

# HB

## 中华人民共和国航空工业标准

HB 7253—95

---

### 飞机防火灭火系统通用规范

1995—12—13 发布

1996—01—01 实施

---

中国航空工业总公司 批准

---

## 1 主题内容与适用范围

### 1.1 主题内容

本规范规定了飞机防火灭火系统的研制要求和验证方法。

### 1.2 适用范围

本规范适用于民用飞机防火灭火系统；也适用于军用飞机防火灭火系统。

本规范是指导订购方拟定采购规范、承制方拟定型号设计规范的技术要求纲要文件，在相应空栏内补充了防火灭火系统有关性能的具体要求后，本规范便可为上述目的所用，作为合同规范内容之一纳入系统研制合同。

## 2 引用标准

### 2.1 规范和标准

除了另有规定外，下列规范和标准以及其中的补充文件，在本规范规定范围内构成本规范的一部分。

\_\_\_\_\_。

### 2.2 优先顺序

如本规范的正文和它所引用的文件相抵触，则以本规范为准。

## 3 要求

### 3.1 系统说明

飞机防火灭火系统应保证机组人员和旅客的安全，并为飞机提供安全自救。优先考虑的是使用飞机上固有的或专门设计的预防措施，阻止着火的发生。当预防不能合适地达到目的或不易于达到目的时，在飞机设计中也应包括探测和控制着火险情影响的方法（包括灭火）。所用方法及其在飞机内的布局应参照本规范所述。

### 3.2 性能要求

#### 3.2.1 系统特性

##### 3.2.1.1 材料

飞机防火灭火系统所选用的材料应能满足预定用途，并经国家鉴定合格。所用的新材料均需进行充分的试验以证明符合使用要求。材料选择应按\_\_\_\_\_，腐蚀控制要求应按

3.2.1.2 抵抗险情

防火灭火系统在遇到任何可能的险情时,不应降低系统执行其预定功能的能力。

3.2.1.3 环境条件

防火灭火系统的设备(元件、附件)应能经受下列环境条件,并能保证其正常的功能。

环境	要求
加速度	_____
腐蚀	_____
分解和检验	_____
电磁和无线电干扰	_____
爆炸	_____
燃油和滑油浸渍	_____
霉菌	_____
湿度	_____
盐雾	_____
冲击	_____
太阳辐射(阳光)	_____
温度	_____
温度—湿度—高度	_____
温度冲击	_____
振动	_____

3.2.2 功能分系统特性

3.2.2.1 着火险情防护

3.2.2.1.1 预防性设计的部位

应在可能存在潜在火情或者可能直接或间接导致单个故障的所有部位提供预防性设计,目的是消除或减少着火的发生。

3.2.2.1.2 减小易燃材料着火险情

3.2.2.1.2.1 结构材料

本规范所述设计应适用于飞机结构(包括所有飞机部件及附件)广泛使用的材料。

3.2.2.1.2.1.1 所有材料应与飞机正常工作所需油液,水和\_\_\_\_\_相容而无损坏。

3.2.2.1.2.1.2 不应使用下列材料:会吸收可燃油液并使着火难以扑灭的材料;灭火后闷燃或发热并构成可能的复燃火源的材料;在使用部位最高环境温度加上\_\_\_\_℃下会自燃的材料。

3.2.2.1.2.1.3 使用非阻燃材料时,当这些材料用于\_\_\_\_\_时,燃烧速率不应大于\_\_\_\_\_;当用于\_\_\_\_\_时,燃烧速率不应大于\_\_\_\_\_。下列小零件不受此要求的限制:\_\_\_\_\_。

3.2.2.1.2.1.4 使用阻燃材料时,其性能应符合\_\_\_\_\_的规定。

3.2.2.1.2.1.5 经处理而阻燃的材料应保持此阻燃品质\_\_\_\_\_。

3.2.2.1.2.1.6 飞机载人舱内不得使用发烟值超过\_\_\_\_\_的材料。装饰纤维及地毯应符合\_\_\_\_\_的发烟要求。

3.2.2.1.2.1.7 应按\_\_\_\_\_控制使用在安装条件下可能散发有毒气体或在遇到热或火焰时会生成有毒气体的材料。

### 3.2.2.1.2.2 机载易燃物

应在最大可能范围内采取措施,以使为执行飞行任务以及为使机组人员舒适而必需的机载易燃物无着火危险性。这些措施应包括:

a. \_\_\_\_\_。

b. \_\_\_\_\_。

c. \_\_\_\_\_。

### 3.2.2.1.3 减少安装着火危险性

应将下列设计用于分系统(例如动力装置、燃油系统、起落架)安装。

3.2.2.1.3.1 分系统安装及有关设备的设计应使得分系统的正常工作不会导致着火或使火灾蔓延。

3.2.2.1.3.2 分系统安装及有关设备的设计应使得由于故障或事故而引起的着火险情减至最少。

3.2.2.1.3.3 与飞机外表面所共用的分系统安装边界应设计成火灾不会由于流过飞机的自然气流而在分系统之间快速蔓延。

### 3.2.2.1.4 隔离

应在最大可能范围内采用隔离设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。

关于隔离设计要求\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.1.5 分离

应在最大可能范围内采用分离设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。

关于分离设计要求\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.1.6 通风

应在最大可能范围内采用通风设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。

关于通风设计要求\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.1.7 冷却

应在最大可能范围内采用冷却设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。

关于冷却设计要求\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.1.8 排漏

应在最大可能范围内采用排漏设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。

关于排漏设计要求\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.1.9 电气搭铁和雷电防护

应在最大可能范围内采用电气搭铁和雷电防护设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。关于电气搭铁和雷电防护设计要求\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.1.10 坠机后着火的预防

应在最大可能范围内采用下列设计,以防止发生坠机后着火险情。

3.2.2.1.10.1 燃油包容特性\_\_\_\_\_。

3.2.2.1.10.2 替代燃油\_\_\_\_\_。

3.2.2.1.10.3 抑制火源特性\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.2 火警探测

#### 3.2.2.2.1 探测系统的布局

对于每一火区及无控制的能量释放或易燃物质的释放可能导致着火、过热或爆炸而危及飞机或机载人员的其它区域,都应配备合适的火警探测系统。

#### 3.2.2.2.2 探测系统性能

安装在\_\_\_\_\_内的探测系统应在\_\_\_\_\_内探测到\_\_\_\_\_。

#### 3.2.2.2.3 探测系统故障

关键性探测系统失效而不能探测预期险情时,系统应有一套自动系统向机组人员指示故障。所有探测系统都应具有手动试验措施,以允许机组人员确定系统工作是否正常。关键性探测系统包括动力装置安装火警探测系统及\_\_\_\_\_。

#### 3.2.2.2.4 警告输出

探测系统应提供警告信号输出,其应与机组人员警告系统及火情控制系统的接口相匹配,每一单个探测系统应与独立的机组人员警告装置相接口,除非多系统向机组人员传递同样的信息,并导致机组人员采取相同的动作。

#### 3.2.2.2.5 假报警

探测系统在正常或预期的环境条件下,不应产生假报警。\_\_\_\_\_探测系统的假报警率为\_\_\_\_\_。

#### 3.2.2.2.6 报警设定点

\_\_\_\_\_探测系统的报警设定点应为\_\_\_\_\_。

#### 3.2.2.2.7 解除警报

当\_\_\_\_\_时,\_\_\_\_\_探测系统应解除警报输出。

#### 3.2.2.2.8 自动重复警报

在警报消除之后,应重新调定,并且能按 3.2.2.2.2 条的规定再次对\_\_\_\_\_进行火警探测。

### 3.2.2.3 着火险情控制

#### 3.2.2.3.1 控制系统和设计部位

应在有潜在着火险情的区域以及需要保证有效操纵的那些邻近区域,提供控制系统(见3.1条)。

### 3.2.2.3.2 易燃油液控制

对于按3.2.2.3.1条限定的所有区域,应有措施终止易燃油液进入这些舱内并限制可能进入这些舱内的易燃油液量,以防止易燃油液量达到足以使这些舱内形成着火或扩大着火规模及范围。

### 3.2.2.3.3 终止通风

对于按3.2.2.3.1条限定的所有区域,应具有终止通风或冷却气流的措施,以便在终止通风或冷却气流流动将有助于扑灭舱内发生的着火时,终止其流动。此系统应\_\_\_\_\_已配备的任何灭火系统\_\_\_\_\_发挥功能。

### 3.2.2.3.4 电气火源控制

对于按3.2.2.3.1条限定的所有区域,应具有措施使所有电气火源解除激励,防止电气火源在这些舱内形成着火或扩大着火规范及范围。这些措施应与已配备的其它灭火系统一起发挥功能。

### 3.2.2.3.5 隔火屏

对于按3.2.2.3.1条限定的所有区域,应提供隔火屏,以控制火在这些舱之间以及邻近舱(区域)之间蔓延,并控制过热。在\_\_\_\_\_与\_\_\_\_\_区域之间的隔火屏应承受\_\_\_\_\_℃温度历时\_\_\_\_\_分钟而无\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.3.6 火灾损坏防御

对于按3.2.2.3.1条限定的所有区域,应采取防御措施,以便在部件或系统为火、爆炸或过热状态所损坏而会导致险情无控制蔓延到飞机其它舱时,对这些部件和系统进行防护。这些已标识的部件应保持其功能完整,历时\_\_\_\_\_分钟。

