

文章编号:1000-8055(2012)05-1185-09

# 基于气动热力模型的 FADEC 系统 FHA 方法

丁水汀<sup>1</sup>, 邱 天<sup>1</sup>, 刘晓锋<sup>2</sup>, 刘传凯<sup>2</sup>, 巩 磊<sup>2</sup>(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室  
适航技术研究中心 北京市航空器/发动机复杂系统安全性重点实验室, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 从适航规章对全权限数字发动机控制(full authority digital engine control, 简称 FADEC)系统的安全要求出发, 结合功能危险分析(functional hazard assessment, 简称 FHA)的一般原则和 FADEC 系统的特点, 得到了 FADEC 系统 FHA 的分析要素。根据分析要素中的工具与数据需求, 将航空发动机气动热力模型用于可调放气活门(variable bleed valve, 简称 VBV)控制功能失效危险分析。结果表明: ①该模型能够辅助确定 FADEC 系统功能失效的发动机影响; ②FADEC 系统功能危险的模型分析方法通过定量分析确定发动机影响的危险等级, 为 FHA 提供直观的参考依据, 可作为对专家经验的补充。

**关 键 词:** 航空发动机气动热力模型; 全权限数字发动机控制系统; 功能危险分析; 失效;  
VBV (variable bleed valve) 控制

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

## FHA method for FADEC system based on aero-thermodynamics model

DING Shui-ting<sup>1</sup>, QIU Tian<sup>1</sup>, LIU Xiao-feng<sup>2</sup>, LIU Chuan-kai<sup>2</sup>, Gong Lei<sup>2</sup>(1. Beijing Key Laboratory on Safety of Integrated Aircraft and Propulsion Systems,  
Airworthiness Technologies Research Center, National Key Laboratory  
of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,  
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100191, China;2. School of Transportation Science and Engineering,  
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Starting from the airworthiness regulations related to full authority digital engine control (FADEC) system, considering the general principle of functional hazard assessment (FHA) and characteristics of FADEC system, the essential points of FHA for FADEC system were drew. According to the tool and data requirements, a hazard assessment for variable bleed valve (VBV) control function was conducted by using the aero-engine aero-thermodynamics model. The results indicate that: (1) This model could identify engine effect of FADEC system function failure. (2) Model analysis method of functional hazard for FADEC system which could determine engine effect hazard level through quantitative analysis, provides visual information for the assessment and could be a supplement for expert experience.

收稿日期: 2011-06-17; 网络出版地址: [www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1185\\_032.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1185_032.html)

基金项目: 教育部长江学者创新团队“航空发动机复杂系统安全性”(IRT0905); 国家自然科学基金(61104146)

作者简介: 丁水汀(1967—), 男, 辽宁铁岭人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机适航技术研究。

**Key words:** aero-engine aero-thermodynamics model;  
full authority digital engine control system; functional hazard assessment;  
failure; VBV (variable bleed valve) control

全权限数字发动机控制(full authority digital engine control, 简称 FADEC)系统直接影响航空发动机的工作状态,对航空发动机安全性至关重要<sup>[1]</sup>. 因此,FADEC 系统的安全性分析与设计技术是近年来国内外研究的热点问题<sup>[1-6]</sup>.

常用的安全性分析技术有功能危险分析(FHA)、故障模式及影响分析(FMEA)、故障树分析和区域安全性分析(ZSA)等<sup>[7]</sup>. 功能危险分析(FHA)是系统安全性分析的第一步,它在系统的研制初期就要开始实施<sup>[8]</sup>,是一种定性的、归纳的分析方法<sup>[9]</sup>,其优点在于能在设计的早期,在没有也不需要细节设计信息的时候,就能提供关键性的设计指南<sup>[10]</sup>. 其目的在于明确鉴别每种失效状态的详细情况和严重性以及对其分类的基本理由<sup>[11-12]</sup>.

国内外学者研究了 FHA 在发动机控制器<sup>[2]</sup>、飞机引气系统<sup>[7]</sup>、飞机刹车系统<sup>[8]</sup>、飞机液压能源系统<sup>[13]</sup>、A109 直升机电源系统<sup>[14]</sup>、飞机<sup>[15-16]</sup>、飞机起落装置软件<sup>[15]</sup>、假想小导弹系统<sup>[15]</sup>等系统中的应用,在分析功能失效影响时,多通过经验判断——文献[2]通过“后果环(consequence loops)”确定功能失效的影响,文献[7]认为一般可通过咨询有操作经验的专家了解影响并对之进行分类,文献[16]认为一般根据经验,从功能上逻辑推断确定.

