



## 专用条件

编 号：SC-92-001  
日 期：2025年2月10日  
局长授权颁发：徐 锋

### 翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统专用条件

本专用条件根据中国民用航空规章《民用无人驾驶航空器运行安全管理规则》（CCAR-92）颁发。

#### 1. 生效日期

自颁发之日起生效。

#### 2. 背景

中航（成都）无人机系统股份有限公司于2023年3月1日向民航西南地区管理局递交了翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统的型号合格证申请书，民航西南地区管理局于2023年3月2日受理了该项目，受理编号NATC0158A。翼龙-2气象型是可用于大气探测与人工增雨（雪）作业的无人驾驶航空器系统，目前民航局尚未针对该类航空器系统颁发专门的适航规章。按照CCAR-92《民用无人驾驶航空器运行安全管理规则》第92.327条要求，应制定专用条件，确定适用其具体设计和预期用途且具有可接受安全水平的适航要求。

翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统由无人驾驶航空器、地面控制站和数据链路组成，是在翼龙-2无人驾驶航空器系统基础上，集成了翼面防除冰系统和气象型任务载荷，使无人机具备防除冰能力并能够执行大气探测和增雨（雪）作业。该型号的无人驾驶航空器部分采用单发、V尾、大展弦比中单翼正常式气

动布局，机身尾部装有一台涡桨发动机，采用可收放前三点式机身起落架，机身/机翼整体油箱。航空器的基本参数如下：

- 最大起飞重量：4200 kg；
- 最大飞行速度：350 km/h；
- 焰条播撒时间：250 min；
- 外形尺寸：10.8 m（机长）× 20.7m（翼展）× 4.0m（高度）

翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统由机体结构系统、起落架系统、动力系统、飞管系统、机载数据链系统、任务系统、机械电气系统、线束及接口系统等组成，配套地面指挥控制系统，用于完成对无人驾驶航空器的遥控、遥测、跟踪定位等功能，实现对无人驾驶航空器的飞行监控、机载侦察信息的实时获取、处理与上报。

翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统采用多余度、高可靠飞管系统，机载数据链系统采用视距链路机载终端和卫星链路机载终端，机电控制与管理系统实现对机电系统的工作管理和状态监控，并对全机电气系统进行控制。

翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统具有航程远、留空时间长、挂载能力大、环境适应性强等特点，可在强对流、结冰条件下的高原、山地上空复杂气象环境下，完成多参数、立体化气象参数采集，也可采取“边探测、边播撒”方式实施精准、高效的气象探测和人工影响天气作业。

翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统在隔离空域运行，主要用于人工影响天气以及气象探测作业，预期的运行场景是非人口密集区，航线规划时避开人口稠密区域。

翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统型号合格审查组根据型号设计特征和预期用途及运行场景，以基于风险的审定原则，结合工业实践，编制了该型号的专用条件。

### 3. 适用范围

本专用条件适用于翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统的型号合格审定。

### 4. 专用条件

专用条件内容详见附录。

附录

# 翼龙-2气象型无人驾驶航空器系统 专用条件

## 目 录

A章 总则 .....	1
第 WL.1 条 适用范围 .....	1
B章 无人机总体要求 .....	3
总则 .....	3
第 WL.21 条 符合性证明 .....	3
第 WL.23 条 载重分布限制 .....	3
第 WL.25 条 重量限制 .....	3
第 WL.29 条 空重和相应的重心 .....	4
第 WL.31 条 可卸配重 .....	4
第 WL.33 条 螺旋桨转速和桨距限制 .....	5
第 WL.45 条 总则 .....	5
第 WL.49 条 失速速度 .....	6
第 WL.50 条 最低示范速度 .....	7
第 WL.51 条 起飞速度 .....	8
第 WL.53 条 起飞性能 .....	8
第 WL.63 条 爬升：总则 .....	9
第 WL.65 条 爬升：发动机工作 .....	9
第 WL.69 条 航路爬升/下降 .....	9
第 WL.71 条 滑翔 .....	10
第 WL.73 条 参考着陆进场速度 .....	10
第 WL.75 条 着陆距离 .....	10
第 WL.77 条 中断着陆 .....	11
飞行特性 .....	11
第 WL.141 条 总则 .....	11
控制和机动性 .....	11
第 WL.143 条 总则 .....	11
配平 .....	12
第 WL.161 条 配平 .....	12
稳定性 .....	12
第 WL.171 条 总则 .....	12
失速 .....	12
第 WL.181 条 失速及失速响应 .....	12

---

尾旋 .....	12
第 WL.221 条 尾旋 .....	12
地面控制特性 .....	13
第 WL.231 条 纵向稳定性和控制 .....	13
第 WL.233 条 航向稳定性和控制 .....	13
第 WL.235 条 在无铺面的道面上的使用 .....	13
第 WL.237 条 湿跑道操作 .....	13
第 WL.239 条 运输和存储 .....	14
其他飞行要求 .....	14
第 WL.251 条 振动和抖振 .....	14
第 WL.253 条 高速特性 .....	14
C章 无人机结构 .....	16
总则 .....	16
第 WL.301 条 载荷 .....	16
第 WL.303 条 安全系数 .....	16
第 WL.305 条 强度和变形 .....	16
第 WL.307 条 结构符合性的证明 .....	16
飞行载荷 .....	17
第 WL.321 条 总则 .....	17
第 WL.331 条 对称飞行情况 .....	17
第 WL.333 条 飞行包线 .....	18
第 WL.334 条 飞行包线保护 .....	19
第 WL.335 条 设计空速 .....	20
第 WL.337 条 限制机动载荷系数 .....	21
第 WL.341 条 突风载荷系数 .....	22
第 WL.343 条 设计燃油载重 .....	24
第 WL.345 条 增升装置 .....	24
第 WL.347 条 非对称飞行情况 .....	25
第 WL.349 条 滚转情况 .....	25
第 WL.351 条 偏航情况 .....	25
第 WL.361 条 发动机扭矩 .....	26
第 WL.363 条 发动机架的侧向载荷 .....	26
第 WL.371 条 陀螺和气动载荷 .....	26
操纵面和控制系统载荷 .....	27
第 WL.391 条 操纵面载荷 .....	27

第 WL.393 条 平行于铰链线的载荷 .....	27
第 WL.395 条 控制系统载荷 .....	27
第 WL.397 条 限制操纵力和扭矩 .....	28
第 WL.405 条 辅助控制系统 .....	28
第 WL.415 条 地面突风情况 .....	28
水平安定和平衡翼面 .....	29
第 WL.421 条 平衡载荷 .....	29
第 WL.425 条 突风载荷 .....	30
第 WL.427 条 非对称载荷 .....	31
尾翼 .....	31
第 WL.441 条 机动载荷 .....	32
第 WL.443 条 突风载荷 .....	32
第 WL.455 条 副翼 .....	34
地面载荷 .....	34
第 WL.471 条 总则 .....	34
第 WL.473 条 地面载荷情况和假定 .....	34
疲劳评定 .....	35
第 WL.572 条 金属机翼、尾翼和相连结构 .....	35
第 WL.573 条 结构的损伤容限和疲劳评定 .....	36
第 WL.575 条 检查及其他方法 .....	38
D章 无人机设计与构造 .....	39
第 WL.601 条 总则 .....	39
第 WL.603 条 材料和工艺质量 .....	39
第 WL.605 条 制造方法 .....	39
第 WL.607 条 紧固件 .....	39
第 WL.609 条 结构保护 .....	39
第 WL.611 条 可达性措施 .....	40
第 WL.613 条 材料的强度性能和设计值 .....	40
第 WL.619 条 特殊系数 .....	41
第 WL.623 条 支承系数 .....	41
第 WL.625 条 接头系数 .....	41
第 WL.627 条 疲劳强度 .....	41
第 WL.629 条 颤振 .....	42
机翼 .....	43
第 WL.641 条 强度符合性的证明 .....	43