### 3.2.2.3.7 烟雾及其它有害气体控制

对于按3.2.2.3.1限定的所有载人舱,应提供措施,以防止机组人员和旅客免遭这些舱内产生的或外部源进入这些舱内的任何量烟雾及其它有害气体的伤害。

### 3.2.2.3.8 过热控制

对于按3.2.2.3.1条限定的所有舱和区域,应控制足以使飞机和机组人员遭受危害的温度过热状态。

### 3.2.2.3.9 发动机舱灭火

对于按3.2.2.3.1条限定的所有发动机舱,当采用其它低一级的方法不能控制和包容发动机舱内的着火时,应在舱内设置灭火系统。此系统提供的舱内灭火剂浓度应能在足以使舱内损坏减至最小并足以阻止火蔓延到其它舱区的时间内充分扑灭任何着火。灭火剂浓度应在舱内保持一段时间,以便充分防止复燃。

### 3.2.2.3.10 载人舱灭火

当飞机载人舱内的火情不能用其它低一级的方法来控制时,应采取措施扑灭舱内的着火。

#### 3.2.2.3.10.1 凡使用固定式灭火系统时,此系统提供的舱内灭火剂浓度应能在足以使舱内

损坏减至最小、足以使舱内烟和有毒气体的生成和蔓延减至最小、以及足以阻止火蔓延到其它舱区的时间内,充分扑灭任何着火。此灭火剂浓度应在舱内维持一段足以供机组人员采取必要防范措施的时间。灭火剂在其使用浓度范围内不应存在有毒危害,不应干扰视线,不应引起机械故障、腐蚀和导电。

3.2.2.3.10.2 凡使用手提式灭火瓶时,它们应符合\_\_\_\_\_的要求。每个舱内灭火瓶的数量及位置应符合\_\_\_\_\_的规定。

### 3.2.2.3.11 非载人舱灭火

凡按 3.2.2.3.1 条限定的飞机非载人舱(发动机舱除外)内的火情不能用其它低一级的方法来控制和包容时,应有措施控制和终止所有这些舱的着火。系统提供的每个舱内的灭火剂浓度应能使足以使舱内损坏减至最小并足以阻止火蔓延到其它舱区的时间内充分扑灭着火。灭火剂浓度应在舱内维持一段时间,以便充分防止复燃。

### 3.2.2.3.12 控制系统作动显示器及操作装置

应设置显示器向机组人员指使需要操作控制系统或控制系统自动动作。对于手动控制系统或自动控制系统的自动超控,应提供操作装置。这些显示器和操作装置的工作顺序、布置形态及位置应\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.3.13 确保控制系统完整性的设施

应为机组人员提供确认控制系统电路完整性以及确定储存容器内灭火剂损失的设施。控制系统的验证应按\_\_\_\_\_确定。布置形态和位置应\_\_\_\_\_。

### 3.2.2.3.14 地面灭火

对于按 3.2.2.3.1 条限制的所有指定火区,应设置地面消防可达设施。这些地面消防可达设施应与标准地面消防灭火剂喷射系统相容。对于其它内部区域,也应考虑地面消防设施。

## 3.3 系统可靠性

飞机防火灭火系统的可靠性应符合飞机系统的总可靠性要求。系统的平均故障间隔时间(MTBF)应不小于\_\_\_\_\_。

## 3.4 系统维修性

飞机防火灭火系统维修性要求应与整架飞机维修性要求相容。系统每飞行小时的维修人时(维修人时/飞行小时,MMH/FH)应不大于\_\_\_\_\_。

## 3.5 系统安全性

系统安全性要求应符合\_\_\_\_\_的要求。

## 3.6 适航性

系统的适航性应符合\_\_\_\_\_的要求。

## 3.7 接口要求

为确保所提供的防火灭火系统与飞机其它设计、系统、设备及附件相容,应提供下列接口:

### 3.7.1 电源和电气系统

所有防火灭火系统的电气部件,应以\_\_\_\_\_所规定的电源进行工作。需用电源的每

一防护系统在任何使用阶段都应具有单独的电路。任何单个电源故障不应使关键防护系统不能工作。需用电源的防火灭火系统的工作不应干扰其它电气系统的正常工作。

### 3.7.2 燃油系统

按本规范提供的油液控制设施不应降低燃油系统的性能。这些设施也可与类似的燃油系统设施相共用。

### 3.7.3 发动机

发动机舱的防火不应降低或干扰发动机性能。

### 3.7.4 发动机安装

防火设施及具有类似用途的发动机安装设施可以是共用设施。

### 3.7.5 机组人员工作台

按本规范提供的防火灭火系统作动显示器、操作装置及完整性保障措施应符合飞机机组人员工作台设计要求。

### 3.7.6 维修及地面试验

飞机防火灭火系统应设计成易于维修,并且应包括必要的地面试验装置。所提供的维修及地面试验装置应符合此类飞机的有关要求。

## 4 验证

### 4.1 系统说明验证

应根据着火险情分析来确定基本飞机设计、防火灭火系统的完整性及正确布局对阻止、探测及控制着火险情的合适程度。应验证业已确定的所有险情及其位置。着火险情分析应包括下列内容:

- a. \_\_\_\_\_
- b. \_\_\_\_\_
- c. \_\_\_\_\_
- d. \_\_\_\_\_

### 4.2 性能验证

#### 4.2.1 系统特性

##### 4.2.1.1 材料

系统的材料选择及其防腐控制应通过分析、检查和试验(新材料)来进行验证。

##### 4.2.1.2 抵抗险情

应按\_\_\_\_\_验证\_\_\_\_\_防火灭火系统在遇到任何可能的险情后,不应降低执行其预定功能的能力。可能存在的险情应由着火险情分析来确定。

##### 4.2.1.3 环境条件

环境试验应按以下要求进行:\_\_\_\_\_。

#### 4.2.2 功能分系统特性验证

##### 4.2.2.1 着火险情防护

#### 4.2.2.1.1 预防性设计的部位

应根据分析和检验来验证为 3.2.2.1.1 条规定的各部位所提供的预防性设计。

#### 4.2.2.1.2 减小易燃材料着火险情

##### 4.2.2.1.2.1 结构材料

应根据分析和检验来验证对飞机结构(包括所有部件和附件)材料已广泛使用的减少易燃材料着火险情设计。应根据下列内容来验证是否符合 3.2.2.1.2.1 条规定的设计特性。

- a. \_\_\_\_\_
- b. \_\_\_\_\_
- c. \_\_\_\_\_
- d. \_\_\_\_\_
- e. \_\_\_\_\_
- f. \_\_\_\_\_
- g. \_\_\_\_\_

##### 4.2.2.1.2.2 机载易燃物

应根据分析和检验来验证对机载易燃物着火已广泛使用的减少易燃材料着火危险性设计,应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的设计的合适性。

##### 4.2.2.1.3 减少安装着火危险性

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的减少安装着火危险性设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的设计的合适性。

##### 4.2.2.1.4 隔离

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的隔离设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的隔离设计的合适性。

##### 4.2.2.1.5 分离

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的分离设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的分离设计的合适性。

##### 4.2.2.1.6 通风

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的通风设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的通风设计的合适性。

##### 4.2.2.1.7 冷却

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的冷却设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的冷却设计的合适性。

##### 4.2.2.1.8 排漏

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的排漏设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的排漏设计的合适性。

#### 4.2.2.1.9 电气搭铁和雷电防护

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的电气搭铁和雷电防护设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的搭铁设计的合适性。

#### 4.2.2.1.10 坠机后着火的预防

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的坠机后着火险情预防设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的设计的合适性。

#### 4.2.2.2 火警探测

##### 4.2.2.2.1 探测系统的布局

应根据\_\_\_\_\_来验证在 3.2.2.2.1 条规定的各着火险情部位所提供的相应火警探测系统。

##### 4.2.2.2.2 探测系统性能

应根据\_\_\_\_\_确定安装在\_\_\_\_\_的\_\_\_\_\_探测系统应在\_\_\_\_\_秒内探测到\_\_\_\_\_。

##### 4.2.2.2.3 探测系统故障

应根据\_\_\_\_\_来验证在系统不再能探测预期的火警时,关键性探测系统应向驾驶员提供一个自动输出信号。应由\_\_\_\_\_表明在系统工作时进行手动试验的过程中所有探测系统向驾驶员提供输出信号。

##### 4.2.2.2.4 警告输出

应根据检验和分析来确定已向机组人员提供火警探测警告信号,并确定此输出适合于作为相应的机组警告系统和任何所需自动火警控制系统的输入。检验和分析应验证探测系统为各独立火警而发出的需要采取应急程序的警告输出不得复合为一个通用警告信号。

##### 4.2.2.2.5 假报警

应根据\_\_\_\_\_确定\_\_\_\_\_探测系统在暴露于安装位置处存在的正常或预期环境条件时或暴露于 3.2.2.2.5 条规定的其它条件时,不应产生假报警。应根据对类似系统性能所进行的分析来验证可以达到所要求的假报警率。

