

正常类航空器发动机工作特性适航符合性研究

Research on Airworthiness Compliance of Normal Category Aero Engine Operating Characteristics

■ 肖毅 孙中海 李宏 / 中国民用航空江西航空器适航审定中心 曾平君 / 江西洪都航空工业集团有限责任公司
刘通 / 航空工业直升机设计研究所

作为航空器的“心脏”，发动机安装后工作特性的优劣直接关系到航空器能否正常飞行。针对发动机工作特性适航条款，结合正常类飞机及正常类旋翼航空器审定案例开展研究，给出条款的符合性验证方法与思路，对后续同类型号的研制与适航审定工作具有重要的参考价值。

正常类航空器包含正常类飞机和正常类旋翼航空器（通常为直升机），已经逐渐成为通用航空产业的主要机型^[1]。其适航审定也是航空器适航审定的重要组成部分，必须加以重点研究。正常类航空器可以配装不同类型的发动机，发动机与航空器的匹配是否良好直接关系到航空器能否正常飞行^[2-3]。本文以《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》（CCAR-23-R3，即23部R3版）及《正常类旋翼航空器适航规定》（CCAR-27-R2，即27部R2版）为基础^[4-5]，着重对正常类飞机及正常类旋翼航空器的发动机工作特性条款的适航符合性进行对比研究，分析条款原文及符合性验证方法的异同点，并根据具体型号的审定实践，明确条款验证的原则、流程及审定要点。

条款分析

CCAR-23-R3与CCAR-27-R2针对涡轮增压发动机要求大致相同，在条款原文中有以下两点差异：一是23部R3版要求在飞行中检查涡轮增压活塞式

发动机的工作特性，27部无此要求，这与航空器的发展及23部、27部的修订历史有关，我国适航规章的修订基本与美国联邦航空局（FAA）保持了一致，FAA在1964年发布第一版23部时并没有关于动力装置工作特性的条款，1969年FAA通过修正案的形式增加了第23.939条涡轮增压发动机动力装置工作特性，该条款起初也只针对涡轮增压发动机提出安全要求，直到1991年，由于涡轮增压活塞式发动机在正常类飞机上的大量应用，FAA在规章中才增加了关于涡轮增压活塞式发动机的内容，而此类发动机在旋翼航空器上应用较少，因此27部在对第27.939条制定与修订时均未增加相关的要求；二是27部针对调节器控制的发动机提出了传动系统扭转不稳定性要求，23部R3版无此要求，这主要是由于当发动机上调节器的响应频率与旋翼航空器传动系统的低阶固有扭转频率相重合或接近时，旋翼航空器上将出现一种受燃油控制的谐振反馈状态，如果没有适当的设计考虑或补偿，这种状态可能是发散的，将出现扭转不稳定性现象，正常类飞机没有旋翼传动

系统，因此不需要类似的规定。条款的原文对比如表1所示。

另外，23部R3版于2022年进行了修订换版，重新修订发布的23部对条款内容进行了大范围的调整与合并。与发动机工作特性相关的条款为第23.2425条动力装置工作特性^[6]。该条款主要是对23部R3版的第23.939条动力装置的工作特性及第23.903条发动机中起动、停转、再起动力相关内容进行了调整合并，使得条款的字面要求更加简洁，但规定的安全要求并没有本质变化。

符合性验证方法分析

在符合性验证方法中：第23.939条一般采用飞行试验（MC6）来表明条款的符合性，对最大飞行速度及失速速度飞行时发动机的工作情况应当进行考核，另外，通常需要在飞行包线范围内选择典型的高度-速度组合进行发动机快速加减速飞行试验，由于对进气畸变有较大影响，侧滑角是需要重点考察的飞行姿态参数^[7]；第27.939条一般采用地面试验（MC5）及飞行试验来表明条款的符合性，地面试验的科目一般应包含发动机地面