FADEC 系统功能失效可能导致不期望的控制输出,控制输出异常将通过发动机的重新匹配造成发动机整机级的影响,这一过程受发动机非线性方程组控制,仅通过经验、逻辑推断难以捕捉某些缺乏直观性的发动机影响. 为解决这一问题,本文在传统分析方法的基础上,发展了一种使用发动机气动热力模型进行 FADEC 系统功能危险分析的方法,作为对专家经验的补充.

## 1 FADEC 系统的安全要求

安全要求是 FHA 的输入之一,FADEC 系统有两个层次的安全要求:①发动机级安全要求;②控制系统级安全要求. 本部分以 FAR33. 75 和 FAR33. 28 条款的要求为例,参考相关咨询通告,讨论 FADEC 系统安全要求的形成.

### 1.1 发动机级安全要求

FAR33. 75 的要求是发动机级的要求,适用

于包括控制系统在内的所有发动机子系统及整个发动机系统. FAR33. 75 明确指出需要对航空发动机控制系统进行系统安全性分析:“申请者必须分析发动机,包括控制系统,以评估所有可能失效引发的可能后果”<sup>[17]</sup>. 同时, FAR33. 75 定义了三类发动机影响:①危害性的发动机影响(hazardous engine effects);②重大的发动机影响(major engine effects);③轻微的发动机影响(minor engine effects),并规定了不同影响等级事件的最大允许发生概率. FAR33. 75 通过控制单个发动机风险到可接受的水平来达到可接受的发动机总设计风险,强调事件发生的可能性或概率的减少正比于它影响的严重性<sup>[18]</sup>.

### 1.2 控制系统级安全要求

FAR33. 28 的要求是控制系统级的要求,该条款主要关注控制系统的安全性问题. FAR33. 28 要求:“为了遵守本条款和 33. 75 条款的规定,申请者必须完成发动机控制系统的系统安全性评估. 该评估必须确认能够导致推力或功率的改变、错误数据的传递,或产生影响到发动机操纵性的喘振或失速的故障或失效,连同这些故障或失效预期的发生频率”,“申请者必须把发动机控制系统设计和构造成使:①满足与预期应用相关的安全目标相一致的推力(或功率)控制失控(LOTC/LOPC)事件发生率”<sup>[17]</sup>. FAA(美国联邦航空管理局)接受从液压机械控制技术转变到电子控制技术,标准是维持系统可靠性和安全性至少具有同等水平<sup>[19]</sup>. 对于运输类航空器用发动机,FAA 认为每 100000 飞行小时发生少于一次的“推力控制丧失(loss of thrust control, 简称 LOTC)”事件能够代表液压机械控制技术的安全性水平<sup>[19]</sup>. 因此,对于电气和电子控制系统,LOTC 事件的发生概率不应大于  $10^{-5}$  次/飞行小时. 对于运输类航空器用发动机,LOTC 是指在所有运行条件下丧失调节和维持从飞行慢车到 90% 最大额定之间的功率或推力的能力<sup>[19]</sup>.

### 1.3 合并的安全要求

FADEC 系统的安全要求是整机级和控制系统级安全要求的并集,如表 1 所示.