操纵面 .....	43
第 WL.651 条 强度符合性的证明 .....	43
第 WL.655 条 安装 .....	44
第 WL.657 条 铰链 .....	44
第 WL.659 条 质量平衡 .....	44
无人机起飞着陆系统 .....	44
第 WL.721 条 总则 .....	44
第 WL.723 条 减震试验 .....	44
第 WL.725 条 限制落震试验 .....	45
第 WL.726 条 地面载荷动态试验 .....	46
第 WL.727 条 储备能量吸收落震试验 .....	46
第 WL.729 条 起落架收放机构 .....	46
第 WL.731 条 机轮 .....	47
第 WL.733 条 轮胎 .....	48
第 WL.735 条 刹车 .....	48
第 WL.745 条 前轮操纵 .....	49
第 WL.747 条 起落架布置 .....	49
第 WL.749 条 水平着陆情况 .....	49
第 WL.751 条 尾沉着陆情况 .....	50
第 WL.753 条 单轮着陆情况 .....	50
第 WL.755 条 侧向载荷情况 .....	50
第 WL.757 条 滑行刹车情况 .....	51
第 WL.761 条 前轮补充情况 .....	51
第 WL.763 条 托架载荷 .....	52
第 WL.765 条 牵引载荷 .....	52
防火 .....	53
第 WL.855 条 用于翼面防除冰的供电吊舱及电池系统 .....	53
第 WL.863 条 可燃液体的防火 .....	53
第 WL.865 条 飞行控制系统、发动机架和其他飞行结构的防火 .....	54
闪电评定 .....	54
第 WL.867 条 电气搭铁和闪电与静电防护 .....	54
其他 .....	54
第 WL.871 条 定无人机水平的设施 .....	54
E章 无人机动力系统 .....	56
总则 .....	56

第 WL.901 条 安装 .....	56
第 WL.903 条 发动机 .....	56
第 WL.905 条 螺旋桨 .....	58
第 WL.907 条 螺旋桨振动 .....	58
第 WL.925 条 螺旋桨的间距 .....	59
第 WL.929 条 发动机安装的防冰 .....	59
第 WL.937 条 涡轮螺旋桨阻力限制系统 .....	59
第 WL.939 条 动力装置的工作特性 .....	60
第 WL.943 条 负加速度 .....	60
燃油系统 .....	60
第 WL.951 条 总则 .....	60
第 WL.954 条 燃油系统的闪电防护 .....	60
第 WL.955 条 燃油流量 .....	61
第 WL.957 条 连通油箱之间的燃油流动 .....	62
第 WL.959 条 不可用燃油量 .....	62
第 WL.961 条 燃油系统在热气候条件下的工作 .....	62
第 WL.963 条 燃油箱：总则 .....	62
第 WL.965 条 燃油箱试验 .....	63
第 WL.967 条 整体油箱的设计 .....	63
第 WL.969 条 燃油箱的膨胀空间 .....	64
第 WL.973 条 油箱加油口接头 .....	64
第 WL.975 条 燃油箱的通气 .....	64
第 WL.977 条 燃油箱出油口 .....	65
第 WL.979 条 压力加油系统 .....	65
燃油系统部件 .....	65
第 WL.991 条 燃油泵 .....	65
第 WL.993 条 燃油系统导管和接头 .....	66
第 WL.994 条 燃油系统部件 .....	66
第 WL.995 条 燃油阀和燃油控制器 .....	66
第 WL.997 条 燃油滤或燃油滤 .....	67
第 WL.999 条 燃油系统放液嘴 .....	67
滑油系统 .....	68
第 WL.1011 条 总则 .....	68
第 WL.1013 条 滑油箱 .....	68
第 WL.1015 条 滑油箱试验 .....	69

第 WL.1017 条 滑油导管和接头 .....	69
第 WL.1019 条 滑油滤网或滑油滤 .....	70
第 WL.1021 条 滑油系统放油嘴 .....	70
第 WL.1023 条 滑油散热器 .....	70
第 WL.1027 条 螺旋桨顺桨系统 .....	70
冷却 .....	71
第 WL.1041 条 总则 .....	71
第 WL.1043 条 冷却试验 .....	71
第 WL.1045 条 涡轮发动机无人机的冷却试验程序 .....	72
进气系统 .....	72
第 WL.1091 条 进气 .....	72
第 WL.1093 条 进气系统的防冰 .....	73
第 WL.1103 条 进气系统管道 .....	73
排气系统 .....	73
第 WL.1121 条 总则 .....	73
第 WL.1123 条 排气系统 .....	74
动力装置的防火 .....	74
第 WL.1181 条 指定火区的范围 .....	74
第 WL.1182 条 防火墙后面的短舱区域 .....	75
第 WL.1183 条 导管、接头和部件 .....	75
第 WL.1189 条 切断措施 .....	75
第 WL.1191 条 防火墙 .....	76
第 WL.1193 条 发动机罩及短舱 .....	76
F章 无人机设备 .....	78
总则 .....	78
第 WL.1301 条 功能和安装 .....	78
第 WL.1309 条 设备、系统及安装 .....	78
飞行操纵与伺服子系统 .....	78
第 WL.1311 条 总则 .....	79
第 WL.1313 条 主次飞行操纵器件 .....	79
第 WL.1321 条 限制载荷静力试验 .....	79
第 WL.1323 条 操作试验 .....	79
第 WL.1325 条 操纵系统的细节设计 .....	80
第 WL.1333 条 襟翼控制器件 .....	80
第 WL.1335 条 襟翼的交连 .....	80

第 WL.1337 条 起飞警告系统 .....	80
动力操纵与伺服子系统 .....	81
第 WL.1339 条 无人机动力装置的控制器件 .....	81
第 WL.1345 条 动力装置附件 .....	81
第 WL.1347 条 发动机点火系统 .....	82
飞行与动力传感器 .....	82
第 WL.1349 条 空速测量装置 .....	82
第 WL.1351 条 静压测量装置 .....	82
第 WL.1355 条 使用能源的测量装置 .....	83
第 WL.1357 条 动力测量装置安装 .....	83
飞行控制与管理 .....	84
第 WL.1359 条 飞行控制系统 .....	84
第 WL.1361 条 自动起飞系统-自动着陆系统—总则 .....	85
第 WL.1363 条 自动起飞系统-自动着陆系统—手动中止功能 .....	86
第 WL.1365 条 紧急恢复能力 .....	87
第 WL.1367 条 自动滑跑系统 .....	87
无人机电气系统 .....	88
第 WL.1369 条 总则 .....	88
第 WL.1371 条 蓄电池或应急电源的设计和安装 .....	90
第 WL.1373 条 电路保护装置 .....	91
第 WL.1375 条 电气系统防火 .....	91
第 WL.1377 条 总开关装置 .....	91
第 WL.1379 条 电缆和设备 .....	91
第 WL.1381 条 开关 .....	92
第 WL.1383 条 外部灯光 .....	92
其他设备 .....	92
第 WL.1385 条 应答机和ADS-B .....	93
第 WL.1419 条 防冰 .....	93
第 WL.1431 条 电子设备 .....	94
第 WL.1435 条 液压系统 .....	94
第 WL.1438 条 增压系统和气动系统 .....	95
第 WL.1459 条 无人机机载飞行记录器 .....	95
第 WL.1461 条 含高能转子的设备 .....	96
G章 使用限制和资料 .....	98
第 WL.1501 条 总则 .....	98

第 WL.1505 条 空速限制 .....	98
第 WL.1507 条 使用机动速度 .....	98
第 WL.1511 条 襟翼展态速度 .....	98
第 WL.1519 条 重量和重心 .....	99
第 WL.1521 条 动力装置限制 .....	99
第 WL.1523 条 最小无人机操作人员 .....	99
第 WL.1525 条 运行类型 .....	100
第 WL.1527 条 最大使用高度 .....	100
第 WL.1529 条 持续适航文件 .....	100
标记和标牌 .....	102
第 WL.1541 条 总则 .....	103
第 WL.1543 条 仪表标记 .....	103
第 WL.1557 条 其他标记和标牌 .....	103
第 WL.1559 条 使用限制标牌 .....	103
第 WL.1561 条 安全设备 .....	104
无人机飞行手册和批准的手册资料 .....	104
第 WL.1581 条 总则 .....	104
第 WL.1583 条 使用限制 .....	105
第 WL.1585 条 使用程序 .....	107
第 WL.1587 条 性能资料 .....	108
第 WL.1589 条 载重资料 .....	109
第 WL.1591 条 数据链信息 .....	109
H章 无人机数据链路 .....	110
第 WL.1701 条 总则 .....	110
第 WL.1703 条 指挥和控制数据链路架构 .....	110
第 WL.1705 条 电磁干扰和兼容性 .....	110
第 WL.1707 条 指挥和控制数据链路性能和监控 .....	110
第 WL.1709 条 指挥和控制数据链路延迟 .....	111
第 WL.1711 条 指挥和控制数据链路丢失策略 .....	111
第 WL.1713 条 指挥和控制数据链路天线遮蔽 .....	111
第 WL.1715 条 指挥和控制数据链路切换 .....	112
第 WL.1717 条 指挥和控制数据链路防劫持 .....	112
I章 无人机地面站 .....	113
总则 .....	113
第 WL.1901 条 总则 .....	113