表 1 条款原文对比

条款号及名称	条款内容
第 23.939 条 动力装置的工作特性	<ul style="list-style-type: none"> · 必须在飞行中检查涡轮增压发动机的工作特性，以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间，不会出现达到危险程度的不利特性（如失速、喘振或熄火）。 · 必须在飞行中检查涡轮增压活塞式发动机的工作特性，以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间，没有任何因偶然性的油门过大、喘振、液锁或汽塞等导致的有害特性出现。 · 对于涡轮增压发动机，进气系统不得因正常工作期间的气流畸变导致对发动机有害的振动
第 27.939 条 涡轮增压发动机工作特性	<ul style="list-style-type: none"> · 必须在飞行中检查涡轮增压发动机的工作特性，以确认在旋翼航空器和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间，不会出现达到危险程度的不利特性（如失速、喘振或熄火）。 · 在正常运行期间，涡轮增压发动机进气系统不得由于气流畸变的影响而引起有害于发动机的振动。 · 对于调节器控制的发动机，必须表明传动系统不存在与功率、转速和操纵位移的临界组合有关的危险扭转不稳定性

起动、加减速特性检查、扭转稳定性检查等，飞行试验科目一般应包含发动机空中再起动力试验、涡轮转速恒速特性检查、加减速特性检查；23部 R3 版及 27 部共同关注的进气畸变是否会引起有害的振动问题，需要在飞行试验中进行验证，主要在发动机不同位置安装传感器进行振动测量，第 23.939 条（c）款的验证一般可与第 23.907 条螺旋桨振动结合进行，第 27.939 条（b）款的验证一般与第 27.907 条发动机振动结合进行。

审定案例分析

正常类飞机发动机工作特性 审定案例

N5B 飞机是按照 23 部 R3 版研制的，为单发、单驾驶、下单翼、后三点式固定起落架中型农林飞机，最大起飞质量为 3600kg，最大飞行高度为 6000m，最大飞行速度为 235km/h。该机配装一台捷克产 M601F 涡桨发动机（见图 1），发动机最大起飞功率

为 570kW，最大巡航功率为 490kW，起动方式为电起动，带自由涡轮并配备了冷却液喷射装置，燃气发生器和自由涡轮轴串联式布局，空气进口位于后部，气流通过压气机、燃烧室和涡轮向前流动，最后从发动机前端的排气管排出。

在第 23.939 条适航审定过程中，申请人采用飞行试验来表明条款的符合性。在飞行试验验证中，申请人首先概述了在整个审定试飞过程中发动机均未出现不利的工作特性，然后重点列举了“动力装置工作特性及其进气道检查飞行试验”情况

来表明条款的符合性。在高度 1500m 飞行试验点，飞行员首先检查了慢车状态减至表速 150km/h 左右，维持指定的直线侧滑状态，然后在 0.5s 内急推油门杆至发动机最大状态的发动机加速工作时的情况；其次检查了最大状态加速至表速 200km/h 左右，维持指定的直线侧滑状态，然后在 0.5s 内急拉油门杆至慢车状态的发动机减速工作时的情况。高度 3000m 的飞行试验程序类似，在表速 150km/h 左右作快速加速试验，在表速 180km/h 左右作快速减速试验；图 2 为在高度 1500m 飞行试验点发动机快速加减速典型性能参数的变化曲线，急推或急拉油门后发动机燃气涡轮转速、涡轮间温度、输出扭矩逐渐增大或减小，性能变化平稳，发动机跟随性较好，整个飞行试验过程中发动机的工作特性正常。

正常类旋翼航空器发动机工作特性审定案例

AC311A 直升机是按照 27 部进行型号合格审定的，采用单发、单驾驶、滑撬式起落架、单旋翼加尾桨布局，最大飞行高度为 7000m，最大起飞质量为 2250kg，最大巡航速度为 240km/h，最大航程为 700km。该机配装 1 台法国阿赫耶（Ariel）-2B1A 涡轴发动机（见图 3），最大起飞功率为 500kW，巡航功率为

