

航空发动机 FADEC 闪电防护部件检查间隔分析

陈君伟

(中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063)

摘要: 为确定航空发动机全权限数字电子控制 (FADEC) 闪电防护部件检查间隔, 以限时派遣分析方法为基础, 分别在 2 种典型 FADEC 构型的马尔可夫模型中引入闪电防护部件失效状态。通过对模型稳态解的计算推导, 形成推力控制丧失概率与闪电防护部件检查间隔的函数。以某型发动机 FADEC 失效数据为例, 呈现了闪电防护部件检查间隔分析过程。结果表明: 若闪电防护部件失效率足够低, 2 种构型的闪电防护部件失效对推力控制丧失概率的贡献均不超过 2%, 不需要单独制定闪电防护部件的检查计划, 防护功能的检查可与被保护单元的修理合并; 若闪电防护部件失效率高于被保护单元失效率的 1/10, 闪电防护部件失效对推力控制丧失概率的贡献可能超过 20%, 则有必要对闪电防护部件制定专门的检查计划。

关键词: 全权限数字电子控制; 闪电防护部件; 检查间隔; 马尔可夫分析; 限时派遣; 航空发动机

中图分类号: V233.7+1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.021

Inspection Period Analysis for FADEC Lightning Protection Features of Aeroengine

CHEN Jun-wei

(AECC Aero-Engine Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: In order to determine the inspection period of lightning protection feature of the aeroengine FADEC, based on the time-limited dispatch analysis method, the failure status of the lightning protection features were introduced into the Markov model of two typical FADEC. Through calculating and deducing the steady-state solution of the model, Formed a function of the probability of LOTC and the inspection period of lightning protection feature. Taking FADEC failure data of an engine as an example, the analysis process of inspection interval of lightning protection parts is presented. The results show that if the failure rate of lightning protection feature is low enough, the contribution of the failure of two configuration of lightning protection feature to the probability of LOTC is no more than 2%, it is not necessary to make a separate inspection plan of lightning protection feature, and the inspection of protection function can be combined with the repair of protected unit. If the failure rate of lightning protection feature is more than one-tenth of the protected unit, the contribution of lightning protection parts to the probability of LOTC may exceed 20%, and it is necessary to make a special inspection plan for lightning protection feature.

Key words: FADEC; lightning protection feature; inspection period; Markov analysis; time-limited dispatch; aeroengine

0 引言

受电子技术飞速发展的影响, 从 20 世纪 40 年代涡轮发动机诞生以来, 简单的液压机械式控制逐渐被电子发动机控制取代, 发动机控制已经发展为能够实现全部控制功能的全权限数字电子控制 (Full Authority Digital Engine Control, FADEC) 系统, 并且正在向主动式、智能化的方向发展^[1-3]。现今市场占有率较高的商业运输机发动机 (如 CFM56 系列和 LEAP 系列

发动机) 在控制架构上均使用了 FADEC 系统。与简单的液压机械式控制相比, FADEC 系统最大的特点是采用了大量的电子/电气部件作为核心部件^[4], 在提高发动机控制稳定性、控制精度、降低发动机质量等方面起到了关键作用, 但同时也成为了闪电攻击的主要对象。各项统计数据表明, 闪电平均每天发生约 800 万次, 飞机每飞行 3000 h, 便可能遭受一次雷击, 其中发动机遭受雷击的比例约为 9%, 并且在所有飞行不安全事件中, 由于雷击原因导致的事件约占总数

收稿日期: 2020-12-02 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 陈君伟 (1988), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事控制系统六性与适航总体设计工作; E-mail: cjw614s@163.com。

引用格式: 陈君伟. 航空发动机 FADEC 闪电防护部件检查间隔分析[J]. 航空发动机, 2023, 49(1): 145-150. CHEN Junwei. Inspection period analysis for FADEC lightning protection features of aeroengine[J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 145-150.