第 WL.1903 条 无人机地面指挥控制系统基础设施 .....	113
第 WL.1905 条 无人机操作人员工作场所 .....	113
第 WL.1907 条 最小无人机操作人员 .....	114
第 WL.1911 条 通信系统 .....	114
第 WL.1913 条 语音记录器 .....	114
第 WL.1915 条 无人机指挥和控制及无人机系统状态数据记录 .....	115
第 WL.1917 条 无人机地面指挥控制系统电气系统 .....	115
第 WL.1919 条 无人机地面指挥控制系统电源 .....	116
第 WL.1921 条 自动任务规划 .....	116
无人机地面站数据显示 .....	116
第 WL.1923 条 布局和可见度 .....	116
第 WL.1925 条 非全时数据显示 .....	116
第 WL.1927 条 飞行和导航数据 .....	116
第 WL.1929 条 动力装置数据 .....	117
第 WL.1931 条 运行规章要求的设备数据显示 .....	118
第 WL.1933 条 数据链路信息显示、告警和指示器 .....	118
第 WL.1935 条 燃油油量和滑油油量数据 .....	118
第 WL.1937 条 自动起飞或着陆系统数据 .....	119
控制 .....	119
第 WL.1939 条 总则 .....	119
第 WL.1941 条 安全关键控制 .....	119
第 WL.1943 条 常规控制和指示器 .....	120
第 WL.1945 条 控制器件的动作和表现 .....	120
第 WL.1947 条 无人机地面站飞行控制 .....	120
第 WL.1949 条 燃油控制 .....	120
第 WL.1953 条 发动机控制 .....	121
第 WL.1955 条 点火开关 .....	121
第 WL.1959 条 螺旋桨转速和桨距的控制 .....	121
第 WL.1961 条 螺旋桨顺桨控制 .....	121
第 WL.1965 条 切断控制 .....	121
第 WL.1967 条 自动起飞系统或自动着陆系统的“中止”控制 .....	121
指示与告警 .....	122
第 WL.1969 条 告警、戒备和提示信息颜色代码 .....	122
第 WL.1971 条 无人机自动诊断和监控 .....	122
第 WL.1973 条 工作模式降级的告警 .....	122

---

第 WL.1975 条 低速告警 .....	122
第 WL.1977 条 无人机控制模式指示 .....	123
第 WL.1979 条 襟翼位置指示 .....	123
第 WL.1981 条 起落架位置指示和告警 .....	123
第 WL.1983 条 燃油泵告警 .....	123
第 WL.1987 条 蓄电池放电告警 .....	123
第 WL.1989 条 动力装置动力作动阀门指示 .....	123
第 WL.1991 条 切断阀门指示 .....	124
第 WL.1993 条 无人机电气系统告警和指示 .....	124
第 WL.1995 条 液压系统指示 .....	124
第 WL.1999 条 空速管加温指示器 .....	124
第 WL.2001 条 无人机地面站配电指示器 .....	124
第 WL.2005 条 飞行航迹偏离告警 .....	124
第 WL.2007 条 无人机安全状态指示 .....	125
信息、标记和标牌 .....	125
第 WL.2009 条 总则 .....	125
第 WL.2011 条 空速数据 .....	125
第 WL.2013 条 磁航向或航迹数据 .....	126
第 WL.2015 条 动力装置数据 .....	126
第 WL.2019 条 燃油油量数据 .....	126
第 WL.2021 条 控制器件标记 .....	126
第 WL.2023 条 使用限制指示 .....	127
其他 .....	127
第 WL.2025 条 无人机在两台无人机地面站中切换 .....	127
第 WL.2027 条 多无人机的指挥和控制 .....	128
第 WL.2029 条 无人机在同一无人机地面指挥控制系统中切换 .....	128
第 WL.2031 条 多无人机监控 .....	128

## A 章 总则

### 第 WL.1 条 适用范围

(a) 本专用条件适用于翼龙-2 气象型无人驾驶航空器系统。

(b) 以下定义适用于本专用条件：

(1) 无人驾驶航空器系统是指由无人驾驶航空器以及与其有关的地面站和数据链路等组成的系统，本专用条件中将“无人驾驶航空器系统”简称为“无人机系统”，将“无人驾驶航空器”简称为“无人机”；

(2) 无人机机组是指由控制无人机的机长和参与无人机运行并负有监控职责的副操控员组成的机组。

(c) 本专用条件中对“飞行阶段”定义及划分如下：

(1) 地面：

(i) 飞行前准备：包括上电，完成系统自检测、导航系统对准和发动机启动等工作；

(ii) 起飞前滑行：从停机位滑出至跑道端头起飞位的过程；

(iii) 着陆后滑行：从着陆结束（收起襟翼）滑入至停机位的过程。

(2) 起飞：从起飞位开始滑跑至达到起飞安全高度（15 米）的过程；

(3) 爬升：从起飞安全高度（15 米）开始至达到巡航高度的过程；

(4) 巡航：从开始巡航至开始下降的过程（不超过最大巡航高度）；

(5) 下降：从巡航末端高度下降至进场高度（400 米）的过程；

(6) 进近：从进场高度下滑至着陆安全高度（15 米）的过程，包括放襟翼、并建立着陆下滑姿态；

(7) 着陆：从着陆安全高度（15 米）至着陆结束（着陆滑行收起襟翼）的过程；

(8) 全部阶段：包括以上（1）-（7）所有阶段；

(9) 复飞：特殊飞行阶段，指从发出复飞指令至无人机加速爬升到 400 米的过程，包括无人机拉起、改起飞拉力、收襟翼等。



## B 章 无人机总体要求

### 总则

#### 第 WL.21 条 符合性证明

(a) 本章的每项要求，在申请审定的载重状态范围内，对重量和重心的每种相应组合，均必须得到满足。证实时必须按下列规定：

- (1) 用申请合格审定的该型无人机系统进行试验，或根据试验结果进行与试验同样准确的计算；
- (2) 如果由所检查的各种组合不能合理地推断其符合性，则应对重量和重心的每种组合进行系统的检查。

(b) 在飞行试验中，对规定值的一般的允差如下表，但在一些特定试验中可容许更大的允差：

项目	允差	
重量	+ 5%	- 10%
受重量影响的临界项目	+ 5%	- 1%
重心	整个范围的 $\pm 7\%$	

#### 第 WL.23 条 载重分布限制

(a) 必须制定无人机可以安全运行的重量和重心范围。如果某一重量与重心的组合仅允许落在某种载重分布限制内，而该限制又可能无意中被超过，则必须制定相应的重量和重心组合的限制。