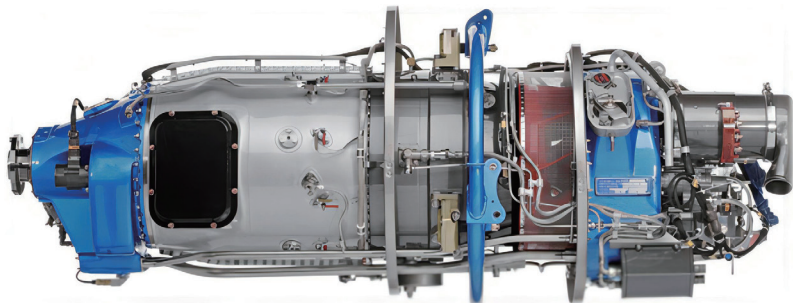


图 1 M601F 发动机

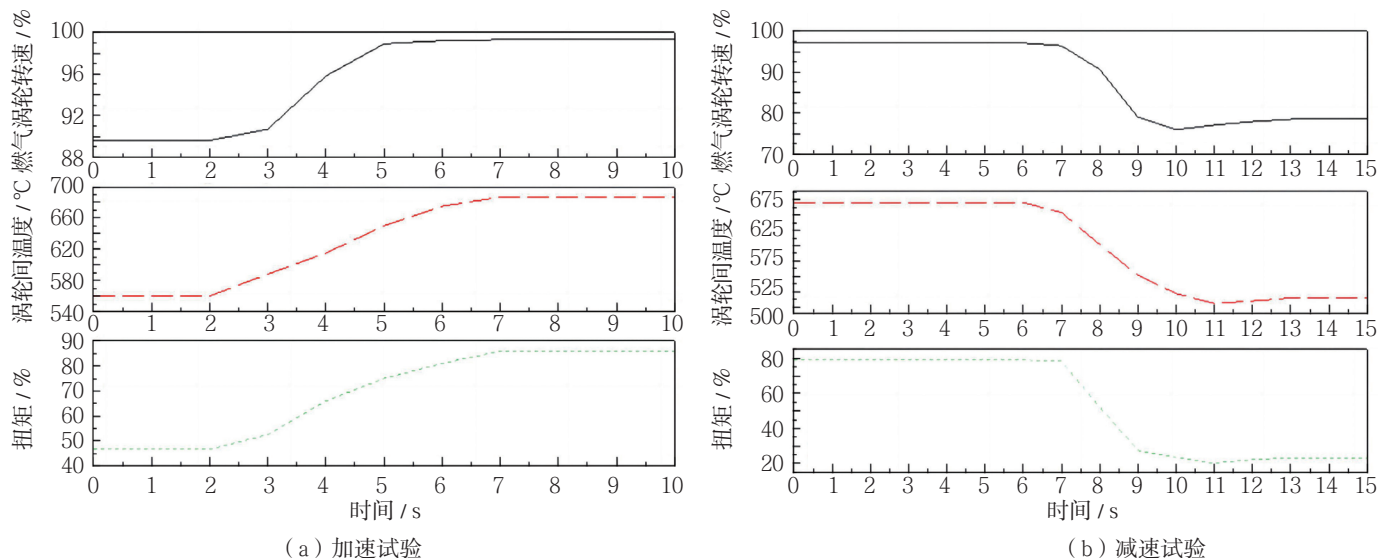


图2 发动机加减速试验性能曲线

400kW，起动方式为电起动，发动机采用前轴向进气和向后排气方式，吸入的空气经进气道、压气机流入环形燃烧室、燃气涡轮、单级动力涡轮，最后通过排气管排出发动机，动力涡轮产生的输出功率通过轴传给发动机上后置的减速器，最后通过动力涡轮组件的中心轴向前、向后输出给直升机。