##### 4.2.2.2.6 报警设定点

应根据\_\_\_\_\_确定探测系统的报警设定点符合 3.2.2.2.6 条的规定。

##### 4.2.2.2.7 解除警报

应通过试验来验证\_\_\_\_\_探测系统将在\_\_\_\_\_时间内解除警报。

##### 4.2.2.2.8 自动重复报警

应通过试验来确定\_\_\_\_\_探测系统在解除警报后重新调定并按 3.2.2.2.2 条的规定对\_\_\_\_\_提供探测。

#### 4.2.2.3 着火险情控制

##### 4.2.2.3.1 控制系统和设计部位

应根据分析和检验来验证已在 3.2.2.3.1 条规定的所有部位提供控制系统。

#### 4.2.2.3.2 易燃油液控制

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.2 条规定的所有必需部位都已提供 3.2.2.3.2 条规定的易燃油液控制系统。应根据\_\_\_\_\_来验证控制设施的合适性。

#### 4.2.2.3.3 终止通风

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.3 条规定的所有必需部位都已提供 3.2.2.3.3 条规定的终止通风能力。应根据\_\_\_\_\_来验证终止通风设施的合适性。

#### 4.2.2.3.4 电气火源控制

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.4 条规定的所有必需部位都已提供 3.2.2.3.4 条规定的电气火源控制。应根据\_\_\_\_\_来验证控制设施的合适性。

#### 4.2.2.3.5 隔火屏

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.5 条规定的所有必需部位都已提供隔火屏。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的隔火屏的合适性。

#### 4.2.2.3.6 火灾损坏防御

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.6 条规定的所有必需部位都已提供 3.2.2.3.6 条规定的火灾损坏防御。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的火灾损坏防御的合适性。

#### 4.2.2.3.7 烟雾及其它有害气体控制

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.7 条规定的所有必需部位都已提供 3.2.2.3.7 条规定的烟雾及其它有害气体控制的措施。应根据\_\_\_\_\_来验证这些设施的合适性。

#### 4.2.2.3.8 过热控制

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.8 条规定的所有必需部位都已提供 3.2.2.3.8 条规定的过热控制。应根据\_\_\_\_\_来验证过热控制设施的合适性。

#### 4.2.2.3.9 发动机舱灭火

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.9 条规定的所有必需部位都已提供灭火系统。应根据\_\_\_\_\_来验证系统将产生并保持所需的灭火剂浓度。

#### 4.2.2.3.10 载人舱灭火

应根据分析和检验来验证在 3.2.2.3.10 条规定的飞机载人舱内已提供用于灭火的设施。

4.2.2.3.10.1 应根据\_\_\_\_\_来验证固定式灭火系统将产生并保持所需要的灭火剂浓度,并且灭火剂在使用浓度范围内不存在毒性危害。

4.2.2.3.10.2 应根据\_\_\_\_\_来验证手提式灭火器\_\_\_\_\_。

#### 4.2.2.3.11 非载人舱灭火

应通过分析和检验来验证在 3.2.2.3.11 条规定的所有必需舱内部已提供灭火系统,应根据\_\_\_\_\_来验证此系统将产生并保持所需要的灭火剂浓度。

#### 4.2.2.3.12 控制系统作动显示器及操作装置

应通过分析和检验来验证所提供的控制系统作动显示器和操作装置在构形和布局方面符合 3.2.2.3.12 条的要求。应根据\_\_\_\_\_来验证顺序的正确性。

**4.2.2.3.13 确保控制系统完整性的设施**

应通过分析、检验和试验来检验已提供符合 3.2.2.3.13 条的确保控制系统完整性的设施,并按 3.2.2.3.13 条的规定进行动作。

**4.2.2.3.14 地面灭火**

应通过检验来确定地面消防可达设施安装的正确性和合适程度。

**4.3 系统可靠性验证**

应通过\_\_\_\_\_来确定系统的可靠性和 MTBF。

**4.4 系统维修性验证**

应通过\_\_\_\_\_来验证 MMH/FH。

**4.5 系统安全性验证**

应按下述方面来验证 3.5 条规定的系统安全性要求\_\_\_\_\_。

**4.6 适航性验证**

应通过适航符合性检查来验证系统的适航性要求。

**4.7 接口要求验证**

应通过分析、检验、试验和演示来验证防火灭火系统与飞机其它设计、系统、设备及部件之间的接口是否符合 3.7 条的规定。

**附录 A**  
**《飞机防火灭火系统通用规范》使用指南**  
**(参考件)**

**A1 范围****A1.1 范围**

本附录为 HB 7253《飞机防火灭火系统通用规范》具体使用于某一型号飞机的防火灭火系统,对其第 3 和第 4 章进行取舍改编提供必要的理由、理论指导和以往的经验教训。

**A1.2 应用**

本附录用于指导承制方、订购方为满足防火灭火系统研制要求,根据 HB 7253《飞机防火灭火系统通用规范》合理编制系统采购规范或型号设计规范。

**A1.3 叙述方法**

本附录 A3 章对规范第 3 章“要求”和第 4 章“验证”的相关条文集中提出了有关的理由、理论指导及经验教训等方面的论述。

**A1.4 定义**

本附录论述的标题定义如下:

- a. 理由 提出某项要求和相应验证的理由,及其对系统性能、安全、经济性等方面的影响;
- b. 理论指导 为达到所述要求和通过相应的验证,提出某些建议、基本概念或设计方面的考虑;
- c. 经验教训 提供以往在飞机设计、制造、使用等方面的背景材料及经验教训。

**A1.5 编制的程序**

第 3 章中带编号条文中的空白应针对每个具体飞机型号进行完整和编制(按需要进行扩充、删减或修改)。由于所推荐的条文并不适用于所有的飞机型号或采购,因此应根据每一具体应用确定每条要求适用与否。通常,应将某条要求及其相关的验证作为一个整体来考虑(取消其中一项,另一项也自然要取消)。

**A2 参考标准**

A2.1 除另有规定外,下列文件仅为补充技术资料而提出。

**A2.1.1 国内的规范和标准**

国家军用标准

GJB 150	军用设备环境试验方法
GJB 243	航空燃气涡轮动力装置飞行试验规范
GJB 312	飞机维修品质规范
GJB 368	装备维修性通用规范
GJB 450	装备研制与生产的可靠性通用大纲
GJB 900	系统安全性通用大纲
GJB 1407	可靠性增长试验

GJB 1565	飞机氧气系统设计和安装通用规范
航空工业标准	
HB 5876	飞机电搭接技术要求
HB 6129	飞机雷电防护要求及试验方法
HB 6167	民用飞机机载设备环境条件和试验方法
HB 6359	失效模式、影响及危害性分析程序
HB 6750	飞机失火和过热探测系统通用规范
HB/Z 146	飞机燃油系统通用规范
HB/Z 214	航空产品可靠性增长
民用航空适航标准	
CCAR 23	正常类、实用类、特技类飞机适航标准
CCAR 25	运输类飞机适航标准
CCAR 27	一般类旋翼航空器适航标准
CCAR 29	运输类旋翼航空器适航标准

#### A2.1.2 国外的规范和标准

MIL—I—8776	航空航天用绝热垫
MIL—M—12218	卤代烷灭火剂的技术等级
FAA—ADS—24	坠机安全性设计原则
NACA—TN—2994	飞机坠机着火起始和发展机理
NACA—TN—4024	飞机坠机摩擦火花点燃危险性评估
SAE—AS—1055	软管、导管组装、盘形管、接头及类似系统部件的着火试验
FAR 23	正常类、实用类、特技类飞机适航标准
FAR 25	运输类飞机适航标准
FAR 27	一般类旋翼航空器适航标准
FAR 29	运输类旋翼航空器适航标准
JAR 25	在型飞机共同适航性要求
BCAR	英国民航适航性要求
EHA <sub>r</sub> —C	经互会民用运输机统一适航标准

### A3 要求和验证

#### “3.1 系统说明

民用飞机防火灭火系统应保证机组人员和旅客的安全,并为飞机提供安全自救。优先考虑的是使用飞机上固有的或专门设计的预防措施,阻止着火的发生。当预防不能合适地达到目的或不易于达到目的时,在飞机设计中也应包括探测和控制着火险情影响的方法(包括灭火)。所用方法及其在飞机内的布局应参照本规范所述。”

#### 理由(3.1)

飞机上着火险情是可能发生的最严重灾情之一。巨大载油量、多种火源、部件和管路的折衷配置及飞行任务特性可能相互迭合,对机组人员、旅客和飞机的安全性产生极严重的威胁。

以最低的系统性能损失为代价而获得最大防护效果的最有效方法,是在飞机设计过程中包括防火设计,防止着火是提供防护的优选方法。通常这并不是绝对行得通的。因此在飞机设计中,也必须包括火警探测和控制系统。

着火险情防护设施可基于基本的着火安全性。因此,关于着火险情防护的设计性能、研制,兼容性要求必须协调一致,以确保已提供的所有防护是兼容的。本规范的范围适用于为飞机所提供的有着火险情防护的性能要求。本规范所提供的防护要求限于所有使用条件(基本防火安全性)。

### 理论指导

飞机防火灭火设计是飞机最重要的要求之一,在研制的各个阶段,都需要论述此问题。需要考虑防火安全性措施,适合于消除或控制由安全性分析所示出的所有险情。民用飞机防火灭火系统首先应符合 CCAR 中有关章节并包括适航审定机构提出的专用要求。

### 性能参数

包括燃油、易燃油液、火源、故障模式及影响、工作环境、任务剖面、电气系统、电磁干扰、机组人员工作台、材料选用、表面防护处理、生产工艺、维修可达性、维护翻修技能、无损检验(MDI)方法、飞机组成、使用寿命(机队)。