(b) 载重分布限制不得超过下述任何一项限制：

- (1) 选定的限制；
- (2) 结构证明的限制；或
- (3) 表明符合本章每一适用飞行要求的限制。

#### 第 WL.25 条 重量限制

(a) 最大重量 最大重量是指无人机在表明符合本专用条件每项适用要求时（除了那些符合设计着陆重量的以外）的最重的重量。所制定的最大重量必须符合

合下列条件：

(1) 最大重量不超过下列值：

(i) 申请人选定的最重的重量；

(ii) 最大设计重量，即表明符合本专用条件每项适用的结构载荷情况的最重的重量；

(2) 最大重量不小于下列情况时的重量：

(i) 滑油箱装满，且燃油量至少足以供给发动机在最大连续功率下工作30分钟。

(ii) 保留。

(b) 最小重量 必须制定最小重量（表明符合本专用条件每项适用的要求的最轻重量），使之不大于下列重量之和：

(1) 按第 WL.29 条确定的空重；

(2) 在最大连续功率下工作半小时所需要的燃油量。

### **第 WL.29 条 空重和相应的重心**

(a) 空重与相应的重心必须用无人机称重的方法确定，称重时无人机上装有下列各项：

(1) 固定配重；

(2) 按第 WL.959 条确定的不可用燃油；

(3) 全部工作液体，包括下列各项：

(i) 滑油；

(ii) 液压油；

(iii) 机上系统正常工作所需的其他流体。

(b) 确定空重时的无人机状态必须是明确定义的并易于再现。

### **第 WL.31 条 可卸配重**

如果符合下列要求，在表明符合本章的飞行要求时，可采用可卸配重：

(a) 安放配重的地方经过适当的设计和装备，并按第 WL.1557 条作了标记。

(b) 为每种需要使用配重的载重情况适当安放可卸配重，在无人机飞行手册、批准的资料或标记与标牌上，都对此有技术说明。

### **第 WL.33 条 螺旋桨转速和桨距限制**

(a) 总则 必须对螺旋桨转速和桨距值加以限制，以确保在正常工作状态下安全运行。

(b) 保留。

(c) 保留。

(d) 带有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨 此类螺旋桨必须符合下列规定：

(1) 具有一种装置，在调速器工作时将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速；

(2) 在调速器不工作时，当桨叶处于可能的最小桨距位置、发动机为起飞进气压力、无人机静止且无风时，满足下列之一：

(i) 具有一种装置，能将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速的 103%，或

(ii) 具有一种装置，对经批准可以超速的发动机，能将发动机和螺旋桨的最大转速限制在不超过经批准的最大超转转速。

## **性能**

### **第 WL.45 条 总则**

(a) 除非另有规定，必须按以下条件满足本章的性能要求：

(1) 静止空气和标准大气条件；

(2) 外界大气条件。

(b) 确定性能数据必须不少于下列条件范围：

(1) 机场高度从海平面到 3,000 米；

(2) 保留；

(3) 温度从标准温度至标准温度以上 30℃，如果更低时，符合第 WL.1041

条至第 WL.1045 条冷却试验所表明的最高周围大气温度。

- (c) 确定性能数据必须使发动机罩通风片或其他控制发动机冷却空气供应的装置处于第 WL.1041 条至第 WL.1045 条要求的冷却试验所用的位置。
- (d) 可用推进力必须与不超过批准的功率或推力扣除下列损失后的发动机功率或推力相对应：
  - (1) 安装损失；
  - (2) 特定外界大气条件和特定的飞行状态下由附件所吸收的功率（当量推力）。
- (e) 受发动机功率或推力影响的性能必须基于相对湿度确定：
  - (1) 在等于和低于标准温度时，相对湿度为 80%；
  - (2) 从标准温度时的 80%，线性变化到标准温度加 28℃时的 34%。
- (f) 除非另有规定，在确定起飞和着陆距离时，改变无人机的构型、速度和功率或推力必须按照申请人为使用操作所制定的程序进行。这些程序必须能够由具有中等技巧的无人机操作人员在遇到合理预期的使用中外界大气条件时一贯正常地执行。
- (g) 下列相关距离必须零逆风情况下，在平坦、干燥、硬质的道面上确定：
  - (1) 第 WL.53（b）条的起飞距离；
  - (2) 保留；
  - (3) 保留；
  - (4) 第 WL.75 条的着陆距离。

注：其他类型道面（如草地、碎石）干燥时对这些使用距离的影响可以被确定或推算出来，并且这些道面可以按 WL.1583 条（p）列入飞行手册。

(h) 保留。

#### **第 WL.49 条 失速速度**

- (a)  $V_{S0}$  和  $V_{S1}$  是在下列状态下的失速速度或最小稳态飞行速度，以节计（校准空速），在该速度下无人机是可控制的：
  - (1) 保留；

- (2) 在失速速度下推力不大于零，或，如果所产生的推力对失速速度没有显著影响，则发动机慢车并且油门关闭；
  - (3) 螺旋桨处于起飞位置；
  - (4) 无人机处于  $V_{S0}$  和  $V_{S1}$  试验时所处状态；
  - (5) 重心处于导致最大  $V_{S0}$  和  $V_{S1}$  值时的位置；
  - (6) 重量为以  $V_{S0}$  和  $V_{S1}$  作为因素来确定是否符合所要求的性能标准时采用的重量。
- (b)  $V_{S0}$  和  $V_{S1}$  由风洞实验数据来确定。
- (c) 除本条 (d) 的规定以外，最大重量时的  $V_{S0}$  和  $V_{S1}$  不得超过 61 节。
- (d) 当  $V_{S0}$  超过 61 节时，下列规定适用：
- (1) 在下列条件下，起飞表面以上 122 米（400 英尺）时的定常爬升梯度必须为可测的正值：
    - (i) 保留；
    - (ii) 发动机为起飞功率；
    - (iii) 起落架在收上位置；
    - (iv) 襟翼处于收上位置；和
    - (v) 爬升速度等于按第 WL 53 条演示在 15 米（50 英尺）时达到的速度。
  - (2) 在下列条件下，高于起飞或着陆表面（适用时）457 米（1,500 英尺）时的定常爬升梯度不少于 0.75%：
    - (i) 保留；
    - (ii) 发动机不超过其最大连续功率；
    - (iii) 起落架在收上位置；
    - (iv) 襟翼处于收上位置；和
    - (v) 爬升速度不小于  $1.2V_{S1}$ 。

#### 第 WL.50 条 最低示范速度

如果失速速度不能通过飞行试验进行表明，则将可以考虑“最低示范速度”。

- (a) 最低示范速度  $V_{\min \text{ DEMO}}$  是申请人通过飞行测试证明的最低速度，同时可能调整或禁止飞行控制保护功能，使用第 WL.181 条中规定程序并满足该条飞行特性的要求。
- (b) 最低示范速度  $V_{\min \text{ DEMO}}$  必须小于 WL.334 条中定义的飞行控制系统认定下的飞行包线保护允许的最小稳态飞行速度（起飞和着陆除外）的  $r$  倍。 $r$  不得高于 0.95，并应与局方商定。

### 第 WL.51 条 起飞速度

- (a) 抬前轮速度  $V_R$  是飞行控制系统发出指令使无人机升离道面的速度。
  - (1) 保留；
  - (2)  $V_R$  必须不小于  $V_{S1}$ 。
  - (3) 保留。
- (b) 达到高于起飞表面 15 米时，无人机达到的速度必须不小于：
  - (1) 保留；
  - (2) 下列中大者：
    - (i) 在包括紊流和发动机完全失效的所有合理预期情况下，表明是安全的速度；
    - (ii)  $1.20V_{S1}$ 。

### 第 WL.53 条 起飞性能

- (a) 起飞距离按本条 (b) 的规定确定，并用第 WL.51 条 (a) 和 (b) 规定的速度。
- (b) 起飞并爬升到高于起飞表面 15 米所需的距离必须在下列条件下针对起飞运行限制内的每一重量、高度、温度确定：
  - (1) 发动机为起飞功率；
  - (2) 襟翼为起飞位置；
  - (3) 起落架放下。
- (c) 保留。

(d) 保留。

### 第 WL.63 条 爬升：总则

(a) 必须按下列规定表明符合第 WL.63 条、第 WL.65 条和第 WL.73 条的要求：

- (1) 无地效；
- (2) 不小于演示符合第 WL.1041 条至第 WL.1045 条的动力装置冷却试验时的速度。

(b) 保留。

(c) 必须在规定的起飞和着陆使用限制内的各个重量下分别表明对下列要求的符合性，该重量为机场高度和外界温度的函数：

- (1) 对起飞为第 WL.65 条 (b) 的适用部分，和
- (2) 对着陆为第 WL.77 条 (b) 的适用部分。

### 第 WL.65 条 爬升：发动机工作

(a) 保留。

(b) 起飞后必须至少具有 4% 的定常爬升梯度：

- (1) 每台发动机为起飞功率；
- (2) 起落架在放下位置，除非起落架可以在不超过 7 秒内收上，则试验可在起落架收上位进行；
- (3) 机翼襟翼处于起飞位置；
- (4) 爬升速度不低于  $1.2V_{S1}$ 。

### 第 WL.69 条 航路爬升/下降

(a) 发动机工作必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度和外界大气温度下确定定常爬升梯度和爬升率：

- (1) 发动机不超过最大连续功率；
- (2) 起落架在收上位置；
- (3) 襟翼收上；

(4) 爬升速度不小于  $1.3V_{S1}$ 。

(b) 保留。

### 第 WL.71 条 滑翔

必须确定在静止空气中每损失 305 米高度滑行的最大水平距离和获得此距离所需的速度，此时，发动机不工作，螺旋桨在最小阻力位置，襟翼在最有利的可用位置。

### 第 WL.73 条 参考着陆进场速度

参考着陆进场速度  $V_{REF}$ ，不得小于  $1.3V_{S0}$ 。

### 第 WL.75 条 着陆距离

对着陆，必须在运行限制内标准温度下的每一重量和高度，确定无人机从高于着陆表面 15 米的一点到无人机着陆并完全停止所需的水平距离：

(a) 保持不小于第 WL.73 条确定的  $V_{REF}$  定常进场下降到 15 米的高度；且

(1) 在降至 15 米的高度前，稳定下滑进场梯度必须不大于  $5.2\%$  ( $3^\circ$ )；

(2) 此外，申请人可以通过试验进行演示，在降至 15 米的高度前，大于  $5.2\%$  的最大定常下滑梯度是安全的。下滑梯度必须作为一项使用限制加以规定，并且必须能够通过适当的仪表将必要的下滑梯度指示信息提供给无人机操作人员。

(b) 在整个机动中必须保持构型不变；

(c) 着陆时必须避免大的垂直加速度，没有弹跳、前翻、地面打转的倾向。

(d) 在最大着陆重量或对应于第 WL.63 条 (c) (2) 的高度和温度的最大着陆重量下，必须表明无人机能从 15 米高度所处的状态，安全过渡到第 WL.77 条的中断着陆状态。