表 1 合并的安全要求<sup>[17-19]</sup>  
Table 1 Combined safety requirements

| 失效等级                                             | 失效影响                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          | 最大允许发生概率<br>(次/飞行小时)   |
|--------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|
| 危害性的发动机影响<br>(Hazardous engine effects)          | 1) 高能碎片不包含;<br>2) 座舱用发动机引气中有毒物质浓度足以使机组人员或乘员失去活动能力;<br>3) 与驾驶员指令方向相反的相当大的推力;<br>4) 不可控的着火;<br>5) 发动机安装系统失效,导致发动机意外脱开;<br>6) 不能使发动机完全停车.                                                                                                                                                                                                                        | $10^{-7} \sim 10^{-9}$ |
| 重大的发动机影响<br>(Major engine effects)               | 1) 受控的着火(即通过关闭发动机或采用机载灭火系统控制);<br>2) 可以表明不会引起灾难性事故的机匣烧穿;<br>3) 可以表明不会引起灾难性事故的低能量碎片飞出;<br>4) 导致机组成员不舒服的振动;<br>5) 座舱用发动机引气中有毒物质的浓度足以降低飞行机组成员的操作能力;<br>6) 与驾驶员指令方向相反的推力,低于危害性的发动机影响规定的水平;<br>7) 产生的推力大于最大额定推力;<br>8) 发动机支承载荷路径失去完整性,但发动机没有脱开;<br>9) 显著的无法控制的推力震荡;<br>10) 推力控制丧失(loss of thrust control,简称 LOTC);<br>11) 其它的严重性在危害性的与轻微的发动机影响 <sup>①</sup> 之间的影响. | $10^{-5} \sim 10^{-7}$ |
| 轻微的发动机影响 <sup>②</sup><br>(Minor engines effects) | 一台发动机失效,其唯一后果是该发动机部分或全部丧失推力或功率(和相关发动机服务),这种失效将被认为是轻微的.                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |                        |

注①,②:FAR33.75 中定义了“轻微的发动机影响”<sup>[17-18]</sup>,但控制系统引起的发动机停车属于 LOTC<sup>[19]</sup>. 本文主要讨论 FADEC 系统,因此,列出“轻微的发动机影响”仅供参考.

2 FADEC 系统 FHA 要素

本部分从分析输出、分析输入、判定准则、分析流程、工具与数据需求等方面梳理 FADEC 系统 FHA 的分析要素.

2.1 分析输出

FADEC 系统 FHA 的输出将作为 FADEC 系统初步系统安全性分析(PSSA)的输入,是进一步分解安全要求的起点与依据. FADEC 系统 FHA 的输出至少应包含功能失效状态和针对此失效状态的概率要求.

考虑到同样的 FADEC 系统失效在不同的发动机工作阶段有不同的失效影响,分析结果中应包含不同发动机工作阶段的失效影响. 因此,FADEC 系统 FHA 的输出是:不同发动机运行阶段下 FADEC 系统功能失效的影响及其危险等级.

2.2 分析输入

FADEC 系统 FHA 的输入主要包含两部分:①安全要求;② FADEC 系统功能定义及各功能对应的失效状态. 其中安全要求在上文已有论述(见表 1),本部分主要讨论 FADEC 系统的功能定义及其失效状态.

文献[2]指出了 FHA 中两种功能定义的极端方式:①过于抽象,以至于难以联系实际;②过于详细以至于成为自底向上的设计活动(如 FMEA). 为了避免这两种极端情况,本文从控制输出的角度定义 FADEC 系统功能,实践证明,这种功能定义方式避免了以上两种极端. 因此,对于典型的大涵道比民用涡轮风扇发动机,FADEC 系统的功能可定义为:燃油流量控制、可调静子叶片(VSV)控制、可调放气活门(VBV)控制、高压涡轮主动间隙控制(HPTACC)引气活门控制、低

压涡轮主动间隙控制(LPTACC)引气活门控制. 相应地,这些功能的失效状态即为对应被控参数的异常.典型的FADEC系统功能及功能失效的定义如图1所示.

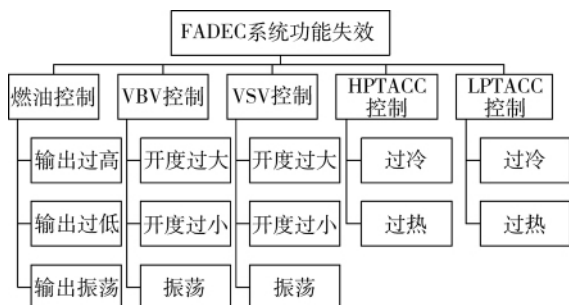


图1 FADEC系统功能失效状态

Fig.1 Function failure state of FADEC(full authority digital engine control) system

### 2.3 判定准则

FHA的过程是信息量从少到多的过程,具有很高的自由度.因此,需要清晰的判定准则用于规范FHA. FADEC系统FHA的判定准则有两层含义:

1) 需要分析FADEC系统功能失效影响的系统层级.控制系统与其他系统的嵌套关系如图2所示,FADEC系统的功能失效可影响到所有的上级系统,在分析功能失效的影响时,需要划清分析界面.开展功能危险分析的一个重要工作是从功能失效出发导出系统可能发生的危险,而FADEC系统功能失效的危险难以在FADEC系统内部显现,因此,需要分析至其上层系统——发动机系统.

