



专用条件

编 号：SC-23-16

日 期：2023-05-25

局长授权颁发：

AG100型飞机发动机电子控制

本专用条件根据中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）颁发。

1. 生效日期

自颁发之日起生效。

2. 背景

AG100 飞机发动机 Rotax 915 iSc3 C24 已取得 CAAC 型号认可证，编号 VTC139E，该发动机的 EEC 系统随发动机取证进行了验证。根据 § 23.1309(f) (1) 要求，作为合格审定过的发动机一部分的动力装置系统不包含在 § 23.1309 的要求范围内，而且审定基础中相关条款 § 23.1141 和 § 23.1143 的要求也不能涵盖对活塞发动机 EEC 系统的安全性要求。因此，AG100 飞机型号合格审定适用规章 (CCAR-23-R3) 没有完全包含 EEC 系统在飞机上的安装要求。

为保证 AG100 飞机安全运行，根据中国民用航空规章第 21 部《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21-R4) 第 21.16 条（一）款第 1 项的要求，对 AG100 飞机发动机电子控制系统装机制定专用条件。

AG100 飞机为单活塞发动机飞机，飞机正常运行时无法控制发动机功率或者丧失发动机功率即为发动机失去功率控制 (LOPC)。

根据 FAA AC 33.28-3 和 EASA AMC 20-3B, 活塞发动机电子控制系统必须至少达到传统机械液压式活塞发动机控制系统等效的安全水平, 对于单活塞发动机飞机, 其 EEC 系统发生 LOPC 的次数小于每百万飞行小时 45 次(4.5×10^{-5} 每飞行小时), 是可以接受的最低安全水平。

Rotax 915 iSc3 C24 发动机取证时确定的安全性指标中, LOPC 的目标概率为不大于 4.5×10^{-5} 每飞行小时, 为了确保飞机具有足够的安全水平, 必须对装机后的 EEC 系统进行评估, 使飞机 LOPC 的概率至少要保持发动机取证时的水平。

基于以上说明建立以下要求: *对于装机后的发动机电子控制 (EEC) 系统, 必须保证其失效模式 (单个失效或故障或可能的失效组合) 造成飞机失去功率控制 (LOPC) 的概率不大于该发动机取证时 LOPC 的目标概率。*

另外, 依据 AG100 飞机闪电防护和 HIRF 防护要求评估的结果, EEC 系统受闪电间接效应和 HIRF 影响的危害等级是危险的, 但是参考其他同类飞机 EEC 系统安装专用条件的要求, 对 AG100 飞机 EEC 系统, 闪电间接效应和 HIRF 影响导致飞机出现 LOPC 的危害等级按灾难等级进行要求。

基于以上说明建立以下要求: *必须对装机后的 EEC 系统进行闪电间接效应和 HIRF 影响评估。EEC 系统受闪电间接效应和 HIRF 影响导致 LOPC 的危害等级是灾难的。*

传统机械式发动机控制系统, 通过机械、液压或气动部件实现系统传动和控制功能, 但控制系统本身不具备余度和限制运行能力。带 EEC 的发动机控制系统, 可以对系统状态实时监控并进行精准控制, EEC 系

统的余度设计使飞机在允许的发动机功能和/或余度丧失情况下仍进行签派放行，即 AG100 飞机具备限时运行(TLO)能力。TLO 的目的是在飞机的安全没有受到显著影响时，能够按原计划进行维护，所以要求带 EEC 活塞发动机飞机实施 TLO，必须保证飞机在发动机及其附件正常检查或翻修的间隔期内能持续保持安全运行。

为符合上述对 TLO 运行装机批准的要求，必须满足以下准则：

1、用于 TLO 运行的发动机必须获得批准，并且所有与 TLO 相关的发动机限制和安装手册要求必须得到满足。

2、带有 EEC 系统的发动机装机后，飞机级的 LOPC 总概率不得大于 § 33.28 中发动机批准时所要求的概率。对于单发活塞飞机，全勤构型 LOPC 发生率不大于每百万飞行小时 45 次 (4.5×10^{-5} 每小时)。

3、在以下时间点对 TLO 故障进行检查，以先到者为准：

- a) 计划的重要维修间隔(阶段检查、不超年检，等)；
- b) 飞机停机进行大修或检查(重大损伤、硬着陆检查等)的重大维修。不包括日常维护(过滤器更换、液体检查等)；
- c) 发动机的 CCAR-33 TLO 分析允许间隔。

4、TLO 实施应满足 AC33.28-3 相关要求。

基于以上说明，建立以下要求：*EEC 系统安装的各部件，其构造、布置和安装必须保证在正常检查或翻修的间隔期内能持续保持安全运转。*

由于飞机或系统级的功能集成要求，EEC 系统的设备、系统或装置包含了基本发动机控制之外的其他功能，即 EEC 系统出现功能整合。比

如推力管理，发动机指示(已作为发动机安装验证的部分除外)，发动机转速同步，点火控制，螺旋桨控制，自动顺桨等。现行有效法规并没有对这些整合功能的明确要求，但这些整合功能及其集成可能会引入系统失效和故障。所以应针对 EEC 系统附加功能及其集成建立要求，明确这些附加功能及其集成必须表明其符合 § 23.1309 的安全水平，不能因为附加功能所在的设备、系统、装置属于 EEC 而豁免 § 23.1309。

基于以上说明，建立以下要求：*EEC 系统集成了发动机基本控制功能以外的其他功能，这些功能所属系统失效或故障可能会对飞机安全性带来影响，因此，完成这些功能的其他系统不能豁免 § 23.1309 的安全性要求，必须满足 CCAR-23 部的安全性要求。如果适用，可以用发动机 CCAR-33 部的取证数据来表明 EEC 系统装机后 23 部飞机的符合性，申请人必须能够提供这些数据。*

3. 适用范围

AG100 型飞机。

4. 专用条件

EEC 装机按如下要求进行审查：

1) 对于装机后的发动机电子控制(EEC)系统，必须保证其失效模式(单个失效或故障或可能的失效组合)造成飞机失去功率控制(LOPC)的概率不大于该发动机取证时 LOPC 的目标概率。

2) 必须对装机后的 EEC 系统进行闪电间接效应和 HIRF 影响评估。
EEC 系统受闪电间接效应和 HIRF 影响导致 LOPC 的危害等级是灾难的。

3) EEC 系统安装的各部件，其构造、布置和安装必须保证在正常检

查或翻修的间隔期内能持续保持安全运转。

4) EEC 系统集成了发动机基本控制功能以外的其他功能, 这些功能所属系统失效或故障可能会对飞机安全性带来影响, 因此, 完成这些功能的其他系统不能豁免 § 23. 1309 的安全性要求, 必须满足 CCAR-23 部的安全性要求。如果适用, 可以用发动机 CCAR-33 部的取证数据来表明 EEC 系统装机后 23 部飞机的符合性, 申请人必须能够提供这些数据。