在第27.939条适航审定过程中，申请人采用地面试验及飞行试验来表明条款的符合性。

在地面试验验证中，申请人主要列举了扭转稳定性地面试验来表明条款的符合性（发动机地面起动、地面加减速试验结论在飞行试验报告中给出）。试验以不加激励方式和周期激励方式进行。其中，周期激励方式试验为主要试验，试验中以周期激励方式改变旋翼总距，产生对旋翼/动力/传动系统扭振的激励载荷，从而激起发动机控制系统与扭振系统的扭振耦合运动。试验过程中，测量从旋翼总距开始改变后足够长时间内旋翼转速、发动机扭

矩和转速等参数的时间变化历程。这些参数的值随时间的变化均能够收敛于稳定值，且其模态阻尼裕度大于1%，旋翼/动力/传动系统扭振与发动机控制系统耦合是稳定的。

在飞行试验验证中，申请人主要列举了型号合格审定期间所开展的“发动机工作特性飞行试验”情况来表明条款的符合性，试验包括直升机典型高度-速度条件下的总距扫描、发动机加减速及电动备份机构操纵试验。总距扫描试验中，直

升机在海拔3400m高度起飞，并在扭矩55%、60%、65%、70%、80%时分别稳定至少5s，然后以相反的顺序放下总距，完成总距扫描；在发动机加减速过程中，直升机首先在海拔3400m高度进行有地效悬停，然后快速提升总距，直升机迅速爬升，直到在4300m高度左右稳定后，快速放下总距，当扭矩下降到40%左右时，提升总距，直升机改平飞，快速提放总距典型性能参数变化曲线如图4所示，发动机燃气涡轮转速、排