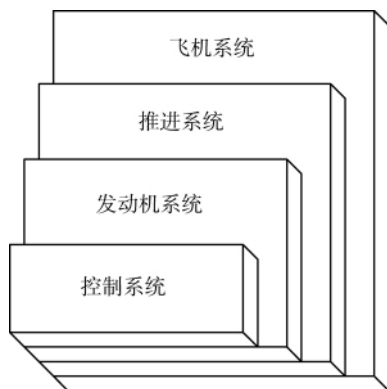


图2 FADEC系统与其他系统的关系<sup>[2]</sup>

Fig.2 Relations between FADEC system and other systems

2) 危险等级的确定.安全要求(表1)中对不同的失效后果定义了不同的发动机影响等级,在鉴别每种失效状态的严重性时,应以安全要求中的危险等级定义为准.

### 2.4 分析流程

上文论述了FHA的输出、输入与判定准则,本节以此为基础导出FADEC系统FHA流程.

FADEC系统FHA从控制功能出发,分析控制功能失效的后果,以后果为桥梁建立起功能失效和安全要求的联系,使安全要求对设计形成约束.

FADEC系统FHA的数据流如图3所示:①从图1中的FADEC系统功能失效出发,分析FADEC系统输出异常对发动机工作状态的影响;②以控制功能失效对应的发动机工作状态为依据,分析某一个控制功能的某种失效状态在某一运行阶段的发动机影响;③对比安全要求中此类危险的影响等级,形成该控制功能的安全要求.

### 2.5 工具与数据需求

对图3所示的FADEC系统FHA数据流关系进行分类,分类结果如表2所示.

#### 2.5.1 工具需求

航空发动机是受非线性方程组控制的复杂气动热力系统,任一控制输出(或它们的任意组合)的异常均会通过各部件的重新匹配影响到整机的工作状态.航空发动机气动热力模型是求解部件共同工作状态的工具,且可使用FADEC系统输出作为计算输入.因此,为了评估FADEC系统输出对发动机工作状态的影响,需要使用航空发动机气动热力模型.

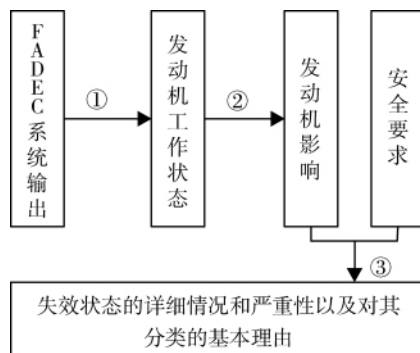


图3 FADEC系统FHA的数据流

Fig.3 Data flow of FADEC system FHA

2.5.2 数据需求

FADEC 系统的输出影响发动机的工作状态,而发动机各部件性能随整机工作状态的变化而变化.为了评估不同控制输出组合下航空发动机的工作状态,需要用到各部件特性数据.在初始设计阶段,未开展部件详细设计,没有准确的特性数据,但相似构形部件的特性数据能够反映此类部件的定性特征.FADEC 系统 FHA 应重点关注 FADEC 系统功能失效对发动机工作状态影响的趋势与量级而不是某参数的精确值.因此,FA-

DEC 系统 FHA 需要发动机各部件通用特性.

通过包含部件通用特性的航空发动机气动热力模型分析,可以得到不同控制输出组合对应的发动机工作状态(包含部件工作参数和气路参数),从此类数据出发分析发动机影响,需要两类数据支持:①发动机工作状态和发动机影响的相关性数据;②专家经验.

表 3 总结了不同类别数据转化的工具与数据需求.