(e) 刹车的使用不得导致轮胎或刹车的过度磨损。

(f) 可以使用除机轮刹车以外符合下列条件的其它减速手段：

(1) 安全可靠；

- (2) 使用时能在服役中获得始终如一的效果。
- (g) 如果使用了依赖任一发动机工作的装置，且在该发动机不工作着陆时着陆距离将增加，则必须按该发动机不工作的情况来确定着陆距离，除非采取了其它补偿措施使着陆距离不超过全发工作时的距离。

### **第 WL.77 条 中断着陆**

在下列条件下，必须能够保持至少 2.5% 的定常爬升梯度：

- (a) 发动机功率不大于将功率杆从最小飞行慢车位置开始移动后 8 秒时的可用功率；
- (b) 起落架在放下位置；
- (c) 襟翼处于着陆位置；
- (d) 爬升速度等于第 WL.73 条定义的  $V_{REF}$ 。

### **飞行特性**

#### **第 WL.141 条 总则**

在不超过第 WL.1527 条规定的最大使用高度下，无人机在申请合格审定的所有实际的载荷条件和使用高度上必须满足第 WL.143 条至第 WL.253 条的各项要求，且无需无人机组具有特殊技能或警觉性。

### **控制和机动性**

#### **第 WL.143 条 总则**

- (a) 在所有飞行阶段，无人机必须可以安全地控制并可以安全地进行机动：
- (1) 起飞；
  - (2) 爬升；
  - (3) 平飞；
  - (4) 下降；
  - (5) 复飞；

- (6) 襟翼展态和收态下的着陆（有动力和无动力）；
- (7) 地面滑行。
- (b) 必须能从一种飞行状态平稳地过渡到另一种飞行状态（包括转弯和侧滑），并在任何可能的使用条件下没有超过限制载荷系数的危险。
- (c) 保留。

## 配平

### 第 WL.161 条 配平

飞行控制系统（FCS）对无人机的配平必须保证对无人机的最大程度控制，并保证动力学特性和安全裕度不会受到影响。

## 稳定性

### 第 WL.171 条 总则

无人机必须是纵向、航向和横向稳定的。此外，如果试飞表明对安全运行有必要，则在服役中正常遇到的任何条件下，必须表明有合适的稳定性。

## 失速

### 第 WL.181 条 失速及失速响应

- (a) 在飞行手册中明确失速速度计算方式。计算方式中应考虑失速迎角和失速速度等多种参数。
- (b) 在任何模式时都不允许失速发生。
- (c) 对于失速进行了临界状态监控，达到临界状态前进行告警。
- (d) 如果达到失速状态，进行自动纠正措施。

## 尾旋

### 第 WL.221 条 尾旋

除非是在由局方所认可和确定的条件下出现尾旋的情况（即用作一个符合

第 WL.1365 条要求的飞行终止系统)，否则无人机必须为防止出现所有模式的尾旋情况而进行特别设计，上述情况可能是由为飞行控制系统所保持的飞行包线保护所引起的，也可能是由其它被申请人所证实的方法所引起的。

## 地面控制特性

### 第 WL.231 条 纵向稳定性和控制

在任何可合理预期的运行条件下，包括着陆或起飞期间发生回跳，不得有不可控制的前翻倾向。机轮刹车工作必须柔和，不得引起任何过度的前翻倾向。

### 第 WL.233 条 航向稳定性和控制

- (a) 必须确定风速的  $90^\circ$  侧向分量，且不得小于  $0.2V_{S0}$ ，并演示在此分量下滑行、起飞和着陆是安全的。
- (b) 无人机在以正常着陆速度无动力着陆时，必须具有令人满意的可操纵性，其间没有使用刹车或发动机动力来保持直线路径，直到速度已经减小到低于着陆接地速度的 50%。
- (c) 除非无人机没有被设计采用滑行的方式，否则无人机在滑行时必须具有适当的航向控制能力。

### 第 WL.235 条 在无铺面的道面上的使用

- (a) 必须证明无人机具有令人满意的特性。当无人机在正常使用时非常有可能遇到的最粗糙地面或无道面跑道上起飞、着陆或滑行（除非无人机没有被设计采用滑行的方式）时，其吸震机构必须不能对无人机造成破坏。
- (b) 如果无人机飞行手册将无人机的操作仅仅限制在有道面的滑行道或跑道上进行，那么：
  - (1) 对于在无道面跑道上滑行、起飞和着陆的要求不适用；
  - (2) 无人机系统飞行手册应给出所有用于应对在无道面跑道上进行紧急着陆的操作性说明。

### 第 WL.237 条 湿跑道操作

如果期望在湿跑道上工作，无人机就要设计为能够承受跑道水雾。

### 第 WL.239 条 运输和存储

- (a) 当无人机系统或系统的一部分被设计成可以在正常的操作或系统使用期间，通过任何方式进行运输形式时，应该证明与运输方法有关的环境因素不会对这些标准的任何要求造成不利的影响。
- (b) 应该证明在正常操作期间用于运输的任何特殊设备（如特殊的容器，支架等）具有适当的环境保护等级，以适应所采用的运输方法。
- (c) 当无人机系统或系统的一部分为了运输而进行了重新配置时，应该证明在系统生命周期中的任何阶段，预定数量的重新配置不会对本标准的任何要求造成不利影响。
- (d) 当无人机系统或系统的一部分被设计作为正常使用模式的一部分在储存库中放置时，应该证明与存储准备、存储，或从存储状态恢复使用有关的环境性因素，不会对这些标准的任何要素或要求造成不利的影响。
- (e) 在本节中，与运输或存储有关的环境性因素应包括了所有的电击、震动、水和潮湿、微粒物质、电磁、热，以及其它可预见情况，或在运输或存储期间可能遇到的、会对这些标准要求造成不利影响的任何因素。

### 其他飞行要求

### 第 WL.251 条 振动和抖振

在直到设计俯冲速度  $V_D/M_D$  的任何相应的速度和功率状态，不得存在严重的振动和抖振导致结构损伤，无人机的每一部件必须不发生过度的振动。另外，在任何正常飞行状态，不得存在强烈程度足以干扰无人机良好控制或引起结构损伤的抖振状态。

### 第 WL.253 条 高速特性

如果最大工作速度  $V_{M0}/M_{M0}$  是依据第 WL.1505 条建立的，则以下速度的增加或恢复特性必须满足：

- (a) 在无人机系统已经配平的状态下，必须进行任何大于  $V_{M0}/M_{M0}$  速度的类似于引起无意速度增加（包括俯仰和滚转的扰动）的运行环境和特性的仿真。这些条件和特性包括突风扰动、从爬升和下降改平飞从马赫到空速限制高度。
- (b) 如发生第 WL.1927 条中规定的有效固有的或人工的速度告警，允许无人机系统机组人员或飞行控制系统的反应时间，需表明无人机系统能恢复至正常姿态且速度降至  $V_{M0}/M_{M0}$ ，没有：
- (1) 超过  $V_D/M_D$ , 第 WL.251 条规定的最大速度，或结构限制；或
  - (2) 减弱无人机系统恢复能力的抖振。
- (c) 在直到按第 WL.251 条规定的最大速度的任一速度，不得有绕任一轴的操纵反逆现象。

## C 章 无人机结构

### 总则

#### 第 WL.301 条 载荷

- (a) 强度的要求用限制载荷（服役中预期的最大载荷）和极限载荷（限制载荷乘以规定的安全系数）来规定。除非另有说明，所规定的载荷均为限制载荷。
- (b) 除非另有说明，所规定的空中和地面必须与计及无人机每一质量项目的惯性力相平衡。这些载荷的分布必须保守地近似于或接近地反映真实情况。
- (c) 如果载荷作用下的变位会显著地改变外部载重或内部载重的分布，则必须考虑载重的这种重新分布。
- (d) 如果简化结构设计准则得到的设计载荷不小于第 WL.331 条至第 WL.473 条中规定的载荷，则可以使用这些简化结构设计准则。

#### 第 WL.303 条 安全系数

除非另有规定，当以限制载荷作为结构的外载荷时，必须采用安全系数1.3。当用极限载荷来规定受载情况时，不必使用安全系数。

#### 第 WL.305 条 强度和变形

- (a) 结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下，变形不得妨害安全运行。
- (b) 结构必须能够承受极限载荷至少三秒钟而不破坏，但是如果结构能够承受要求的极限载荷至少三秒钟，则在限制载荷与极限载荷之间产生局部失效或结构失稳是可接受的。当用模拟真实载荷情况的动力试验来表明强度的符合性时，此三秒钟的限制保留。

#### 第 WL.307 条 结构符合性的证明

(a) 必须表明每一临界受载情况下均符合第 WL.305 条强度和变形的要求。

只有在经验表明某种分析方法对某种结构是可靠的情况下，对于同类结构，才可用结构分析来表明结构的符合性。否则，必须进行载荷试验来表明其符合性。如果模拟该用于设计的载荷情况，则动力试验包括结构飞行试验是可以接受的。