### 经验教训

(1)防火设计 设计初始阶段所完成的工作将确定一架新飞机内固有的着火险情防护的最终程度,因此需要对最终的安装细节有较大的预见能力。为此,在初始设计过程中必须强调防火设计指导思想。如果具备有关飞机防火问题的完整知识,则可能对飞机的基本安全性作出令人满意的贡献。在初始设计中考虑防火,将大大简化设计人员为防止具体部位着火而承担的工作。每一机型是一种独立的问题,并且必须意识到在其设计中许多因素将影响最终决定。

所使用的基本设计概念在于:首先使发生着火的可能性减至最少,其次使着火所造成影响的严重程度减至最小。达到有效防火的方法在于:必须对意外事件(诸如可燃物质和火源相遇在一起,即飞机设计中固有的潜在着火险情)的出现概率作出临界评估;在飞机设计中采用预防技术(着火险情预防)以减少这些事件的出现;采用控制技术(着火险情控制)以消除已出现的着火险情。

(2)险情知识 着火的三个基本要素(燃料、火源、助燃剂)之中,在正常(非险情)状态下,每一要素或两个要素以有控制的状态存在。但是,由于功能失常或意外事故,某给定的要素或其组合,可能脱离控制状态,这些无控制的基本要素的存在,是导致着火的潜在险情。实际着火能够产生严重的综合险情,诸如热、火焰、过压、烟雾和有毒雾气。必须增加重量限制问题,在飞机防火设计中将以最低重量损失获得最大安全性。

为了以最实际和最有效的方式在飞机中正确设施防火,每一设计者必须具有或熟悉有关空气、燃料、火源的物理现象及其导致着火的相互关系。如果不具备必要的知识,可能最终得到不安全的飞机,或者可能迫使设计人员过分注意性能损失和成本代价。本附录 A2 条所含内容是优选的参考资料。在易燃性领域内涉及许多可变参数,可能必需采取专门的简单明了的试验。为了使这些试验有意义,并以最小的代价达到所希望的结果,先决条件是应熟悉现代防火技术。

(3)途径 就全机防火观点而言,最重要的信息将从着火险情分析中获得,此报告必须在设计阶段由飞机承包商完成。GJB 900 要求初始险情分析,涉及到飞机设计中固有的潜在着火险情。重要的是,这些分析在设计阶段以前已开始,并在飞机研制各阶段根据需要加以修改。执行飞机着火险情分析的承包商,应仔细地评估每个舱,并确定可能发生的潜在险情。自然,必须考虑燃油和其它易燃油液和油气的泄漏,应对易燃油液和油气可能聚集到危险浓度的区域加以标识。当然,必须标识火源的存在或其出现的可能性。

在标识出所有潜在险情及其位置后,承包商则应确定每个部位潜在的着火,即引起所有三个基本要素同时无控制地存在的条件,然后可将飞机分隔成各种类型的火区。

通常,已确定两种基本类型的危险区域:

火区:火区为单个故障(诸如一条易燃油液管路断裂)能够导致潜在着火的区域。这些区域包括分离或消除潜在火源及易燃油液和油气部件是不可能的区域,以及由于接近燃烧区域、高温表面、高温燃气泄漏或其它不可阻挡的火源而不能绝对保证不着火的区域。火区所含险情,足以需要火情探测系统和着火控制方法(诸如防火墙以及灭火系统)。典型的火区为发动机舱和 APU 舱。

潜在火区:潜在火区为必须出现两个故障从而导致潜在着火险情的区域。这些区域可按由于设计(有控制的)而可能存在或由于失灵或事故(无控制的)而可能存在的着火基本要素来进一步定义:

#### (1)易燃物泄漏和燃烧区

可能出现易燃油液和油气泄漏的那些区域以及易燃物质所在区域,泄漏来自区内所含的或邻近的管路和设备,或直接邻近的燃油箱。在这些区域内不含火源。引起潜在着火所必需的两个故障,可能组成一体将火源导入该区,或使易燃油液和油气泄漏到该区内。对于这些区域应提供合适的防护措施,将上述油液和油气存在的可能性减至最小,防止这些油液和油气扩散到其它舱,防止火源导入到这些区域,阻止已形成的任何着火蔓延到其它舱。这类舱包括:轮舱、作动器舱、机翼前缘和后缘舱、燃油软油箱舱、邻近整体燃油箱的无油舱、货舱、应急动力装置(EPU)舱。

#### (2)易燃区

在正常使用过程中,易燃混合物可能存在的那些区域(诸如在油箱内)。在这些区域内不含火源。引起潜在着火所必需的两个故障关系到将火源引入该区。区内应包含防火设施。

#### (3)火源区

该区域内所含设备、部件或分系统在正常使用条件下被看作为火源或由于故障而成为火源,以及由于正常使用、故障或失效而使该区域成为高温源。在这些区域内不含易燃油液(油气)输送管路及设备,引起潜在着火所必需的两个故障关系到易燃油液(油气)泄漏到这些区域,应使用防火措施,阻止易燃油液(油气)进入这些区域。还应考虑采取措施,使区域内这些油液(油气)的存在减至最少,并包容可能出现的任何着火。凡高温成为问题的区域,应提供措施控制高温,如果过热成为问题,也应采取措施探测过热状况。正常使用中的潜在火源包括气冷的电子设备舱、电气舱及潜在电弧生成源。载人舱内由于食品储存设备、人员吸烟、加温器及电子设备的存在而可能成为火源。可能出现高温的部位包括高温空气导管及发动机涡轮段。

在确定每一着火险情区域的分类时,承包商应采用迭代程序,直到险情等级及所需防护之间达到足可接受的平衡。

#### “4.1 系统说明验证

应根据着火险情分析来确定基本飞机设计、防火灭火系统的完整性及正确布局对阻止、探测及控制着火险情的合适程度。应验证业已确定的所有险情及其位置。着火险情分析应包括下列内容:

- a. \_\_\_\_\_
- b. \_\_\_\_\_
- c. \_\_\_\_\_
- d. \_\_\_\_\_”

#### 理由(4.1)

对于阻止和控制飞机所有区域内着火影响的设计,其可接受性必须基于着火险情分析。此分析将用于确定对防火灭火分系统(诸如探测系统、灭火系统、防火墙等)的需求和其所处位置,以及飞机整体防火方案的合适程度。

#### 理论指导

在设计开始阶段就应进行此种分析,以避免付出代价进行重新设计和改型,分析的类型、分析的细节及复杂程度应与各设计阶段相适应。在设计的早期阶段,应进行一般性的初步火警险情分析。随着设计工作的进展及设计日益确切,应进行分系统险情分析、故障模式及影响分析(FMEA)以及系统险情分析,以保证不出现未预见到的火情。在相应的设计任务评定过程中应完成对这些分析的评定。

#### 经验教训

在设计的早期阶段,必须确保承制方已制定一份大纲,其中合适地述及着火险情问题,此大纲必须包括标识潜在险情以及随后采取的程序,以保证已标识险情已消除或受到控制。飞机的检查、评定及分析、飞机模型(适用而定)以及承制方完成的相应的分析、检验、试验和演示,对于确保承制方满足本规范的要求乃是必要的,订购方检验至少应在飞机模型检验时完成或者在第一架完整的试验飞机上完成。根据所需要防护的复杂程度,可能需要附加的检验。

#### “3.2 性能要求

##### 3.2.1 系统特性

##### 3.2.1.1 材料

飞机防火灭火系统所选用的材料应能满足预定用途,并经国家鉴定合格。所用的新材料均需进行充分的试验以证明符合使用要求。材料选择应按\_\_\_\_\_,腐蚀控制要求应按\_\_\_\_\_。”

#### 理由(3.2.1.1)

关键运动部件或电气部件的腐蚀可能导致防护系统工作故障。防护设计中所用材料的腐蚀可能降低防护性能。

理论指导

确保已单独立项或者已作为飞机项目的一部份来确定腐蚀控制。

性能参数

包括飞机设计结构和舱的细节、各系统和设备设计的细节、材料选用、设计部位的环境条件。

“4.2 性能验证

4.2.1 系统特性

4.2.1.1 材料

系统的材料选择及其防腐控制应通过分析、检查和试验(新材料)来进行验证。”

理由(4.2.1.1)

防护系统的正常工作以及防护设计的正常性能是飞行安全的关键因素。

理论指导

可通过各种方式来完成验证,可按需要使用文件评定、检验、分析和试验。

“3.2.1.2 抵抗险情

防火灭火系统在遇到任何可能的险情时,不应降低系统执行其预定功能的能力。”

理由(3.2.1.2)

防火灭火系统必须设计成在暴露于可能存在的有关险情或其它险情时,不得使系统性能下降到不能执行其必要功能的程度。系统应包括动作部件(探测器、灭火剂喷射器)、连接电线以及可能暴露于险情中的所有必要部件。

理论指导

应标识在执行功能的位置处或在其安装途径中可能出现的所有潜在险情,并且应由试验来验证系统在暴露于这些险情之后的工作能力。通常,险情涉及着火和过热状态。在过去验证系统和部件承受着火险情的能力时已成功地使用了 1100℃的火焰(SAE AS 1005)。这并不意味着这一要求对于所有系统都是可达到的或是实际的。但是,通过使用余度部件,此目标是可达到的。例如,如果探测系统一部份由于遇火而性能降低,系统的其余部份可以探测险情。