表 2 FADEC 系统 FHA 数据流的分类

Table 2 Data flow classification of FADEC system FHA

| 分类      |     | 要完成的转化           |                              |
|---------|-----|------------------|------------------------------|
| 类别      | 编号  | 输入               | 输出                           |
| 发动机分析   | ①   | FADEC 系统输出       | 发动机工作状态                      |
| 定性/定量判断 | ②,③ | 发动机工作状态;<br>安全要求 | 失效状态的详细情况和严重性<br>以及对其分类的基本理由 |

表 3 FADEC 系统 FHA 的工具与数据需求

Table 3 Tool and data requirements of FADEC system FHA

| 分类      |     | 工具与数据需求     |                              |
|---------|-----|-------------|------------------------------|
| 类别      | 编号  | 工具需求        | 数据需求                         |
| 发动机分析   | ①   | 航空发动机气动热力模型 | 发动机部件通用特性                    |
| 定性/定量判断 | ②,③ |             | 发动机工作状态和发动机影响的相关性数据;<br>专家经验 |

3 FADEC 系统 VBV(variable bleed valve)控制功能危险分析实例

2 节梳理了 FADEC 系统 FHA 的分析要素,本部分以 FADEC 系统 VBV(variable bleed valve)控制功能为例说明航空发动机气动热力模型在 FADEC 系统 FHA 中的应用.

3.1 航空发动机气动热力模型简介

本文采用模块化建模方法,将航空发动机分解成一系列基本的典型部件(进气道、压气机、分流器、外涵道、燃烧室、涡轮、尾喷管和引气部件等),发动机工作过程遵守基本守恒定律(质量守恒、能量守恒和动量守恒),工质的热物理性质随工质状态变化而变化.模型结构如图 4 所示,图中主要部件模型及共同工作点的求解算法在文献[20-21]中有详细论述.

3.2 VBV 放气及掺混过程计算模型

为评估 VBV 开度对航空发动机整机安全性的影响,本文建立了 VBV 放气及掺混过程模型,如图 5 所示.

增压级后高压空气经放气活门流入外涵并与外涵气流掺混,随后流入外涵喷管.此模型通过改变放气活门面积( $A_{vbv}$ )实现 VBV 开度的调节.为了在抓住主要物理特征的同时简化计算,做下列假设:

- 1) 放气活门进口总压为增压级后高压气流静压;
- 2) 忽略气流在放气活门中的总压损失;
- 3) 掺混过程是稳定过程;
- 4) 外涵气流与增压级后高压气流平行地掺混,并且在进口截面各自均匀分布;
- 5) 气流进入外涵喷管前均匀掺混,均匀掺混