的9%^[5]。航空发动机系统是飞机上的关键系统之一,如果在飞行中出现难以恢复的故障,如空中停车等,双发停车一般被认为会产生灾难性后果。无论飞机还是旋翼机,其发动机的位置一般被当作抗闪电环境最为严苛的1区,是对闪电防护要求最高的区域。而FADEC作为飞行安全关键部件,主要适航当局均要求其能承受飞机受到的严酷雷击的影响,并在适航规章中提出了最低要求^[6-8]。当前主流FADEC中都具有防雷模块/电路,用以抑制闪电环境下的瞬时电应力过载影响,若这些防雷部件的功能失效,将使FADEC部分或全部控制功能处于无保护状态。民用航空已有的事件研究和事故调查记录表明,FADEC在闪电防护功能不足时遭遇闪电,确实会导致推力控制丧失^[9]。防雷功能失效并不影响FADEC的正常控制功能,一般很难实施在线检测,所以对FADEC的防雷部件进行适当的检查和维护以保持其处于可用状态也是非常重要的。

针对雷击、闪电防护与维护,国外一些工业标准^[10]主要从飞机整机角度给出了防雷部件检修指导,对于FADEC防雷部件的维修只在操作层面上有少量指导。而国内学者如郝新德等^[11]、郑阳等^[12]的研究,大多是从飞机遭受雷击后如何修复损伤的角度开展;近年孔祥明等^[13]关于FADEC闪电防护的研究也主要聚焦于试验验证技术,而关于防雷部件维护的方法和间隔的研究几乎是空白。

本文讨论了FADEC内部防雷部件检查间隔的分析方法,为合理制定防雷部件检查计划以保持其处于适航状态提供指导。

1 分析假设及思路

经验表明,闪电环境的间接效应主要影响FADEC电子电气部件,为便于分析,典型双通道FADEC构型的简化模型如图1所示。从图中可见,FADEC具有2个完全相同的电子通道,每个通道具有



图1 双通道FADEC简化模型

各自的防雷部件。

在该模型中,每个通道与推力控制丧失(Loss of Thrust Control, LOTC)相关的控制部件发生的故障均被认为是可检测故障,其总的失效率为 r ;用于保护控制部件的防雷部件,其功能失效被认为是不可检测故障,其总的失效率为 r_u 。

此外,对分析对象做如下假设:

(1) FADEC具备限时派遣(Time Limited Dispatch, TLD)运行的能力,即在维修有故障的单元之前,允许飞行一定的运行时长;

(2)根据现役FADEC经验,本文分析的FADEC仅针对2种典型构型:2个通道处于1个航线可更换单元(Line Replaceable Unit, LRU)中或是2个通道独立成2个LRU;

(3)在防雷部件失效的情况下,如果遭遇闪电,被保护的FADEC单元一定会损坏,这个假设相对于实际情况是最严酷的。

如前所述,防雷部件故障后在闪电环境下,能够导致FADEC的LOTC事件,所以本文利用限时派遣分析方法,建立包含FADEC防雷部件失效的双状态马尔可夫模型,分析FADEC在各种状态下的完整性水平,建立FADEC的平均LOTC率与防雷部件的检查间隔相互关系,进而确定FADEC在满足平均完整性要求(LOTC事件发生率小于 1×10^{-5} h/次)的前提下防雷部件的检查间隔^[14-15]。

2 防雷部件检查间隔分析

2.1 集成LRU构型分析推导

FADEC(如CFM56系列发动机数字电子控制器)的2个通道集成在1个LRU中。在不考虑单独制定防雷部件单独检查计划的情况下,如果任一通道中发生可检测故障,2个通道中的防雷部件的失效都可以被发现并被修复,对其建立的双状态马尔可夫模型如图2所示。

图中:全勤状态的 P_{FU} 为FADEC中不含有相关失效的全勤状态(或者说初始状态)的概率; P_1 对应2个通道中任一防雷部件有不可检测失效状态1的概率; P_2 为2个通道中任一电子控制部分有可检测失效状态2的概率; P_3 为2个通道防雷部件均有失效状态3的概率; P_4 为1个通道有可检测失效且另1通道防雷部件有失效状态4的概率; P_{LOTC} 为双通道均失效导致