性能参数

包括火焰温度、时间以及空气温度。

经验教训

国外某型号飞机发动机舱火警探测系统在轮舱部分的电线不防火。轮舱区域着火引起发动机舱火警探测系统假报警,以致如果发动机舱确实发生着火,系统则不可能探测。相关的报告也表明该飞机发动机舱防火墙外面的燃油切断阀电线也因发动机舱着火而损坏,从而丧失切断燃油的能力。

“4.2.1.2 抵抗险情

应按\_\_\_\_\_验证\_\_\_\_\_防火灭火系统在遇到任何可能的险情后,不应降低执行其预定功能的能力。可能存在的险情应由着火险情分析来确定。”

理由(4.2.1.2)

为确保防火灭火系统能执行所规定的功能(探测、灭火),必须验证有关的险情或其它假设

的险情将不会使系统性能降低。

#### 理论指导

应按 4.1 条的要求,完成所要求的分析和检验并用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分。验证防火灭火系统抵抗险情的能力的最实际的方法是实验室试验。防火灭火系统和部件应设计成承受 1100℃ 火焰,历时 5~15 分钟(取决于系统和部件的位置以及系统设计的特点,例如采用余度部件)对于低一级的险情,应使用其它合适的验证试验。

#### “3.2.1.3 环境条件

防火灭火系统的设备(元件、附件)应能经受下列环境条件,并能保证其正常的功能。

环境	要求
加速度	_____
腐蚀	_____
分解和检验	_____
电磁和无线电干扰	_____
爆炸	_____
燃油和滑油浸渍	_____
霉菌	_____
湿度	_____
盐雾	_____
冲击	_____
太阳辐射(阳光)	_____
温度	_____
温度—湿度—高度	_____
温度冲击	_____
振动	_____”

#### 理由(3.2.1.3)

防火灭火系统在可能遇到的所有环境条件下应能完全地工作并能执行预定的功能。该项要求的目的在于对防火灭火系统各部件所处的工作环境规定一个合适的限度。环境条件对各部件的工作可靠性影响最大,不同的部件对环境条件的敏感度差异也很大,因此要针对各部件的特定使用条件逐个地规定环境条件,并对其作合理的验证。

#### 理论指导

GJB 150、HB 6167 可作为制定各部件环境条件要求的指南。另外,一些分系统规范和部件(设备)通用规范也都有环境条件规定,通常规范中都假设了最不利的环境,为满足这些高严酷度、独立的、保守的标准,将大大增加部件(设备)的研制成本和拖长研制周期。环境条件应真实、准确、综合、全面权衡、结合型号,满足要求,对规范的要求实施合理、有效的裁剪和取舍,应考虑采用综合环境可靠性试验。环境压力载荷设计应保障各部件(设备)在规定使用条件下,有

适当的安全系数,防止部件(设备)的故障或失效。

影响环境条件的主要因素有飞机的类型、用途、技术要求、部件(设备)的类型和特性及安装部位的环境(包括大气、热、电磁、噪声、振动、温度等因素)。

经验教训

对险情防护设计和防火灭火系统产生最不利影响的环境因素是温度和振动,其它因素在不同程度上影响设计和系统部件。

“4.2.1.3 环境条件

环境试验应按以下要求进行:\_\_\_\_\_。”

理由(4.2.1.3)

飞行安全性和准备使用状态都要求防火灭火设计和防火系统能够承受预期的工作环境条件或者能在此环境条件下工作。

环境试验的目的在于考核各部件(设备)在规定使用条件下工作的可靠性。因此要求环境试验项目选择合理,试验方法应正确反映各部件(设备)预期的工作环境,对试验方法的规定应准确、明确、合理。

理论指导

应在进行4.2.2.3.1条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的任何分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分。

对于部件,应进行环境试验以评估部件的关键特性。环境试验的典型方法是按GJB 150、HB 6167。环境试验应根据部件(设备)的实际情况,在试验项目上有所取舍,环境条件的严酷程度应符合部件(设备)实际使用情况,在试验方法上应准确反映其实际工作环境。GJB 150、HB 6167所提供的通用环境试验方法,只要认定是适用的,应优先采用。超出规定的特殊要求应另行制定试验方法。防火灭火系统部件及元件的全面环境试验方法推荐如下:

加速度	HB 6167. 16	GJB 150. 15
声振	HB 6167. 15	GJB 150. 17
砂尘	HB 6167. 10	GJB 150. 12
爆炸	HB 6167. 7	GJB 150. 13
霉菌	HB 6167. 11	GJB 150. 10
湿热	HB 6167. 4	GJB 150. 9
防水	HB 6167. 8	GJB 150. 8
盐雾	HB 6167. 12	GJB 150. 11
冲击	HB 6167. 5	GJB 150. 18
太阳辐射(阳光)	GJB 150. 7	GJB 150. 7
温度—湿度—高度	HB 6167. 2	GJB 150. 6
温度变化	HB 6167. 3	GJB 150. 5
振动	HB 6167. 6	GJB 150. 16

可能需要其它试验方法来评定腐蚀、燃油和滑油浸渍、电磁和无线电干扰、分解和检验造成的影响。

“3.2.2 功能分系统特性

3.2.2.1 着火险情防护

3.2.2.1.1 预防性设计的部位

应在可能存在潜在火情或者可能直接或间接导致单个故障的所有部位提供预防性设计，目的是消除或减少着火的发生。”

理由(3.2.2.1.1)

正如以前所述，着火险情防护是提供防火安全性的优选方法。此项要求的目的在于确保为由于单个故障而可能导致(直接或间接地)潜在险情的飞机内所有部位提供预防性设计，应将对火警探测和控制的需求减至最小，从而降低整个防火灭火系统的复杂程度。

理论指导

不允许给定部位处同时无控制地存在着火的三个基本因素(燃料、火源和助燃剂)，便可实现着火险情预防。推荐的预防性设计有：减小易燃材料着火险情、减小安装着火危险性、隔离、分离、通风、冷却、排漏、搭铁和雷电防护。

性能参数

包括飞机结构设计、装配程序、操作系统设计和飞机维护性要求。

“4.2.2 功能分系统特性验证

4.2.2.1 着火险情防护

4.2.2.1.1 预防性设计的部位

应根据分析和检验来验证为3.2.2.1.1条规定的各部位所提供的预防性设计。”

理由(4.2.2.1.1)

所有需要部位的预防性设计措施是合适防护飞机着火危险性的最重要的措施。

理论指导

给定位置对预防性设计的要求取决于在该位置同时无控制地存在两种基本要素的出现概率。

在相应的系统设计评定过程中，应通过分析和检验来确定需提供预防性设计的所有必需位置。此种分析和检验应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部份。

“3.2.2.1.2 减小易燃材料着火险情

3.2.2.1.2.1 结构材料

本规范所述设计应适用于飞机结构(包括所有飞机部件及附件)广泛使用的材料。

3.2.2.1.2.1.1 所有材料应与飞机正常工作所需油液，水和\_\_\_\_\_相容而无损坏。

3.2.2.1.2.1.2 不应使用下列材料：会吸收可燃油液并使着火难以扑灭的材料；灭火后闷燃或发热并构成可能的复燃火源的材料；在使用部位最高环境温度加上\_\_\_\_\_℃下会自燃的材料。

3.2.2.1.2.1.3 使用非阻燃材料时，当这些材料用于\_\_\_\_\_时，燃烧速率不应大于\_\_\_\_\_；当用于\_\_\_\_\_时，燃烧速率不应大于\_\_\_\_\_。下列小零件不受此

要求的限制：\_\_\_\_\_。

- 3.2.2.1.2.1.4 使用阻燃材料时,其性能应符合\_\_\_\_\_的规定。
- 3.2.2.1.2.1.5 经处理而阻燃的材料应保持此阻燃品质\_\_\_\_\_。
- 3.2.2.1.2.1.6 飞机载人舱内不得使用发烟值超过\_\_\_\_\_的材料。装饰纤维及地毯的发烟值应符合\_\_\_\_\_的要求。
- 3.2.2.1.2.1.7 应按\_\_\_\_\_控制使用在安装条件下可能散发有毒气体或在遇到热或火焰时会生成有毒气体的材料。”

理由(3.2.2.1.2.1)

消除飞机结构中的易燃材料是人们所希望的,但是此乃目前无法达到的目标,必须采用相应的设计以减少可燃材料着火危险性。这一设计原则应最大限度地应用于飞机结构,包括部件和附件。

理论指导

a. 对于 3.2.2.1.2.1.1 条,应避免使用与飞机工作所需油液、水以及飞机维护或清洗所需用的液体不相容或易遭这些油液损坏的材料,此种损坏的形式可能以隐形形式导致着火险情,因为许多材料性能恶化形式不能用目视检查来发现,所考虑的工作油液有燃油、液压油、滑油及灭火剂。

b. 对于 3.2.2.1.2.1.2 条,易吸收易燃油液的材料一旦点燃,便存在难于灭火的问题,因为充满油液的材料可能成为一个大火盆。在这些材料长度很长的情况下,它们还可能起到火焰传播器的作用。灭火后闷燃的材料可能导致复燃,并存在损害机组人员健康的危险性,如果用于载人舱内,可能引起恐慌而对飞机其它部位实施灭火。应注意材料自燃的危险性。当点燃温度足以高于使用环境温度范围上限时,则可使用此种自燃材料。对于内部用材料,推荐的温度余量为 10℃。

c. 对于 3.2.2.1.2.1.3 条,应将非阻燃材料的用量减至最小,并尽可能避免使用。由于这些材料适合于执行其预期的功能,因此在许多飞机零部件中都有使用,控制这些材料着火危险性的最好方法是规定其最大燃烧速率。FAA 限定聚丙烯窗和标牌一类的零部件、合成橡胶材料、仪表组件、带、束具、货物捆扎带、容器及货盘等为 64mm/min,对于火焰传播影响不大的小零件(旋钮、防腐条、滑轮、电气件等)不作要求。对于某些非常规的限制使用的零部件,FAA 允许其燃烧速率为 100mm/min。