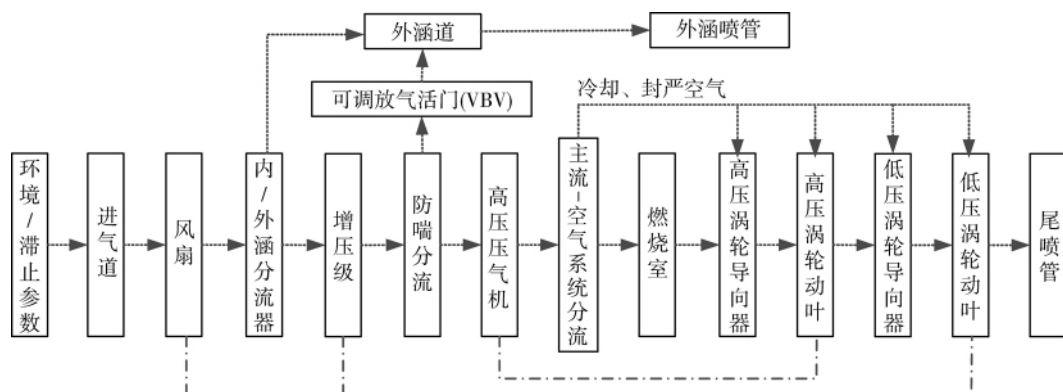


图 4 航空发动机气动热力模型

Fig. 4 Aero-engine aero-thermodynamics model

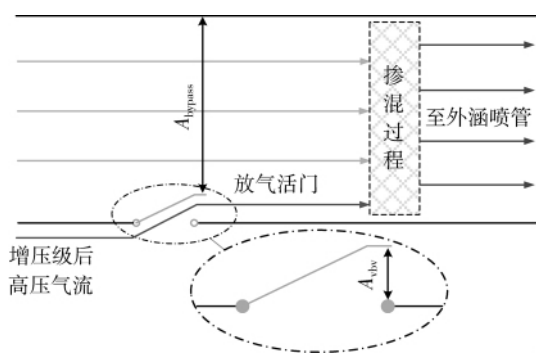


图 5 放气及掺混过程模型

Fig. 5 Bleeding and mixing process model

是指与气体流动方向垂直截面上各点的气体参数均相同；

6) 忽略掺混过程中的散热损失；

7) 掺混流道各个垂直于流动方向的截面积不变,均等于外涵进口面积( $A_{bypass}$ )和放气活门面积( $A_{vbv}$ )之和；

8) 参与掺混的两股气流静压相同。

### 3.3 计算结果及分析

本部分使用航空发动机气动热力模型分析 VBV 开度对发动机工作状态的影响,并以此为依据确定 VBV 控制功能失效的危险等级。

标准大气条件、海平面静止状态,在起飞、巡航和慢车 3 种发动机工作状态下调节 VBV 开度对增压级喘振裕度和发动机推力影响的计算结果如图 6、图 7 所示。

从计算结果可以看出,在起飞、巡航、慢车状态下,VBV 控制功能失效可能导致 4 种危险,分别是:①慢车状态下 VBV 开度过小可能引起增压级喘振;②巡航状态下 VBV 开度过小可能引起增压级喘振;③巡航状态下 VBV 开度过大可

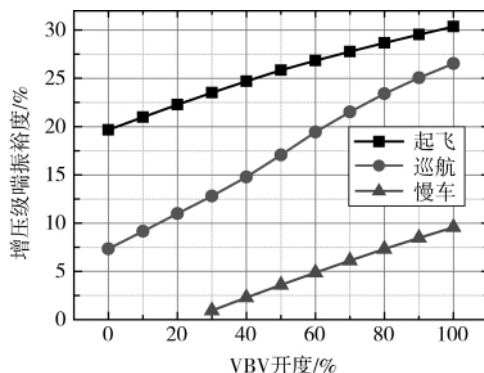


图 6 VBV 开度对增压级喘振裕度的影响

Fig. 6 Effects of VBV opening on booster surge margin

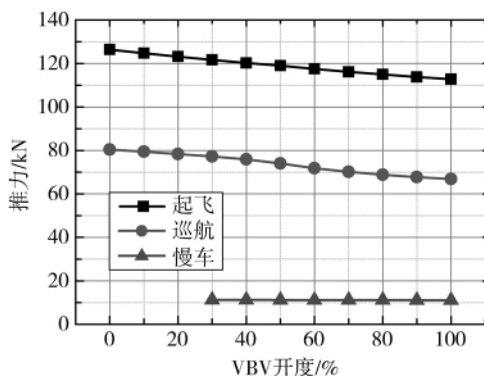


图 7 VBV 开度对发动机推力的影响

Fig. 7 Effects of VBV opening on engine thrust

能导致推力丧失超过 10%,属于推力控制丧失事件(LOT);④起飞状态下 VBV 开度过大可能导致推力丧失超过 10%,属于推力控制丧失事件(LOT)。以上述计算结果为依据,在起飞、巡航、慢车阶段,针对 VBV 控制功能的功能危险分析见表 4,对表 4 中的分析结果按照影响等级进行分类可得 FHA 产生的 PSSA 输入,如表 5 所示。

表 4 FADEC 系统功能危险分析示例—VBV 控制功能失效分析节选

Table 4 Example of FADEC system FHA—excerpt from VBV control function failure analysis