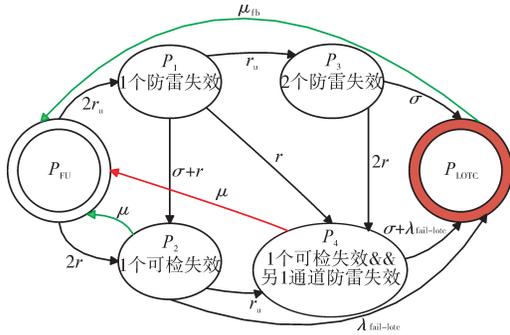


图 2 集成 LRU 的马尔可夫模型

LOTCT 状态的概率; $\lambda_{fail-lotc}$ 为从 1 个通道有可检测失效的状态到双通道均有失效导致 LOTCT 状态的转换率, 该转换率也就是在 TLD 计算过程中某个失效状态下的瞬时 LOTCT 率; μ 为有可检测失效的修复率, 其值为 $1/T_{REPAIR}$, 由于双通道 FADEC 具有限时派遣能力, 所以在单通道出现失效后, 一般不立即修复, 而是带故障运行一定的时间 T_{REPAIR} ; μ_{fb} 为 FADEC 从 LOTCT 状态恢复到初始状态的修复率, 由于 FADEC 在 LOTCT 状态是不允许派遣的, 所以需要立即修复, 因此 $\mu_{fb}=1$; σ 为雷击的发生率, 如果在设备的防雷部件中有不可检测失效时遭遇雷击, 则足以使被保护的电子部件失效。

从图 2 中可见, 从初始状态到状态 1 或状态 2, 因为任一防雷部件或电子部件都有可能失效, 所以转换率分别是 $2r_u$ 或 $2r$; 从状态 1 到状态 2, 1 个通道防雷部件已失效, 在遭遇雷击后, 该通道部件失效, 或者是本通道部件自身随机失效, 所以状态转换率是 $\sigma+r$; 因为假定在防雷部件失效情况下, 遭遇雷击必然使被保护电子部件失效, 所以在状态 3 遭遇雷击后, 双通道控制都会失效而转入 LOTCT 状态; 状态 4 是 1 个通道有电子失效且另 1 个通道有防雷部件失效, 所以当遭遇雷击时, 防雷部件失效的通道电子控制会失效即双通道都失效, 或者未遭遇雷击但由于健康通道部分失效与已失效通道的组合失效导致 LOTCT, 所以状态 4 到 LOTCT 的转换率为 $\sigma+\lambda_{fail-lotc}$ 。

仅防雷部件失效被认为是隐蔽故障, 在航线上不可检测, 所以从状态 1、3 不会回到全勤状态, 只有当 1 个通道电子失效或 2 个通道均失效时, 在修复电子部件故障时才顺便检查防雷部件失效并修复, 因此只有状态 2、4 和 LOTCT 状态具有反馈环, 即 FADEC 从 1 个通道具有防雷部件失效修复到全勤状态有 2 种方式: (1) 在 LRU 中有可检测电子失效, 在特定时间内被更换修复; (2) 雷击强度足以引起设备故障, 从而导致其

在特定派遣时间内被修复或进入 LOTCT 状态而立即被更换修复。

为求解稳态马尔可夫模型, 根据流入状态的概率等于留出状态的概率, 建立各状态方程, FADEC 在各状态的概率之和为 1, 即

$$P_{FU} + P_1 + P_2 + P_3 + P_4 + P_{LOTCT} = 1 \quad (1)$$

状态 1 方程

$$2r_u \cdot P_{FU} = (\sigma + 2r_u) \cdot P_1 \quad (2)$$

状态 2 方程

$$2r \cdot P_{FU} + (\sigma + r) \cdot P_1 = (\mu + r_u + \lambda_{fail-lotc}) \cdot P_2 \quad (3)$$

状态 3 方程

$$r_u \cdot P_1 = (\sigma + 2r) \cdot P_3 \quad (4)$$

状态 4 方程

$$r \cdot P_1 + r_u \cdot P_2 + 2r \cdot P_3 = (\sigma + \mu + \lambda_{fail-lotc}) \cdot P_4 \quad (5)$$