关于燃烧速率的要求和测定方法见 CCAR 25。

d. 对于 3.2.2.1.2.1.4 条,减少易燃材料着火险情的最好方法是选择不支持燃烧的材料,并且如果点燃,当移开热源时,材料将不继续燃烧,这些属于自熄或耐火材料。FAA 要求将这类材料用于天花板、护墙板、隔舱板、结构地板、储存舱以及类似的零部件,并规定平均碳化长度不超过 150mm。FAA 要求将这些材料用于地板覆层,家具覆盖饰物、垫、填芯料、厨房用具、绝热层、舱衬垫、管道及类似零部件,并规定其平均碳化长度不超过 200mm。在两种情况下,离火后最长时间为 15 秒,余辉时间未作规定,但是对第一种情况,滴落物发光不超过 3 秒,对第二种情况则不超过 5 秒。

e. 对于 3.2.2.1.2.1.5 条,某些耐火材料可能是天然的,但大多数是经处理后达到此质

量要求的标准材料,应确定清洗(干洗或湿洗)对此种处理的影响,以及为保持此种质量而要求作重新处理的时间间隔。

f. 对于 3.2.2.1.2.1.6 条,烟雾除了损害机组人员健康外,并降低能见度。用于载人舱内的材料应具有低发烟值。

g. 对于 3.2.2.1.2.1.7 条,大多数材料在燃烧时,将产生一些有毒生成物。经处理而耐火的材料,更是如此。选用的材料不应产生在数量上大于环控系统所能处理的有毒燃烧生成物,有些经处理而耐火的材料在安装于暖环境中或由于阳光或其它热源的加热便可能排放有毒气体。应避免使用这些材料。

#### 性能参数

飞机结构细节、所要求的飞机内生活器具、设备、系统的细节、计划中飞机的使用条件(环境条件)。

#### “4.2.2.1.2 减小易燃材料着火险情

##### 4.2.2.1.2.1 结构材料

应根据分析和检验来验证对飞机结构(包括所有部件和附件)材料已广泛使用的减少易燃材料着火险情设计。应根据下列内容来验证是否符合 3.2.2.1.2.1 条规定的设计特性。

- a. \_\_\_\_\_
- b. \_\_\_\_\_
- c. \_\_\_\_\_
- d. \_\_\_\_\_
- e. \_\_\_\_\_
- f. \_\_\_\_\_
- g. \_\_\_\_\_”

#### 理由(4.2.2.1.2)

必需在最大可能范围内使用这些预防性设计,以减少对探测和控制设施的需求。必须验证预防性设计的合适程度,以消除不合适的设计并避免付出代价进行改型。

#### 理论指导

应在进行 4.2.2.1.1 条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分。可使用分析、实验室试验、零部件试验及演示来验证符合所要求的设计特性。对于验证符合吸收油液及闷燃设计特性,检验和演示已足以满足要求,对于耐油液损坏、兼容性及自燃设计特性,可能需要进行验证试验。燃烧特性(燃烧率、碳化长度、燃尽时间、余辉时间、发烟、有毒气体生成)的验证必须基于合适的试验,试验应按有关标准进行。在这些设计验证中,都可包括分析方法。

#### “3.2.2.1.2.2 机载易燃物

应在最大可能范围内采取措施,以使为执行飞行任务以及为使机组人员舒适而必需的机载易燃物无着火危险性。这些措施应包括:

- a. \_\_\_\_\_。

b. \_\_\_\_\_。

c. \_\_\_\_\_。”

理由(3.2.2.1.2.2)

飞机严格实施防火时,必须考虑可能携带的易燃物。

理论指导

在载人舱内提供储存区域,储存必要物件(诸如毯子、枕垫、地图、手册、报纸及其它类似易燃物)。厨房内应提供合适的储存区域,用于储存食品包等。正确设计这些区域,以致不能由灯泡、火柴、冒烟物或其它热源点燃其内物件。应提供耐火密闭容器,存放废弃物。应提供足够数量的耐火、自容、可卸、带盖烟灰盒,如果舱内无所要求的烟灰盒,这些舱内应设置禁止吸烟的标牌。

性能参数

包括所储存物品的类型和数量。

“4.2.2.1.2.2 机载易燃物

应根据分析和检验来验证为防止机载易燃物着火而广泛使用的减少易燃材料着火危险性设计,应根据\_\_\_\_\_来验证提所提供的设计的合适性。”

理由(4.2.2.1.2.2)

此乃减少结构着火险情要求中的必要附加要求。

理论指导

应在进行4.2.2.1.1条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分。可使用部件试验、地面试验和演示来验证所提供设计的合适程度。有关的耐火试验见SAE AS 1055。

“3.2.2.1.3 减少安装着火危险性

应将下列设计用于分系统(例如动力装置、燃油系统、起落架)安装:3.2.2.1.3.1分系统安装及有关设备的设计应使得分系统的正常工作不会导致着火或使火灾蔓延。

3.2.2.1.3.2 分系统安装及有关设备的设计应使得由于故障或事故而引起的着火险情减至最小。

3.2.2.1.3.3 与飞机外表面所共用的分系统安装边界应设计成火灾不会由于流过飞机的自然气流而在分系统之间快速蔓延。”

理由(3.2.2.1.3)

良好的分系统安装设计应包括防火。

理论指导

a. 确保燃油系统空中放油设施设计成直接将燃油放出机外,进而应确保放出的燃油不会喷溅到飞机任何部位而导致着火,在任何已知的飞行任务姿态下,放出的燃油不应重新回到飞机内。

b. 动力装置安装应考虑凸起在气流中的部位成为火焰稳定器的可能性。在高气流量条件下,凸起在空气流中的部位保持单独的火焰,其可能持续存在,并且在使用灭火剂后造成再次

复燃。此问题与主发动机和辅助动力装置有关,为防止此问题的出现,可在短舱安装的内部和外部采用光滑气动设计。

分系统安装及有关设备设计应包括防止系统部件、输送油液的管路及电线彼此之间相互干涉或与飞机结构、隔框等相互干涉,并且防止遭受损坏。导管和电线相互之间或与结构等的摩擦,可能导致易燃油液管或通风管泄漏及电线绝缘层损伤而产生着火。导管和电线应有合适的间距,以防止可能导致上述损坏的相互干涉。应使用牢固的固定措施。导管和电线穿越隔框处,应使用弹性材料加以防护。对潜在的干涉和磨损区域的仔细分析是确保安全安装的重要措施。

系统导管和电线应尽可能直接地铺设,以减少着火险情。凡实际可能之处,应将易燃油液系统管路铺设在液箱内,以减少由于接头失效或管路或电线损坏而造成的潜在着火险情。目的在于减少可能受损或者以正常或意外方式失效的管路和电线的长度,从而减少由于无控制的易燃油液、火源的存在而导致着火险情。

应避免油液导管尖角弯曲或限流。所安装的导管不应处于应力状态。导管安装应使结构振动或变形不会附加于导管而造成损坏,在结构与发动机或类似型式的安装之间应使用柔性流体导管连接件。

c. 起落架舱门或其它类似开口的舱门都应设计成在关闭时能紧密密封,以防止后面气流着火进入这些舱内并点燃其内的易燃物。

#### 性能参数

包括飞机设计、结构和舱的细节、各分系统和设备设计的细节、材料选择及设计部位的环境条件。

#### “4.2.2.1.3 减少安装着火危险性

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的减少安装危险性设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的设计的合适性。”

#### 理由(4.2.2.1.3)

必需在最大可能范围内使用这些预防性设计,以减少对探测和控制设施的需求。必须验证所提供设计的合适程度,以消除不合适的设计并避免付出代价进行改型。

#### 理论指导

应在进行4.2.2.1.1条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分。

a. 应通过演示来验证所提供的设计是否适合于防止由于系统正常工作而导致的着火险情。对于空中放油系统,应使用染色液体来演示无燃油或油气喷溅到或进入飞机任何部位,并且在所有正常飞行条件下不应引起不安全状况。在选定的使用条件下记录数据,包括电影摄影。

b. 可根据实际设计情况,通过检验、试验或演示来验证所提供的设计是否适合于减少由于故障或事故而导致的着火险情。可能需要试验或演示来表明已从动力装置安装中清除起火焰稳定器作用的部位。应在执行飞机地面和飞行试验大纲的过程中,通过检验各分系统的安装来验证所提供的设计是否适合于防止由于部件、导管、电线等相互干涉,导管或电线铺设,或者

导管或电线制造和安装而造成的着火险情。建议在飞行试验大纲期间,按时间 50 小时间隔进行这些检验。凡实际可行时,在下列飞行状态和机动之后应进行附加检验:

- (1)最大正  $g$  和负  $g$  机动
- (2)最大滚转和侧滑机动
- (3)最大爬升和下降
- (4)临界速度刹车和反推力作动

c. 可能需要通过演示来验证所提供的设计是否适合于防止由于气流使火沿飞机外表面从一个分系统扩散到另一个分系统。

#### 经验教训

在使用染色液体作燃油喷溅试验时,应目视检查飞机,不得仅相信电影影片。

#### “3.2.2.1.4 隔离

应在最大可能范围内采用隔离设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情,关于隔离设计要求\_\_\_\_\_。”