| 系统功能   | 功能失效状态   | 工作阶段  | 失效影响                                                                              | 影响等级 | 参考的支持资料                     | 备注                       |
|--------|----------|-------|-----------------------------------------------------------------------------------|------|-----------------------------|--------------------------|
| VBV 控制 | VBV 开度过大 | 起飞、巡航 | 在起飞和巡航状态下, VBV 开度过大可能导致推力下降超过 10%, 属于 LOTC.                                       | 重大的  | 航空发动机气动热力模型                 | 仿真采用通用部件特性               |
| VBV 控制 | VBV 开度过大 | 慢车    | 在慢车状态下, 按照调节计划, VBV 开度应为 100%, 因此不存在此状态.                                          | 无影响  | VBV 调节计划                    | 更改调节计划后应重新分析             |
| VBV 控制 | VBV 开度过小 | 起飞    | 在起飞状态下, 按照调节计划, VBV 开度应为 0%, 因此不存在此状态.                                            | 无影响  | VBV 调节计划                    | 更改调节计划后应重新分析             |
| VBV 控制 | VBV 开度过小 | 巡航    | 根据调节计划, 在巡航状态下, VBV 应有一定的开度, 开度过小, 将导致增压级喘振裕度低于预期裕度, 此时增压级易喘振, 此类喘振将导致机组不舒服级别的振动. | 重大的  | VBV 调节计划<br>航空发动机<br>气动热力模型 | 更改调节计划后应重新分析; 仿真采用通用部件特性 |
| VBV 控制 | VBV 开度过小 | 慢车    | 在慢车状态下, 按照调节计划, VBV 开度应为 100%, VBV 开度过小易引起增压级喘振, 此类喘振将导致机组不舒服级别的振动.               | 重大的  | VBV 调节计划<br>航空发动机<br>气动热力模型 | 更改调节计划后应重新分析; 仿真采用通用部件特性 |
| VBV 控制 | VBV 开度振荡 | 起飞    | 在起飞状态下, VBV 开度振荡将导致推力振荡, 振荡幅度最大可超过 10%.                                           | 重大的  | 航空发动机<br>气动热力模型             | 仿真采用通用部件特性               |
| VBV 控制 | VBV 开度振荡 | 巡航    | 在巡航状态下, VBV 开度振荡将导致推力振荡, 振荡幅度最大可超过 10%; 此外, VBV 开度振荡可能引起增压级喘振, 此类喘振将导致机组不舒服级别的振动. | 重大的  | 航空发动机<br>气动热力模型             | 仿真采用通用部件特性               |
| VBV 控制 | VBV 开度振荡 | 慢车    | 在慢车状态下, 按照调节计划, VBV 开度应为 100%, VBV 开度振荡可引起增压级喘振, 此类喘振将导致机组不舒服级别的振动.               | 重大的  | VBV 调节计划<br>航空发动机<br>气动热力模型 | 更改调节计划后应重新分析; 仿真采用通用部件特性 |

表 5 FADEC 系统 FHA 给 PSSA 的输入

Table 5 PSSA input data from FADEC system FHA

| 功能失效状态   | 工作阶段     | 影响等级 | 发生概率要求(次/飞行小时)              |
|----------|----------|------|-----------------------------|
| VBV 开度过大 | 起飞、巡航    | 重大的  | $\leq 10^{-5} \sim 10^{-7}$ |
| VBV 开度过小 | 巡航、慢车    | 重大的  | $\leq 10^{-5} \sim 10^{-7}$ |
| VBV 开度振荡 | 起飞、巡航、慢车 | 重大的  | $\leq 10^{-5} \sim 10^{-7}$ |

## 4 结 论

传统功能失效影响分析方法应用于 FADEC 系统时难以捕捉某些缺乏直观性的发动机影响,为解决这一问题,本文通过梳理 FADEC 系统 FHA 的分析要素,明确了 FADEC 系统 FHA 的工具与数据需求,发展了一种使用模型辅助进行 FADEC 系统功能危险分析的方法,并以 VBV 控制功能为例,使用该模型分析了其功能失效影响,得出如下结论:

- 1) 该模型能够辅助确定 FADEC 系统功能失效的发动机影响。
- 2) FADEC 系统功能危险的模型分析方法通过定量分析确定发动机影响的危险等级,为 FHA 提供直观的参考依据,可作为对专家经验的补充。