(b) 结构的某些部分必须按照本专用条件 D 章的规定进行试验。

## 飞行载荷

### 第 WL.321 条 总则

(a) 飞行载荷系数是气动力分量（垂直作用于假设的无人机纵轴）与无人机重力之比。正载荷系数是当气动力相对于无人机向上作用时的载荷系数。

(b) 必须按下列各条表明符合本章的飞行载荷要求：

(1) 在无人机可以预期的运行范围内的每一临界高度；

(2) 从设计最小重量到设计最大重量的每一重量；

(3) 对于每一要求的高度和重量，按在第 WL.1583 条至第 WL.1589 条规定的使用限制内可调配载重的任何实际分布。

(c) 当压缩性影响显著时，则必须予以考虑。

### 第 WL.331 条 对称飞行情况

(a) 在确定与第 WL.333 条至第 WL.341 条规定的任何对称飞行情况相对应的机翼载荷和线惯性载荷时，必须用合理的或保守的方法计及相应的 V 尾的平衡载荷。

(b) 由于机动和突风引起的 V 尾载荷的增量，必须以合理的或保守的方法用无人机的角惯性力来平衡。

(c) 确定无人机载荷时必须考虑气动面的交互影响。

(d) 必须使用合理或保守的方法考虑对称飞行情况下螺旋桨滑流等引起的非对称载荷。

## 第 WL.333 条 飞行包线

(a) 总则 对于飞行包线的边界上和边界内的空速和载荷系数的任一组合，均必须表明符合本章的强度要求。该飞行包线表示分别由 (b) 和 (c) 机动和突风准则所规定的飞行载荷情况的范围。

(b) 机动包线 除受到最大（静）升力系数的限制外，假定无人机经受对称机动而产生下列限制载荷系数：

- (1) 在直到  $V_D$  的各速度时，为第 WL.337 条规定的正机动载荷系数；
- (2) 在直到  $V_C$  的各速度时，为第 WL.337 条规定的负机动载荷系数；
- (3) 对无人机，负载荷系数从  $V_C$  时的规定值随速度线性变化到  $V_D$  时的 0.0。

(c) 突风包线

(1) 假定无人机在平飞时遇到对称的垂直突风，由此引起的限制载荷系数必须对应于按下述突风速度确定的情况：

(i) 高度在海平面与 6,100 米之间时，在速度为  $V_C$  时的正（向上）、负（向下）突风速度必须取为 15.25 米/秒；

(ii) 高度在海平面与 6,100 米之间时，在速度为  $V_D$  时的正、负突风速度必须取为 7.60 米/秒。

(2) 必须作下列假设：

(i) 突风形状为：

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left( 1 - \cos \frac{2\pi s}{25\bar{c}} \right)$$

其中：

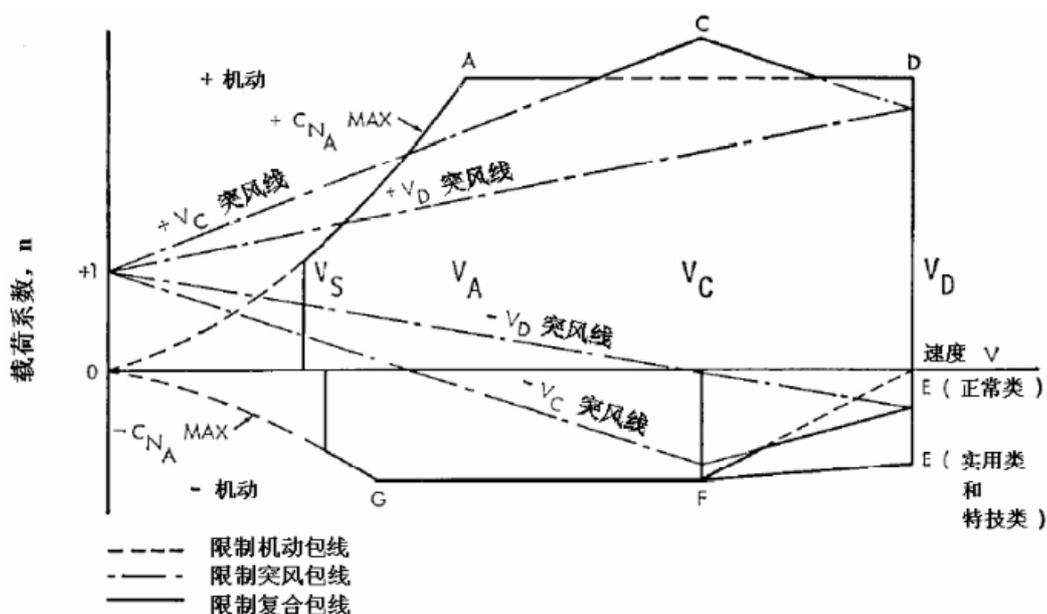
$s$  为进入突风区的距离，米；

$\bar{c}$  为机翼的平均几何弦长，米；

$U_{de}$  为按本条 (1) 得到的突风速度。

(ii) 在  $V_C$  和  $V_D$  之间突风载荷系数随速度按线性变化。

(d) 飞行包线



### 第 WL.334 条 飞行包线保护

(a) 飞行控制系统应按如下方式实施飞行包线保护：

- (1) 每个包络保护点的特征必须平滑，适合于飞行阶段和机动类型；
- (2) 受保护的飞行参数的限制值必须与下列内容相适应：
  - (i) 无人机结构限制；
  - (ii) 要求无人机安全可控的机动；
  - (iii) 对有危险或更严重的故障条件有利。
- (3) 飞行控制系统允许的最低速度必须与第 WL.50 条 (b) 中规定的裕度相一致；
- (4) 无人机必须在适当的参数限制范围内响应有意的动态机动；
- (5) 阻尼和超调等动态特性也必须适用于相关的机动和限制参数；
- (6) 由于飞行包线保护限制和任何其它飞行控制内部限制的组合同，飞行控制系统的特性不得导致命令输出的剩余振荡；

(b) 当使用同时包线保护限制，则不得导致不良耦合或不利优先权。

(c) 申请人必须明确界定飞行控制系统维持的飞行包线保护控制系统内的边界和优先次序。

## 第 WL.335 条 设计空速

除本条 (a) (4) 的规定外, 所取的设计空速均为当量空速。

(d) 设计巡航速度  $V_C$  对于  $V_C$ , 采用下列规定:

(1) 此处  $W/S$  = 设计最大起飞重量时的翼载时,  $V_C$  (节) 不得小于:

$$4.77\sqrt{Wg/S}(14.9\sqrt{W/S}; 33\sqrt{W/S})$$

(2) 在  $Wg/S$  ( $W/S$ ) 值大于 958 牛/米<sup>2</sup> (97.7 公斤/米<sup>2</sup>) 时, 上述两个系数可以随  $Wg/S$  ( $W/S$ ) 线性下降到  $Wg/S$  ( $W/S$ ) 等于 4,790 牛/米<sup>2</sup> (488 公斤/米<sup>2</sup>) 时的 4.13 (12.9; 28.6);

(3) 在海平面,  $V_C$  不必大于  $0.9V_H$ ;

(4) 在已制定了  $M_D$  的高度上, 可选定一个受压缩性限制的巡航速度  $M_C$ 。

(e) 设计俯冲速度  $V_D$  对于  $V_D$ , 采用下列规定:

(1)  $V_D/M_D$  不得小于 1.25 倍的  $V_C/M_C$ ;

(2) 对于要求的最小设计巡航速度  $V_{Cmin}$ ,  $V_D$  (节) 不得小于下列数值:

(i)  $1.40V_{Cmin}$ ;

(ii) 保留;

(iii) 保留。

(3) 在  $Wg/S$  ( $W/S$ ) 值大于 958 牛/米<sup>2</sup> (97.7 公斤/米<sup>2</sup>) 时, 本条 (b) (2) 中的系数可以随  $Wg/S$  ( $W/S$ ) 线性下降到  $Wg/S$  ( $W/S$ ) 等于 4,790 牛/米<sup>2</sup> (488 公斤/米<sup>2</sup>) 时的 1.35;

(4) 如果选择的  $V_D/M_D$ , 使  $V_C/M_C$  与  $V_D/M_D$  的最小速度差值大于下列值的较大者, 则不必表明符合本条 (b) (1) 和 (2):

(i) 从  $V_C/M_C$  定常飞行的初始情况开始, 无人机颠倾, 沿着一条比初始飞行航迹低  $7.5^\circ$  的飞行航迹飞行 20 秒, 然后以 1.5 的载荷系数 (0.5g 的加速度增量) 拉起无人机时得到的速度增量。在开始拉起之前, 对活塞发动机必须假定至少为 75% 最大连续功率, 如果取较小的功率 (推力), 则在开始拉起之前也必须至少为  $V_C/M_C$  时的所