#### 理由(3.2.2.1.4)

隔离是防止发生着火的一种有效手段。

#### 理论指导

隔离通常与本规范所列的一种或多种其它设计一起使用,已将隔离设计用于易燃材料、易燃油液及油气、火源。如果易燃油液或油气有到达火源的通路存在或者燃烧的油液或油气有移动到飞机其它部分的通路存在,则将存在着火险情。液密或气密的隔离屏是提供这些隔离的最佳方法(3.2.2.3.5),此种设计适用于易燃油液箱、发动机舱及飞机本身,其目的在于限制易燃油液和油气从飞机内有控制的地点扩散到无控制之处。对于靠近人员舱、货舱、发动机舱、电子设备舱的易燃油液箱,除了由油液和油气储存舱所提供的屏障外,还应采用第二道液密或气密隔离屏,与这些舱隔离,这可减少由于正常方式或意外事故所引起的易燃油液泄漏所造成的着火。

对于所有飞机的发动机安装,不管发动机的数量和相对位置如何,都应包含隔离油液和油气的隔离屏,借助此隔离屏将发动机的附件段和压缩机段或包含很多易燃油液管路和附件的舱所在段与温度超过  $370^{\circ}\text{C}$  的任何发动机表面相隔离。此隔离屏的作用在于防止易燃油液和油气与发动机的热段相接触。如果不可能隔离温度超过  $370^{\circ}\text{C}$  的发动机表面,应将附件置于较远位置(3.2.2.1.5)并且与发动机舱隔离。为使易燃油液点燃的可能性减至最小,应将易燃油液系统部件与正常工作或意外事故中可能产生电弧的电气设备相隔离,以使易燃油液点燃的可能性减至最小。

隔离屏的设计适用于氧气系统和设备。将氧气管路和储氧箱与输送易燃油液和油气的管路和液箱相隔离,以减小泄漏的氧气促使火情加重的机会。使用 GJB 1565 的要求设计和安装氧气系统。

另一种隔离设计用于防爆电气设备,此设计应该用于位于潜在易燃油液泄漏区内的电气设备。

## 性能参数

包括彼此之间隔离的以及与火源隔离的材料和(或)油液的类型,隔离屏和防爆设备的位置,材料选用、设计部位的环境条件。

## “4.2.2.1.4 隔离

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的隔离设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的隔离设计的合适性。”

## 理由(4.2.2.1.4)

必需在最大可能范围内使用这些预防性设计,以减小对探测和控制设施的需求。必须验证所提供设计的合适程度,以消除不合适的设计并避免付出代价进行改型。

## 理论指导

应在进行4.2.2.1.1条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分。可使用全机试验、实验室试验、部件试验、地面试验和飞行试验及演示,来验证所提供隔离设计的合适程度。

## “3.2.2.1.5 分离

应在最大可能范围内采用分离设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。关于分离设计要求\_\_\_\_\_。”

## 理由(3.2.2.1.5)

分离是防止着火的一种有效手段。

## 理论指导

分离设计通常与本规范所列的一种或几种其它设计一起使用。分离设计已用于可燃材料、易燃油液及油气、火源。分离涉及系统、设备及管路(含有上述险情)相互之间的物理关系,以及它们与具有对它们造成险情的故障模式的其它飞机部件之间的关系。一种分离设计是在导管及设备所处位置使泄漏油液通过重力、气流或管路内部压力的作用而与火源接触的可能性减至最小。所有易燃油液管路最好铺设在电气设备和电气导管的下面。易燃油液管路不得经过空气入口管或压力通风管铺设,并且电线不得经过排漏管铺设。燃油管不应通过人员舱或货舱铺设。在燃油导管必需穿过载人舱或货舱时,管路中的管接头数目应保持最少,接头应设有护罩(3.2.2.1.4条)及排漏设施(3.2.2.1.8条)。不应将燃油泄漏源(诸如管接头)置于可以点燃燃油的物品附近,或置于可以点燃燃油的条件下。燃油箱不应置于发动机舱、载人舱及货舱内,应避免将燃油箱设置在发动机舱的上部。如果燃油箱必须位于发动机舱的上部,则应采取措,防止燃油箱泄漏物进入发动机舱或排气系统。关于燃油系统设计见HB/Z 146。不允许将设备、部件或管路置于火区内,除非需要其在火区内工作或执行功能。分离设计应该用于行李舱或储存室的照明,应正确设置这些照明灯的位置或对这些灯采取防护措施,以防止点燃这些舱内物品。应采取绝热层使设备的高温表面与易燃材料隔离。

## 性能参数

包括需彼此分离的以及与火源分离的材料和(或)油液的类型、飞机内需分离的空间、材料选用及设计部位的环境条件。

## “4.2.2.1.5 分离

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的分离设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的分离设计的合适性。”

理由(4.2.2.1.5)

必需在最大可能范围内使用这些预防设计以减小对探测和控制设施的需求。必须验证所提供的设计的合适程度,以消除不合适设计并避免付出代价进行改型。

理论指导

应在进行4.2.2.1.1条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分,可使用全机试验、实验室试验、部件试验、地面试验和飞行试验及演示来验证所提供分离设计的合适程度。

“3.2.2.1.6 通风

应在最大可能范围内采用通风设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。关于通风设计要求\_\_\_\_\_。”

理由(3.2.2.1.6)

通风是防止着火的一种有效手段。

理论指导

通风通常与冷却(见3.2.2.1.7条)和排漏(见3.2.2.1.8条),以及本规范所列一种或几种其它设计一起使用。通风设计用于易燃油液、油气。通风利用气流来阻止易燃物、腐蚀性气体及易爆气体—空气混合物在飞机舱内聚集。此设计适用于飞机中可能出现易燃油液和油气泄漏的所有舱内。在所有的预期飞行和地面条件下,通风设施应适于将所有危险性油气排出机外安全部位。在确定通风设施的尺寸及位置时,应考虑因正常或意外损坏而造成的泄漏。在任何地面或飞行条件下,不允许系统气流逆向流动或处于无气流流动状态,在所有条件下,都应提供单向流动气流,确保从飞机中排出的油气在任何使用条件下都不会接触发动机排气尾流或机轮刹车、冲击到飞机上,或重新进入飞机,并造成不安全状态。发动机通风可能必须接触排气尾流。空气入口位置不应为结冰所堵塞,如果结冰达到使气流受到不利影响的程度,应确保入口有合适的防冰措施,在由油液或油气隔离屏分隔而成的各舱内,应为每个舱提供单独的空气入口,并确保在这些舱之间无空气交换。来自其它通风系统的空气可排放到火区,只要空气温度为93℃或者低于93℃,并且不能混入因泄漏而产生的易燃油液、腐蚀性气体。确保任何火区舱的所用通风气流能排放到机外,并且不排入任何其它通风系统。

性能参数

包括要排除的油气类型和数量、需通风的舱的位置、所需气流空气入口和出口的位置和尺寸、导管铺设、材料选择、设计部位的环境条件。

“4.2.2.1.6 通风

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的通风设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的通风设计的合适性。”

理由(4.2.2.1.6)

必需在最大可能范围内使用这些预防性设计,以减少对探测和控制设施的需求。必须验证

所提供设计的合适程度,以消除不合适的设计并避免付出代价进行改型。

#### 理论指导

应在进行 4.2.2.1.1 条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分,应使用实验室试验、部件试验、地面试验和飞行试验及演示来验证所提供的通风设计的合适程度。通风试验应按 GJB 243 冷却程序进行。

演示是验证排出的油气未重新进入飞机任何部位或造成任何不安全状态的最好方法。此项演示可与排漏设计验证演示(3.2.2.1.8 条)协调进行。

#### “3.2.2.1.7 冷却

应在最大可能范围内采用冷却设计,以防止由于无控制的 \_\_\_\_\_ 而导致着火险情。关于冷却设计要求 \_\_\_\_\_。”

#### 理由(3.2.2.1.7)

冷却是防止着火的一种有效手段。

#### 理论指导

冷却设计通常与通风(3.2.2.1.6 条)及本规范所列的一种或几种其它设计一起使用。冷却设计适用于火源。本设计用于飞机内可能存在热源和火源的所有舱和其它区域。所提供的冷却应有足够的能力来确保在任何使用条件下都不会超过飞机内已确立的所有温度极限。这包括所安装设备的温度、任何附属设备温度、支撑结构温度及舱体温度。发动机舱和动力舱是运用冷却设计的主要区域。电子电气设备舱也是要考虑的区域。在确定冷却设施的尺寸和位置时,应考虑由正常或意外损坏而引起的热表面,应将冷却空气入口设置在易燃油液和油气、腐蚀性油液和油气及发动机排气不可能进入系统之处。不应从发动机进气道引取冷却空气,来自风扇函道的空气可用于冷却发动机部件。在所有地面和飞行条件下,提供单向流动气流。在任何地面或飞行条件下不允许系统气流逆向流动,或处于无气流流动状态,确保从飞机中随同冷却气流一起排出的易燃油气或腐蚀性的油气在任何使用条件下都不会接触发动机排气尾流或机轮刹车、冲击到飞机上或重新进入飞机并造成不安全状态。但是,发动机冷却空气可能必须接触排气尾流。确保用于冷却任何火区舱或装在滑油散热器、发动机、变流机、电动机等设备的舱或 APU 舱的气流排放到机外,并且不排入其它任何冷却系统。