LOTCT 状态方程

$$\lambda_{fail-lotc} \cdot P_2 + \sigma \cdot P_3 + (\sigma + \lambda_{fail-lotc}) \cdot P_4 = \mu_{fb} \cdot P_{LOTCT} \quad (6)$$

FADEC 整体 LOTCT 率 λ_{LOTCT} 通过失效率定义确定

$$\lambda_{LOTCT} = (\text{流入 LOTCT 状态概率}) / (1 - P_{LOTCT}) \quad (7)$$

结合式 (1) ~ (7) 得出 FADEC 的 LOTCT 率为

$$\lambda_{LOTCT} = \frac{\lambda_{fail-lotc} \cdot (P_2 + P_4) / P_{FU} + \sigma \cdot (P_3 + P_4) / P_{FU}}{1 + (P_1 + P_2 + P_3 + P_4) / P_{FU}} \quad (8)$$

当部件失效率、雷击发生率已知时, λ_{LOTCT} 即为故障修复率 μ 或修复间隔 T_{REPAIR} 的函数。

2.2 独立 LRU 构型分析推导

2 个通道分别在 2 个独立 LRU 中的构型, 如现役的 Leap-1C 发动机数字电子控制器。对其建立的马尔可夫模型如图 3 所示。

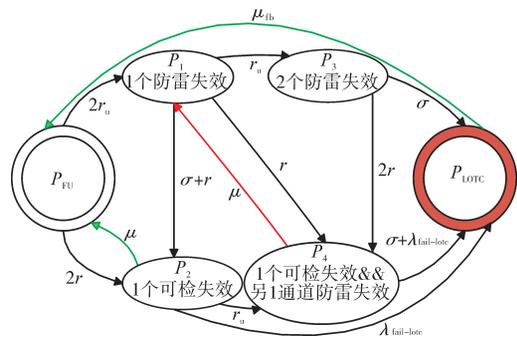


图 3 独立 LRU 的马尔可夫模型

图 3 与图 2 最大的差别在于状态 4 经过修复后回到状态 1, 而不是初始状态, 即如果 1 个通道有防雷部件的不可检测失效, 而另 1 个通道有电子部件可检测失效, 当修复电子部件可检测失效时, 并不能发现和修复另 1 个通道防雷部件失效, 直至失效的防雷部件

所在通道有电子部件可检测故障需要修复时,才会被发现并修复。简言之即2个通道的修复互不相干。

因此,独立LRU构型与单个LRU构型在求解马尔可夫模型时,唯一不同的只有状态1的方程

$$2r_u \cdot P_{F_u} + \mu \cdot P_4 = (\sigma + 2r + r_u) \cdot P_1 \quad (9)$$

2.3 对比基准的建立

为了便于展示防雷部件失效及修复/检查间隔对FADEC的影响,还应该建立一个对比基准,即在不考虑防雷部件失效对FADEC的影响时FADEC的平均LOTC率,该参数可以从常规限时派遣分析获得。不考虑防雷部件失效的FADEC单故障马尔可夫模型如图4所示。

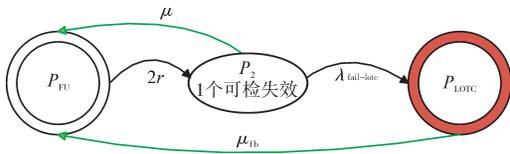


图4 不考虑防雷部件失效的FADEC单故障马尔可夫模型

从图中可见,由于剔除了防雷部件的失效状态,所以图2中的4个中间状态仅留下了状态2。经推导,FADEC的LOTC率为

$$\lambda_{LOTc} = \frac{2r \cdot \lambda_{fail-lotc}}{2r + \mu + \lambda_{fail-lotc}} \quad (10)$$

