且可采用滤波 技术滤除,并且该类噪声仅可能出现于参数*T*₁₂,*T*₁₆,*p*₁₂ 和*W*₁,即仅可能影响加速单元的逻辑运行过程,因此 该类噪声对于整体检测性能造成影响的可能性极小。

综上所述,复合逻辑可适应于单一传感器故障, 具有较强的容错性。当单一传感器发生故障时,该 监测过程无虚警且无检测性能降级。

Table 9 Results for different sensor drifts (mission profile 1, engine-A, type-1, $\Delta T=0$)

Demonstration	D:ft		$t_{\rm d}$ / s			Δn_2		1 20 6	A = <100
Farameters	Drift	Max	Min	Mean	Max	Min	Mean	$t_{\rm d}$ <0.0s	$\Delta n_2 < 10\%$
-	Normal	0.4800	0.0800	0.1795	0.1328	0.0223	0.0607	100.0%	99.7%
T	50%	0.4800	0.0600	0.1795	0.1070	0.0191	0.0610	100.0%	99.7%
I ₁₂	100%	0.6400	0.0800	0.1810	0.1174	0.0237	0.0610	99.9%	99.8%
T	50%	0.4600	0.0800	0.1795	0.1298	0.0198	0.0611	100.0%	99.6%
<i>I</i> 16	100%	0.4600	0.0800	0.1780	0.1180	0.0172	0.0607	100.0%	99.7%
	50%	0.4600	0.0800	0.1773	0.1454	0.0172	0.0612	100.0%	99.8%
P_{12}	100%	0.7600	0.0600	0.1793	0.1454	0.0234	0.0604	99.9%	99.8%
11/2	50%	0.6200	0.0800	0.1800	0.1514	0.0228	0.0610	99.9%	99.9%
W _f	100%	0.5000	0.0800	0.1802	0.1767	0.0172	0.0605	100.0%	99.6%

5 结 论

本文对航空发动机空中停车实时监测逻辑的设 计和验证进行了研究,得到如下结论:

(1)相比于继承自AΠ-31Φ发动机的空中停车监测逻辑,本文提出的实时监测复合逻辑的检测性能明显提升,在确保故障检测率为100%、虚警率为0%的前提下,可实现的整体检测性能为t_d<0.6s或Δn₂

(2)本文提出的空中停车实时监测逻辑具备一 定的鲁棒性和较强的容错性,可适应发动机个体差 异、性能衰退、非标准天、传感器正常噪声扰动和单一 传感器故障。在故障检测方面,当各因素单独作用或 综合作用时,整体检测性能差异较小或呈确定性变化 规律;当单一传感器故障时,检测性能无降级情况。

(3)本文提出的航空发动机全包线随机加减速 测试思路,以及发动机个体差异、性能衰退、非标准 天、传感器正常噪声扰动和传感器漂移类故障的模 拟思路,可在计算机仿真阶段实现发动机全包线、全 状态的随机验证测试,上述思路也可扩展至发动机 其它研究领域。

在针对性地调整各监测阈值后,本文设计的空 中停车实时监测逻辑可直接推广至其它型号的发动 机上。然而,相比于现有监测逻辑,虽然复合逻辑的 整体检测性能有了明显提升,但是在发动机减速时 仍存在检测时间长和转速下降量大等问题,尤其对 于大幅收油门杆的情况,其检测效果下降更为明显。 如何缩小不同状态的检测性能差异、确保检测性能 一致性仍是丞待解决的问题。

致 谢:感谢国家科技重大专项和国家自然科学基金的 资助。

参考文献

- [1] 葛忠汉.飞机发动机空停事件及预防[J]. 航空维修与 工程,2009(1):46-48.
- [2] 徐吉辉,刘 宇,陈玉金.基于SNA的航空发动机空中停车文献分析[J].航空工程进展,2021,12(1): 48-55.
- [3] 陈 光.结构设计不合理引发的发动机重大故障[J]. 航空动力,2020,12(1):53-56.
- [4] 陈 光.雨水对飞机发动机的影响[J]. 航空发动机, 2013, 39(4): 1-4.
- [5] 唐海军,马克文,史 春,等.一起CFM56-7B发动机 空停原因调查与分析[J].航空维修与工程,2011
 (6):71-72.
- [6] 易 玮. PW1100发动机防止空中停车的研究[J]. 航 空维修与工程, 2020(5): 52-53.
- [7] 孙 超, 王 瑛, 崔利杰, 等. 基于 Bow-tie 模型的发

动机空中停车事故分析与预防[J].火力与指挥控制, 2017, 42(1): 27-31.

- [8] Roger P T, John D L. Self Diagnostic Accelerometer Ground Testing on a C-17 Aircraft Engine [C]. Montana: IEEE Aerospace Conference, 2013.
- [9] 杨 阳,刘慧娟,翟 月,等.某涡扇发动机空中停 车率分析与优化[J].航空发动机,2020,46(2):93-96.
- [10] 张绍基, 邴连喜.1项扩大涡扇发动机空中起动包线的有效措施——浅论航空发动机起动机辅助空中起动
 [J].航空发动机,2009,35(2):1-5.
- [11] 马前容, 郭 昕, 吴 虎. 涡扇发动机高空台惯性起动的试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 730-

735.

- [12] 刘彦楠,常 诚,石 丹. 航空发动机空中起动供油 特性分析[J]. 价值工程, 2014, 33(1): 44-45.
- [13] Miyano J. The Engine Air-Start Test of XF-2[C]. Montana: IEEE Aerospace Conference, 2001.
- [14] 叶志锋,胡世民,程 蓝.一种探测发动机燃烧室熄火的简易方法[J]. 直升机技术,1999(4):3-5.
- [15] 马建仓,陈 静,刘小龙.小波降噪与BSS在航空发动机故障诊断中的应用[J].计算机测量与控制, 2009,17(11):2115-2117.
- [16] 马建仓,叶佳佳.基于小波包分析的航空发动机故障 诊断[J].计算机仿真,2010,27(2):48-51.

(编辑:张 贺)