#### 性能参数

包括热表面火源的位置、持续时间、频率、所需气流量、空气入口和出口的位置和尺寸、导管铺设、材料选用及设计部位的环境条件。

#### “4.3.3.1.7 冷却

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的 \_\_\_\_\_ 引起着火而广泛使用的冷却设计。应根据 \_\_\_\_\_ 来验证所提供的冷却设计的合适性。”

#### 理由(4.2.2.1.7)

必需在最大可能范围内使用这些预防性设计,以减少对探测和控制设施的需求,必须验证所提供设计的合适程度,以消除不合适的设计并避免付出代价进行改型。

### 理论指导

应在进行 4.2.2.1.1 条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分,可使用实验室试验、部件试验、地面试验和飞行试验及演示来验证所提供的冷却设计的合适程度。冷却试验应按 GJB 243 冷却程序进行。符合已确定的温度极限。最好的方法是通过演示来验证排出气体不会进入飞机的任何部位,或造成任何其它不安全状况。此演示可与排漏设计验证演示(见 3.2.2.1.8 条)同时进行。

### 经验教训

对于飞机空中飞行、地面使用及发动机停车后的所有时间周期,重要的是确定可能暴露于热表面位置的每项零部件(发动机、设备、结构等)的最大环境温度。应符合制造厂商对发动机设备等的温度极限。必须在不使用地面辅助冷却设备的情况下,满足发动机停车后温度极限。

#### “3.2.2.1.8 排漏

应在最大可能范围内采用排漏设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。关于排漏设计要求\_\_\_\_\_。”

理由(3.2.2.1.8)

排漏是防止飞机着火的一种有效手段。

### 理论指导

排漏的用途在于消除易燃物或腐蚀性油液的泄漏物堆积增厚,并且将有助于阻止易燃物、腐蚀性油液聚集在飞机各舱内。通常与通风设计(见 3.2.2.1.6 条)及本规范所列的一项或几项其它设计一起使用。此设计可适用于飞机内可能出现危险的油液泄漏的所有舱。排漏设施应适合于在所有预期的飞行和地面条件下将所有危险的油液泄漏排放到飞机外部的安全位置。需要排漏的部位有发动机舱(特别是附件段)、辅助动力装置、囊式软油箱舱、油箱周围的干舱空间,以及带封严罩的燃油、滑油和液压油管路和设备,钣金件的凹坑及其它类似位置。

在确定排漏设施的尺寸及位置时,应考虑因正常或意外损坏而造成的泄漏,应在发动机吊挂、隔框提供足够数量的排漏孔,以允许泄漏物正常流动并聚集到低洼点,并从机身、发动机短舱、机翼或吊挂的底部排出,排漏孔所处位置应确保在任何地面或飞行条件下,都能使排漏油液自由地排出,并且不会回到已排漏舱或其它任何舱。可能需要向后开口的通气构,以确保不会产生空气回流并且不使已排出的油液或其油气回到舱内。所有排漏孔应位于在飞行中会产生抽汲力的位置。应确保排漏设施的安装在所有使用条件下都不使排放物与潜在火源(诸如 APU 排气、发动机排气气流或机轮刹车)相接触,或冲击到飞机上或进入飞机内,并不引起不安全状态。推荐排漏孔或排漏管的最小内径为 9.5mm。较小的尺寸可能被堵塞。当整个舱使用单个排漏孔时,排漏孔尺寸应相应增大。例如,当整个发动机附件段排漏系统使用一个排漏孔时,排漏孔的尺寸应与所有泄漏物(包括设备故障所引起的泄漏物)的量相容。在此情况下建议最小流通面积为 13cm<sup>2</sup>。

凡任何油液或油气回流可能产生着火险情或可能损坏任何相互连接的零部件时,不允许使排漏管相互连接,不得使燃油排漏口与部件密封排漏口或与排放滑油、液压油、水-酒精等的电气附件的排漏管相互连接。但是,每一具体类型油液的排漏管可以连接于机外某点处,只

要能够表明不存在从一个排漏口到另一个的回流,如果管路尺寸适于确保按上所述正确排漏,这些排漏口可以相互连接。

性能参数

包括排放的油液类型、排放油液量、排漏出口的位置、与火源有关的排漏管铺设,排漏管经舱隔框及结构的铺设,材料选用、排漏管和排漏出口位置处的环境条件。

“4.2.2.1.8 排漏

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的排漏设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的排漏设计的合适性。”

理由(4.2.2.1.8)

必需在最大可能范围内使用这些预防性设计,以减少对探测和控制设施的需求。必须验证所提供设计的合适程度,以消除不合适的设计并避免付出代价进行改型。

理论指导

应在进行4.2.2.1.1条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分,应使用实验室试验、部件试验、地面试验和飞行试验及演示来验证所提供的冷却设计的合适程度。就考虑合适的排漏而言,由于排漏口的位置或形态、排放油液的类型及数量,可能出现的问题,因此排漏设施应经受排漏试验。使用染色油液进行试验,用以验证所有可能有问题的和有潜在险情的排漏设施在能应用的飞机地面和飞行使用姿态和条件下,都是可接受的。需要试验的排漏设施以及有关的试验程序可以在系统分析中标识,应演示在服役期间可能遇到的所有可能条件下无燃油或雾气冲击到或进入飞机任何部位,或造成不安全因素。检验飞机上有无染色油液存在,确保无油液冲击到飞机上的现象。在选定的使用条件下,记录数据,包括电影和摄影。

“3.2.2.1.9 电气搭铁和雷电防护

应在最大可能范围内采用电气搭铁和雷电防护设计,以防止由于无控制的\_\_\_\_\_而导致着火险情。关于电气搭铁和雷电防护设计要求\_\_\_\_\_。”

理由(3.2.2.1.9)

电气搭铁和雷电防护是防止着火的一种有效方法。

理论指导

电气搭铁和雷电防护通常与本规范所列的一种或多种其它设计一起使用,电气搭铁和雷电防护设计已用于燃油系统,消除可能由电气设备、电线、静电或雷电引起的火源,关于电气搭铁和雷电防护应符合 HB 6129 的要求。

性能参数

包括燃油系统细节。

“4.2.2.1.9 电气搭铁和雷电防护

应根据分析和检验来验证为防止由于无控制的\_\_\_\_\_引起着火而广泛使用的电气搭铁和雷电防护设计。应根据\_\_\_\_\_来验证所提供的搭铁设计的合适性。”

## 理由(4.2.2.1.9)

必需在最大可能范围内使用这些预防性设计,以减少对探测和控制设施的需求。必须验证所提供设计的合适程度,以消除不合适的设计并避免付出代价进行改型。

## 理论指导

应在进行4.2.2.1.1条所要求的分析和检验的同时,完成所要求的分析和检验,并应用作为确定整架飞机所需防护而进行的着火险情分析的一部分,应使用实验室试验、部件试验、地面试验、飞行试验及演示来验证所提供的搭铁及雷电防护设计的合适程度。应按所选定的规范(HB 5876及HB 6129)进行。

## “3.2.2.1.10 坠机后着火的预防

应在最大可能范围内采用下列设计,以防止发生坠机后着火险情。

3.2.2.1.10.1 燃油包容特性\_\_\_\_\_。

3.2.2.1.10.2 替代燃油\_\_\_\_\_。

3.2.2.1.10.3 抑制火源特性\_\_\_\_\_。”

## 理由(3.2.2.1.10)

对坠机后着火预防是飞机防火灭火设计中需要考虑的另一个主要问题。记录表明,在一般性可幸存坠机事件中,着火后的人员伤亡率大大高于着火前的。

## 理论指导

在坠机条件下,机载燃油是最大的着火险情。燃油泄漏、喷溅、汽化都有可能成为火源。火源还包括发动机热部件、金属撞击时产生的火花放电、电气部件及电路损坏时产生的火花(图A1)。燃油的高挥发特性迅速引起着火,难以控制,使伤亡率增大。预防燃油燃烧可以由下列几种方法来完成:消除火源、燃油包容、改变燃油特性。

## 性能参数

包括燃油及其它易燃油液以及其系统的设计和布局、电气系统设计和布局、材料选用、高温系统和设备的位置、部件故障方式及影响。

## 经验教训

所提供的预防性方法包括抑制火源、燃油包容、代用燃油。一般而言,坠机事件中必须考虑的火源为电源、热表面、摩擦火花或火焰。控制形成着火的三个基本要素,可实现防火。

## 燃油包容

飞机燃油包容是减少或防止火烧伤亡率的最有效方法。在设计阶段,采用燃油包容性设计,消除机上人员受坠机着火伤害的可能性或不允许油箱轻易受损,应对油箱布局、形状、材料、接头及附件加以考虑。采用“分离”(3.2.2.1.5条)设计指导中所述的有关设计(诸如不在载人舱内或货舱内设置油箱)。

燃油包容性设计准则按FAA ADS-24等文件

良好的初始燃油包容性设计特性能够补充初始结构程度,并且无需付出代价进行改型。

## 易燃油液部件及管路

不应使输送易燃油液的部件和附件处于在坠机环境下与地面接触的位置。易燃油液管路

以上内容仅为本文档的试下载部分，为可阅读页数的一半内容。如要下载或阅读全文，请访问：<https://d.book118.com/757103106031006103>