从图4中还可见,在不考虑防雷部件失效影响时,FADEC的LOTC率与集成LRU或独立LRU构型无关。

2.4 分析示例

以某型发动机FADEC失效数据和TLD分析结果为例,其单个通道可检测故障的总失效率为 $r=5 \times 10^{-5} h^{-1}$,单个通道雷击部件不可检测故障的失效率为 $r_u=5 \times 10^{-7} h^{-1}$ 。当1个通道带有可检测故障的瞬时平均LOTC率 $\lambda_{fail-lotc}=3.4 \times 10^{-5} h^{-1}$,可检测故障的修复率设为 $\mu=1/T_{REPAIR}$, $T_{REPAIR}=125、250、500、1000 h$,FADEC遭遇闪电的频率设为 $\sigma=1/2500、1/7500、1/12500、1/17500、1/22500、1/27500、1/32500、1/37500 h^{-1}$ 。

基于以上数据,FADEC的LOTC率可以看作是修复时间和雷击频率的双变量函数。以集成LRU构型为例,在考虑防雷部件失效影响和不考虑防雷部件失效影响时,其FADEC的LOTC率计算结果见表1。

由此计算并绘制不同修复/检查间隔条件下FADEC的LOTC率与平均雷击间隔时间曲线,如图5所示。

表1 集成LRU在雷击频率 $1/2500 h^{-1}$ 的计算结果

μ	λ_{LOTc}	$\lambda_{LOTc-NL}$
1/125	4.27×10^{-7}	4.18×10^{-7}
1/250	8.39×10^{-7}	8.22×10^{-7}
1/500	1.63×10^{-6}	1.59×10^{-6}
1/1000	3.06×10^{-6}	3.00×10^{-6}

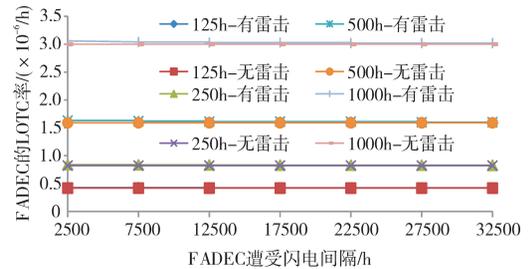


图5 LOTC率与平均雷击间隔时间曲线(集成LRU构型)

从表1和图5中可见,考虑和不考虑防雷部件失效影响的LOTc率点线图几乎是重合的,随着雷击频率的提高,LOTc率会略微提高。同时,修复时间的延长会放大防雷部件失效的影响,当平均雷击间隔为2500 h、修复间隔为1000 h时,LOTc率提高2%。

选取雷击间隔固定为2500 h(频率远高于发动机遭遇雷击的频率,相当保守),得到FADEC的LOTc率随检查/修复间隔的变化曲线,如图6所示。从图中可见,在独立LRU构型下,防雷部件失效对FADEC的影响小于1%,可以忽略不计。

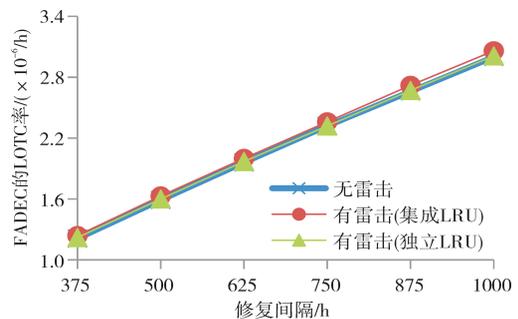


图6 FADEC的LOTc率随检查/修复间隔的变化曲线

以上数据表明,在FADEC修复可检测故障时顺带检查防雷部件的可用状态,如果发现其失效即一并修复的方案是合理可行的。

但同时应该注意到,在上述案例中,防雷部件的失效本身很低,只有FADEC可检测部件失效率的百分之一。假若防雷部件失效率较高,例如提高10倍,以集成LRU构型为对象进行分析的结果如图7所示。从图中可见,防雷部件高失效率对FADEC的影

响是显而易见的,不过仍然没有超出 $1 \times 10^{-5} h^{-1}$ 的要求,但这是没有考虑FADEC系统机械液压部件失效和未覆盖故障的计算结果,在同时考虑这些因素时,可能使得FADEC系统超出平均完整性要求,这时就需要考虑为防雷部件增加额外的检查计划。