## 参考文献:

- [1] Frankenberger C E III. Survivable engine control algorithm development (SECAD) [C] // Proceedings of Aerospace Conference, Big Sky: IEEE, 2002, 6: 3015-3020.
- [2] Wilkinson P J, Kelly T P. Functional hazard analysis for highly integrated aerospace systems [C] // Proceedings of Certification of Ground/Air Systems Seminar, London: IEEE, 1998: 1-6.
- [3] 韩小琦. 航空发动机控制系统安全性评估研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2009.  
HAN Xiaoqi. Aircraft engine control system safety assessment [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2009. (in Chinese)
- [4] Schwamm F. FADEC computer systems for safety critical application [C] // Proceedings of the 1998 International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, Stockholm: ASME, 1998: 1-8.
- [5] Hjelmgren K, Svensson S, Hannius O. Reliability analysis of a single-engine aircraft FADEC [C] // Proceedings of Reliability and Maintainability Symposium, California: IEEE, 1998: 401-407.
- [6] Jambon F, Girard P, Ameur Y A. Interactive system safety and usability enforced with the development process [J]. Engineering for Human-Computer Interaction, 2001, 2254: 39-56.
- [7] 刘建军, 孙有朝. 功能危险分析在大型复杂系统中的应用 [J]. 民用飞机设计与研究, 2004(1): 35-40.  
LIU Jianjun, SUN Youchao. Application of functional hazard assessment in large complex system [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004(1): 35-40. (in Chinese)
- [8] 孙春林, 刘东宇. 功能危险分析在飞机刹车系统中的应用研究 [J]. 机械设计与制造, 2011(2): 89-91.  
SUN Chunlin, LIU Dongyu. Functional hazard analysis for nose wheel steering of civil aircraft [J]. Machinery Design & Manufacture, 2011(2): 89-91. (in Chinese)
- [9] 郑友石, 孙有朝, 王丰产, 等. 安全性分析方法在民用飞机适航符合性验证中的应用浅析 [C] // 2010 年航空器适航与空中交通管理学术年会论文集. 北京: 中国航空学会民用飞行器适航分会, 2010: 1-7.  
ZHENG Youshi, SUN Youchao, WANG Fengchan, et al. Study on application of safety analysis methods in airworthiness compliance for civil airplane [C] // Proceedings of 2010 airworthiness and air traffic control annual conference, Beijing: Civil Aircraft Airworthiness Branch Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007: 1-7. (in Chinese)
- [10] 耿秀成, 黄霖霖. 民机系统安全性设计评估技术: 功能风险分析法 (FHA) [J]. 民用飞机设计与研究, 1995(2): 22-27.  
GENG Xiucheng, HUANG Xialin. System safety design and assessment technologies for civil aircraft: functional hazard assessment (FHA) [J]. Civil Aircraft Design and Research, 1995(2): 22-27. (in Chinese)
- [11] Systems Integration Requirements Task Group. ARP 4754 certification considerations for highly-integrated or complex aircraft systems [S]. Warrendale: SAE International, 1994: 32-33.
- [12] S-18 Committee. ARP 4761 Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment [S]. Warrendale: SAE International, 1996: 17-18.
- [13] 肖翔, 王华胜. 基于民用飞机安全性评估的液压系统 FHA [J]. 民用飞机设计与研究, 2006(4): 18-22.  
XIAO Xiang, WANG Huasheng. Hydraulic system FHA based on civil aircraft safety assessment [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2006(4): 18-22. (in Chinese)
- [14] 陈圣斌, 周晓光. “4F”技术在直升机研制中的应用与经验教训 [J]. 直升机技术, 2008(1): 24-29.  
CHEN Shengbin, ZHOU Xiaoguang. “4F” technique application and lessons learned in the helicopter development [J]. Helicopter Technique, 2008(1): 24-29. (in Chinese)
- [15] Ericson C A. Hazard analysis techniques for system safety [M]. Hoboken: Wiley and Blackwell, 2005: 499.
- [16] 孙有朝, 刘建军, 梁力, 等. 功能危险分析在民机安全性设计中的应用研究 [C] // 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 深圳: 中国航空学会, 2007: 1-7.  
SUN Youchao, LIU Jianjun, LIANG Li, et al. Research on application of functional hazard assessment in civil aircraft safety design [C] // Proceedings of High-level Forum of key technologies of large aircraft and Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Annual Conference Proceedings 2007. Shenzhen: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007: 1-7. (in Chinese)
- [17] U S Department of Transportation FAA. e-CFR 14 part 33-airworthiness standards: aircraft engines [S]. [EB/OL]. [2011-06-17]. <http://ecfr.gpoaccess.gov/cgi/t/text/text-idx?c=ecfr&sid=d7681d67d1ec93f1e00b81e2e>

- 23e680e&.rgn=div5&.view=text&.node=14;1.0.1.3.16&.idno=14.
- [18] U S Department of Transportation FAA. Advisory circular 33.75-1A; guidance material for 14 CFR 33.75, safety analysis[R]. Washington DC:FAA, AC33.70-1,2009.
- [19] U S Department of Transportation FAA. Advisory circular 33.28-1; aircraft engines, electrical and electronic engine control systems[R]. Washington DC:FAA, AC33.70-1,2009.
- [20] 骆广琦,桑增产,王如根,等.航空燃气涡轮发动机数值仿真[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [21] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.