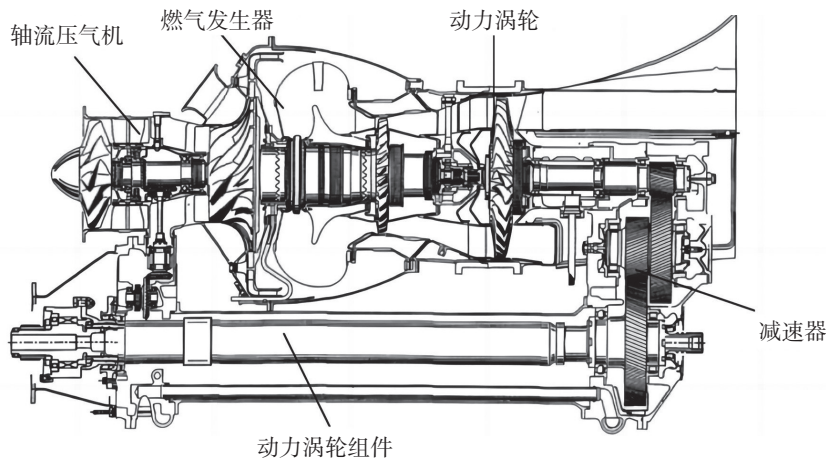


图3 阿赫耶-2B1A发动机

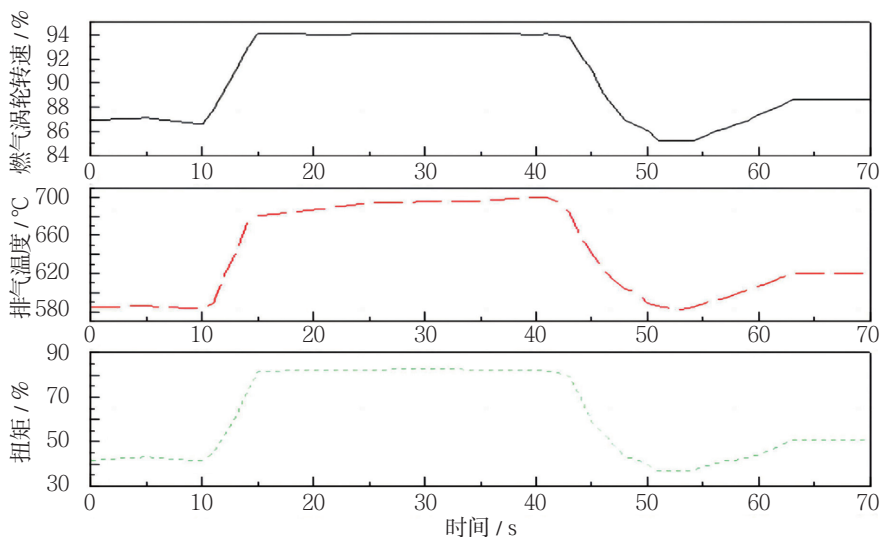


图4 发动机加减速试验性能曲线

气温度、输出扭矩逐渐增大或减小，性能变化平稳，发动机跟随性较好；电动备份机构操纵试验在地面进行，发动机在自动控制模式，提升总距直到扭矩达到20%，按压手控备份机构控制开关上“加油”位和“减油”位无效，然后将发动机控制模式切换到手动模式，按压手控备份机构控制开关上“加油”位和“减油”位，发动机功率及旋翼转速随之上升和下降，最后将发动机控制模式切换到自动模式，旋翼转速稳定到100%。整个飞行试验过程中发动机的工作特性正常。

另外，对于采用全权限数字式电子控制（FADEC）系统的旋翼航空器发动机，其工作特性的评定应当进行降级和故障模式检查。以下典型的故障或降级模式应当在飞行试验中进行检查：导致发动机功率增大、减小或固定的故障，导致发动机性能参数振荡的故障，导致压气机转速、燃气涡轮转速增大或减小的故障等^[8]。

对比分析

通过以上两个审定案例对比可

知，在正常类航空器发动机工作特性相关条款的审定实践中，正常类飞机通常采用飞行试验来表明条款的符合性，主要是在包线内选取典型的高度-速度组合进行发动机快速加减速试验；正常类旋翼航空器也需要采用飞行试验来表明条款的符合性，但飞行试验的开展相对更加复杂，主要包括典型高度-速度条件下的总距扫描、发动机加减速及电动备份机构操纵试验；飞行试验中需要重点关注发动机转速、排气温度、输出扭矩等参数的变化情况，试验中发动机不能出现不利工作特性和有害振动；另外，第27.939条（c）款关注的扭转不稳定性除需要在飞行试验中进行考察外，还需要进行专门的地面试验进行验证。

结束语

作为通用航空产业的主要机型，正常类航空器的研发与适航审定近年来均得到了较大的发展。从适航的角度出发，确保在正常类航空器正常和应急使用期间，发动机不出现

不利工作特性是至关重要的。当前，国内已有不少型号的审定实践，通过分析适航规章、咨询通告的相关内容，总结审定案例的相关经验，能够进一步降低正常类航空器的研发成本，提高型号审定效率，一定程度上促进我国通用航空产业的发展。

航空动力

（肖毅，中国民用航空江西航空器适航审定中心，高级工程师，主要从事民用航空器动力装置适航审定研究工作）

参考文献

- [1] 金中平, 杨锐. 通用航空动力先进技术发展思考 [J]. 航空动力, 2023, 31(2): 17-20.
- [2] 徐威阳. 直升机 / 涡轴发动机一体化安装气动性能研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [3] 高为民. 飞发一体化设计的关键技术 [J]. 航空动力, 2018(2): 58-62.
- [4] 中国民用航空局. 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定: CCAR-23-R3[S]. 北京: 中国民用航空局, 2004: 89.
- [5] 中国民用航空局. 正常类旋翼航空器适航规定: CCAR-27-R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2017: 136.
- [6] 中国民用航空局. 正常类飞机适航规定: CCAR-23-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2022: 34.
- [7] FAA. Flight test guide for certification of part 23 airplanes: AC-23-8C[S]. Washington D.C: FAA, 2011: 122-123.
- [8] FAA. Certification of Normal Category Rotorcraft: AC-27-1B chg9[S]. Washington D.C: FAA, 2023: E 26-E 28.