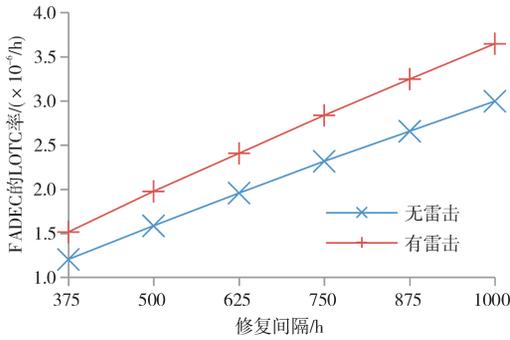


图7 r_u 较大时集成LRU构型的FADEC的LOTC率

2.5 制定防雷部件额外检查计划分析

因思路基本相同,且由上述分析可知防雷部件失效对集成LRU构型的FADEC影响更大,所以此处仅以集成LRU构型为例建立分析过程。

在对防雷部件制定单独检查计划的情况下,集成LRU构型的马尔可夫模型如图8所示。

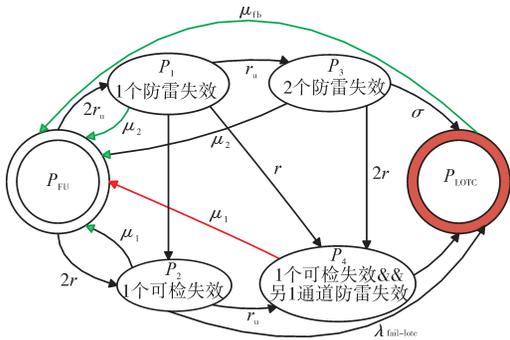


图8 集成LRU的马尔可夫模型(有额外检查计划)

从图中可见,与图2相比,在状态1、3上增加了2项反馈,如果FADEC仅存在防雷部件失效,依然可以在规定的时间内修复到初始状态。因此,状态方程的变化主要体现在:

状态1方程

$$2r_u \cdot P_{FU} = (\sigma + 2r + r_u + \mu_2) \cdot P_1 \quad (11)$$

状态3方程

$$r_u \cdot P_1 = (\sigma + 2r + r_u + \mu_2) \cdot P_3 \quad (12)$$

在图7使用数据的基础上,取防雷结构检查间隔分别为500、1000、2000、4000 h,对于不可检测故障,一般假定故障发生在2次检查任务中间,所以防雷部

件的修复率 $\mu_2=1/250、1/500、1/1000、1/2000$ 。以此数据绘制FADEC的LOTC率曲线,如图9所示。

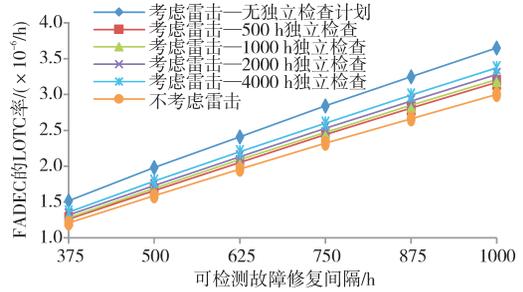


图9 防雷部件有独立检查计划的FADEC的LOTC率曲线

从图中可见,通过制定防雷部件的独立检查计划,使防雷部件失效和雷击对FADEC的LOTC影响明显减小,有助于保持FADEC的适航状态。但太过频繁的定时检查不利于产品的经济性,会降低产品的市场竞争力,需要进行与经济性相关的综合权衡。

上述分析可为确定防雷部件检查间隔合理性提供参考,在制定发动机持续适航文件时,可以利用上述分析方法确定在FADEC满足平均完整性水平下的防雷部件的最大检查间隔。

3 结论

(1)在当代发动机控制系统中,防雷部件失效和雷击频率对FADEC平均完整性水平的影响是显而易见的,且防雷部件的影响与FADEC构型相关,在双通道集成LRU和独立LRU构型中,防雷部件失效影响略有不同,集成LRU构型的相对偏高。

(2)限时派遣分析方法可以用于确定防雷部件检查间隔的合理性,并应在发动机维护手册中给出防雷部件检查间隔的建议。

(3)在防雷部件失效率足够低的情况下(低于被保护部件的百分之一),防雷部件的检修可以安排在修复FADEC可检测故障时进行;当防雷部件失效率相当高时,需要根据分析制定专门的检修计划以保持FADEC的持续适航性。

参考文献:

[1] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 375-382.
 ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382. (in Chinese)
 [2] 任士彬, 孟庆明. 中国发展航空发动机FADEC技术的途径[J]. 航空发动机, 2010, 36(3): 53-54.

- REN Shibin, MENG Qingming. Development approach of aeroengine FADEC technology in China[J]. *Aeroengine*, 2010, 36(3): 53-54. (in Chinese)
- [3] 王曦, 程茵. 国外航空推进控制技术的发展[J]. *航空发动机*, 2009, 35(3): 4-6.
- WANG Xi, CHENG Yin. Development of thrust control technology for foreign aeroengine[J]. *Aeroengine*, 2009, 35(3): 4-6. (in Chinese)
- [4] 姚华. 航空发动机电子控制[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 7-9.
- YAO Hua. Full authority digital electronic control system for aeroengine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 7-9. (in Chinese)
- [5] 滕向如, 刘光斌, 余志勇, 等. 飞行器雷电间接效应危害及其防护研究[J]. *环境技术*, 2014(S1): 130-133.
- TENG Xiangru, LIU Guangbin, YU Zhiyong, et al. Research on the lightning indirect effects harm and protection for aircraft[J]. *Environmental Technology*, 2014(S1): 130-133. (in Chinese)
- [6] AC No: 33.28-3. Guidance material for 14 CFR§33.28, engine control systems[EB/OL]. [2016-10-14]. https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_33_28-3.pdf.
- [7] 李慧颖, 严林芳, 李钧, 等. 飞机级闪电间接效应防护试验方法介绍[J]. *民用飞机设计与研究*, 2012(1): 66-68.
- LI Huiying, YAN Linfang, LI Jun, et al. Summary of aircraft level indirect effects of lightning test method [J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2012(1): 66-68. (in Chinese)
- [8] 段泽民, 司晓亮, 李志宝. 航空发动机的雷电与HIRF适航测试试验[J]. *测试*, 2019(5): 45-47.
- DUAN Zemin, SI Xiaoliang, LI Zhibao, et al. Airworthiness tests of lightning and HIRF for aero engine[J]. *Test*, 2019(5): 45-47. (in Chinese)
- [9] AC No: 33.4-3, change 1. Instructions for continued airworthiness: aircraft engine High Intensity Radiated Fields (HIRF) and lightning protection features[EB / OL]. [2017-02-27]. http://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars.
- [10] SAE Aerospace. User's manual for certification of aircraft electrical/electronic systems for the indirect effects of lightning: SAE ARP 5415A [S]. USA: SAE Aerospace, 2005: 125-139.
- [11] 郝新德, 吴卫华. 雷击对飞机的影响及检查[J]. *科技视界*, 2012(33): 23-37.
- HAO Xinde, WU Weihua. Inspection and effect of lightning strike for aircraft[J]. *Science & Technology Vision*, 2012(33): 23-37. (in Chinese)
- [12] 郑阳, 杨洋, 马凯文. 浅析雷击检查对飞机维护的重要性[J]. *价值工程*, 2016(23): 241-243.
- ZHENG Yang, YANG Yang, MA Kaiwen. Analysis on the importance of inspection after lightning strike for aircraft maintenance[J]. *Value Engineering*, 2016(23): 241-243. (in Chinese)
- [13] 孔祥明, 邵志江, 顾颖慧. 全权限数字电子控制器雷电试验方法研究[J]. *航空发动机*, 2016, 42(5): 26-31.
- KONG Xiangming, SHAO Zhijiang, GU Yinghui. Lightning test methods for FADEC[J]. *Aeroengine*, 2016, 42(5): 26-31. (in Chinese)
- [14] SAE Aerospace. Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment: SAE ARP 4761 [S]. USA: SAE Aerospace, 1996: 108-134.
- [15] SAE Aerospace. Guidelines for Time-Limited-Dispatch (TLD) analysis for electronic engine control systems: SAE ARP 5107C[S]. USA: SAE Aerospace, 2018: 28-37.

(编辑: 刘 静)