需功率（推力），拉起开始时可以减少功率并使用飞行控制系统控制的阻力装置，并且符合下列要求：

(ii) 0.05M，对于无人机（在已制定了  $M_D$  的高度上）。

(f) 设计机动速度  $V_A$  对于  $V_A$ ，采用下列规定：

(1)  $V_A$  不得小  $V_S\sqrt{n}$

(i) 其中： $V_S$  是在设计重量和襟翼收态的计算失速速度，通常根据无人机最大法向力系数  $C_{NA}$  来计算；

(ii)  $n$  是用于设计的限制机动载荷系数。

(2)  $V_A$  值不必超过用于设计的  $V_C$  值。

(g) 对应最大突风强度的设计速度  $V_B$  对于  $V_B$ ，采用下列规定：

(1)  $V_B$  不得小于由最大正升力系数  $C_{Nmax}$  曲线与强突风速度线在突风  $V-n$  图上的交点所确定的速度，或不得小于  $V_{S1}\sqrt{n_g}$ ，两者中取小值，式中：

(i)  $n_g$  为无人机在所考虑的特定重量下，由于对应于速度  $V_C$  的突风（按第 WL.341 条）引起的正突风载荷系数；

(ii)  $V_{S1}$  为在所考虑的特定重量下，襟翼收起时的失速速度。

(2)  $V_B$  不必大于  $V_C$ 。

### 第 WL.337 条 限制机动载荷系数

(a) 正限制机动载荷系数  $n$  不得小于下列数值：

$$2.1 + \frac{10,886}{W(\text{公斤}) + 4,536}$$

式中： $W$  为设计最大起飞重量，但  $n$  不必大于 3.8；

(b) 负限制机动载荷系数不得小于下列数值：

(1) 0.4 倍正载荷系数；

(2) 保留。

(c) 如果无人机具有的设计特征使其在飞行中不可能超过本条规定的机动载

荷系数，则可采用小于本条规定的值。

### 第 WL.341 条 突风载荷系数

(a) 无人机必须设计成能承受由第 WL.333 条规定的突风在每个升力面上产生的载荷。

(b) 突风载荷系数必须按照下列公式计算：

$$n = 1 + \frac{K_g U_{de} Va}{1.63(Wg/S)}$$

式中： $k_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3+\mu_g}$ ，为突风缓和系数；

$\mu_g = \frac{2(Wg/S)}{\rho \bar{C} a g}$ ，为飞机质量比；

$U_{de}$ ：根据 WL.333 条得到的突风速度，米/秒；

$\rho$ ，为大气密度，公斤/米<sup>3</sup>

$Wg/S$ ，为具体载荷情况下的适用的飞机重量产生的翼载，牛顿/米<sup>3</sup>

$\bar{C}$  为平均几何弦长，米；

$g$  为重力加速度，米/秒<sup>2</sup>；

$V$  为飞机当量速度，米/秒；

$a$  如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时， $a$  即为飞机法向力系数  $C_{NA}$  曲线的斜率（1/弧度）；如突风载荷仅作用在机翼上，而平尾的突风载荷作为单独情况处理时，则可采用机翼升力系数  $C_L$  曲线的斜率（1/弧度）。

$$n = 1 + \frac{K_g U_{de} Va}{16(W/S)}$$

公制：

式中： $U_{de}$ ：根据 WL.333 条（c）得到的突风速度，米/秒；

$$k_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3+\mu_g}, \text{ 为突风缓和系数;}$$

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho\bar{C}ag}, \text{ 为飞机质量比;}$$

$\rho$  为大气密度, 牛顿·秒<sup>2</sup>/米<sup>4</sup>;

$W/S$  为具体载荷情况下适用的飞机重量产生的翼载, 公斤/米<sup>2</sup>;

$\bar{C}$  为平均几何弦长, 米;

$g$  为重力加速度, 米/秒<sup>2</sup>;

$V$  为飞机当量速度, 米/秒;

$a$  如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时,  $a$  即为飞机法向力系数  $C_{NA}$  曲线的斜率 (1/弧度); 如突风载荷仅作用在机翼上, 而平尾的突风载荷作为单独情况处理时, 则可采用机翼升力系数  $C_L$  曲线的斜率 (1/弧度)。

$$\text{英制: } n = 1 + \frac{K_g U_{de} V a}{498 (W/S)}$$

式中:

$$k_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3+\mu_g}, \text{ 为突风缓和系数;}$$

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho\bar{C}ag}, \text{ 为飞机质量比;}$$

$U_{de}$ : 根据 WL.333 条 (c) 得到的突风速度, 英尺/秒

$\rho$  为大气密度, 斯拉格/英尺<sup>3</sup>;

$W/S$  为具体载荷情况下适用的飞机重量产生的翼载, 磅/英尺<sup>2</sup>;

$\bar{C}$  为平均几何弦长, 英尺;

$g$  为重力加速度, 英尺/秒<sup>2</sup>;

$V$  为飞机当量速度, 节;

a 如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时，a 即为飞机法向力系数  $C_{NA}$  曲线的斜率（1/弧度）；如突风载荷仅作用在机翼上，而平尾的突风载荷作为单独情况处理时，则可采用机翼升力系数  $C_L$  曲线的斜率（1/弧度）。

### 第 WL.343 条 设计燃油载重

- (a) 可调配载重的各种组合必须包括从零燃油到选定的最大燃油载重范围内的每一燃油载重；
- (b) 如果燃油装在机翼内，且机翼油箱零燃油时的无人机最大许用重量小于最大重量，则必须选用它作为“最大零机翼燃油重量”。

### 第 WL.345 条 增升装置

- (a) 如果装有用于起飞、进场或着陆的襟翼或类似的增升装置，则在速度  $V_F$  襟翼完全伸展形态下，假定无人机经受对称机动和对称突风，其范围由下列条件确定：
- (1) 机动到正限制载荷系数 2.0；
  - (2) 垂直作用于水平飞行轨迹的正、负突风速度为 7.60 米/秒。
- (b) 必须假定  $V_F$  不小于  $1.4V_S$  或  $1.8V_{SF}$  两者的大者，其中：
- (1)  $V_S$  是在设计重量下襟翼收态时的计算失速速度；
  - (2)  $V_{SF}$  是在设计重量下襟翼完全伸展时的计算失速速度；
  - (3) 如果使用了襟翼载荷自动限制装置，则无人机可以按装置所允许的空速和襟翼位置的临界组合情况来设计。
- (c) 当把无人机作为一个整体来确定其外载荷时，可以假定推力、滑流和俯仰加速度为零。
- (d) 襟翼、其控制机构及其支撑结构必须设计成能承受本条（a）规定的情况。此外，在速度  $V_F$ 、襟翼完全伸展时，必须分别考虑下述情况：
- (1) 速度为 7.60 米/秒（当量空速）的迎面突风与 75% 的最大连续功率所对应的螺旋桨滑流同时作用；

(2) 最大起飞功率所对应的螺旋桨滑流影响。

### 第 WL.347 条 非对称飞行情况

假定无人机经受到第 WL.349 条和第 WL.351 条的非对称飞行情况。对重心的不平衡气动力矩，必须由惯性力以合理的或保守的方法予以平衡，认为此惯性力由主要质量提供。

### 第 WL.349 条 滚转情况

机翼和机翼的支撑结构必须按下列载荷情况来设计：

(a) 与无人机类别相应的非对称机翼载荷。除非下列值导致不符合实际的载荷，滚转加速度可以由第 WL.333 条（d）规定的对称飞行情况按下述方法加以修正而得到：

(1) 对于无人机系统，在 A 情况，假定 100% 的半翼展机翼气动载荷作用在无人机的一侧，75% 作用在另一侧；

(2) 保留。

(b) 由第 WL.455 条规定的副翼偏转和速度所产生的载荷，至少同用于设计的正机动载荷系数的 2/3 相组合。除非下列值导致不符合实际的载荷，副翼偏转对机翼扭矩的影响，可以在第 WL.333 条（d）确定的临界情况下，用翼展上副翼所占部分内的基本翼型力矩系数附加下列增量的方法来计算：

$$C_m = -0.01\delta$$

其中：

$C_m$  是力矩系数增量；

$\delta$ 是在临界情况下副翼向下偏转的度数。

### 第 WL.351 条 偏航情况

无人机必须按照第 WL.441 条至第 WL.443 条规定的载荷在垂直翼面

(V尾翼面)上产生的偏航载荷来设计。

### 第 WL.361 条 发动机扭矩

(a) 每个发动机架及其支承结构必须按下列组合效应进行设计:

- (1) 相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩和第 WL.333 条 (d) 中飞行情况 A 的限制载荷的 75% 同时作用;
- (2) 相应于最大连续功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩和第 WL.333 条 (d) 中飞行情况 A 的限制载荷同时作用;
- (3) 对于涡轮螺旋桨装置, 除本条 (a)(1) 和 (a)(2) 规定的情况外, 相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩乘以下述系数后和 1g 平飞载荷同时作用。该系数是用于考虑螺旋桨操纵系统故障(包括快速顺桨), 在缺少详细分析时, 必须取为 1.6。

(b) 本条 (a) 考虑的发动机限制扭矩, 必须由平均扭矩乘以下列系数得出:

- (1) 对于涡轮螺旋桨装置, 不小于 1.25。
- (2) 保留。

### 第 WL.363 条 发动机架的侧向载荷

(a) 发动机架及其支承结构必须按作用于该发动机架上的侧向载荷来设计, 此侧向载荷限制系数不小于下列数值:

- (1) 1.33;
- (2) 第 WL.333 条 (b) 飞行情况 A 限制载荷系数的 1/3。

(b) 可假定本条 (a) 规定的侧向载荷与其他飞行情况无关。

### 第 WL.371 条 陀螺和气动载荷

必须针对陀螺惯性及其所产生的气动载荷来进行发动机安装布局和支撑结构的设计, 此时发动机和螺旋桨处于如下条件下的最大连续 rpm (转数/分钟) 状态 (若适用):

(a) 第 WL. 351 条和第 WL.441 条中规定的条件;

(b) 在被飞行控制系统所允许的限制条件内的所有如下可能的组合：

- (1) 偏航速度，取由飞行控制系统所维持的飞行包线范围内的预计最大偏航角速度的 150%；
- (2) 俯仰速度，取由飞行控制系统所维持的飞行包线范围内的预计最大俯仰角速度的 150%；
- (3) 法向载荷系数，取由飞行控制系统所维持的飞行包线范围内的预计最大载荷系数的 150%；
- (4) 最大连续推力。

## 操纵面和控制系统载荷

### 第 WL.391 条 操纵面载荷

第 WL.397 条至第 WL.455 条中规定的操纵面载荷，是假定在第 WL.331 条至第 WL.351 条规定的情况下产生的。

### 第 WL.393 条 平行于铰链线的载荷

- (a) 操纵面及支承铰链架必须设计成能承受平行于铰链线作用的惯性载荷。
- (b) 在缺少更合理的资料时，可以假定此惯性载荷等于  $KWg$ （公制），式中：
  - (1)  $K=24$ ，对于垂直的操纵面；
  - (2)  $K=12$ ，对于水平的操纵面；
  - (3)  $W$  为可动操纵面的重量； $g$  为重力加速度。

### 第 WL.395 条 控制系统载荷

- (a) 飞行控制系统及其支持结构，必须按第 WL.391 条至第 WL.455 条规定的情况，用至少为计算的操纵面铰链力矩的 125% 的载荷进行设计。此外，采用下列规定：
  - (1) 系统极限载荷不应超过飞控作动器所能承受载荷中的最大载荷；
  - (2) 在无人机服役使用过程中，考虑到卡滞、地面突风、顺风滑行（如

果无人机被设计成滑行)、控制惯性和摩擦,系统必须设计成在任何情况下都坚实耐用。

- (b) 设计升降舵、副翼和方向舵控制系统时,计算的铰链力矩必须采用 125% 的系数。然而,如果铰链力矩根据精确的飞行试验数据,则可以用低至 1.0 的系数,系数的减少量,应根据试验数据的精确性和可靠性而定。
- (c) 假定用于设计的飞控作动系统产生的作用力在控制系统与操纵面控制支臂的连接处受到反作用。

### 第 WL.397 条 限制操纵力和扭矩

- (a) 在操纵面飞行加载条件下,可移动表面上的空气载荷以及相应的挠度不应超过飞行过程中由作动系统产生的任何力(在(b)规定的范围内)所引起的载荷。
- (b) 操纵系统必须能够承受由作动系统所产生的最大载荷与扭矩。

### 第 WL.405 条 辅助控制系统

辅助控制器件,如机轮刹车控制器件,均必须按照控制系统很可能施于该控制器件的最大作用力进行设计。

### 第 WL.415 条 地面突风情况

- (a) 控制系统必须按下列地面突风和顺风滑行产生的操纵面载荷进行设计:
- (1) 如果按本条(a)(2)不要求检查控制系统地面突风载荷情况,但是申请人选定按这些载荷来设计控制系统的某一部分,则只需把这些载荷从操纵面控制支臂传到最近的止动器或突风锁及其支撑结构上;
- (2) 如果设计采用的控制系统作用力小于第 WL.397 条(b)中规定的最小值,则必须按下式检查地面突风和顺风滑行引起的操纵面载荷对整个控制系统的影响:

$$H = KcS_s q$$

其中：

H为限制铰链力矩，牛·米（公斤·米）；

c为铰链线后操纵面的平均弦长，米；

$S_s$ 为铰链线后操纵面面积，米<sup>2</sup>；

q为动压，帕（公斤/米<sup>2</sup>），其相应的设计速度不小于  $0.643 \sqrt{Wg/S} + 4.45$  米/秒（ $2.01 \sqrt{W/S} + 4.45$ 米/秒），其中W/S为设计最大重量下的翼载，但设计速度不必大于 26.8 米/秒（W为无人机最大重量，公斤；g为重力加速度，米/秒<sup>2</sup>；S为机翼面积，米<sup>2</sup>）；

K为本条（b）给出的地面突风情况限制铰链力矩系数（对于副翼和升降舵，K为正值时表示力矩使操纵面下偏，K为负值时表示力矩使操纵面上偏）。

(b) 地面突风限制铰链力矩系数 K 必须取自下表：

操纵面	K	控制器件位置
(a) 副翼	0.75	(a) 副翼锁定在中立位置
(b) 副翼	±0.50	(b) 副翼全偏：一个副翼为正力矩，另一个副翼为负力矩
(c) 升降舵	±0.75	(c) 升降舵向上全偏（-）
(d) 升降舵		(d) 升降舵向下全偏（+）
(e) 方向舵	±0.75	(e) 方向舵在中立位置
(f) 方向舵		(f) 方向舵全偏

(c) 在相关手册规定的从空重到最大重量的所有系留重量下，规定的系留点及其周围结构、控制系统、操纵面都必须能承受无人机系留时由任何方向的直到 120 公里/小时水平风引起的限制载荷。

## 水平安定和平衡翼面

### 第 WL.421 条 平衡载荷

(a) 水平翼面平衡载荷是在任何规定的没有俯仰加速度的飞行情况下，维持平衡所必须的载荷。

(b) 水平平衡翼面必须按限制机动包线上的任一点和第 WL.345 条规定的襟

翼情况所产生的平衡载荷来设计。

### 第 WL.425 条 突风载荷

- (a) 每一水平翼面（非主翼）必须按下列情况产生的载荷来设计：
- (1) 襟翼收起，第 WL.333 条（c）所规定的突风速度；
  - (2) 在速度  $V_F$ ，对应于第 WL.345 条（a）（2）规定的情况，名义强度为 7.60 米/秒的正负突风。
- (b) 保留。
- (c) 按本条（a）规定的情况确定水平翼面的总载荷时，必须首先确定在相应的设计速度  $V_F$ 、 $V_C$  和  $V_D$  下，稳定无加速飞行的初始平衡载荷。在初始平衡载荷上必须加上由突风引起的载荷增量以得到总载荷。
- (d) 在缺少更合理的分析时，由突风产生的载荷增量必须按下式计算，除非表明使用该公式是保守的，否则该式仅适用于后水平尾翼布局的无人机。

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{1.63} \left[ 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right]$$

其中

$\Delta L_{ht}$  为平尾的载荷增量，牛顿；

$K_g$  为第 WL.341 条定义的突风缓和系数；

$U_{de}$  为得到的突风速度，米/秒；

$V$  为无人机当量速度，米/秒；

$a_{ht}$  为后平尾曲线的斜率，1/弧度；

$S_{ht}$  为后平尾的面积，米<sup>2</sup>；

$\left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$  为下洗系数。

公制

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{16.0} \left[ 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right]$$

其中

$\Delta L_{ht}$ 为平尾的载荷增量，公斤；

$K_g$ 为第 WL.341 条定义的突风缓和系数；

$U_{de}$ 为得到的突风速度，米/秒；

$V$ 为无人机当量速度，米/秒；

$a_{ht}$ 为后平尾曲线的斜率，1/弧度；

$S_{ht}$ 为后平尾的面积，米<sup>2</sup>；

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$ 为下洗系数。

### 第 WL.427 条 非对称载荷

(a) 水平翼面（非主翼）及其支撑结构必须按偏航和滑流影响引起的非对称载荷与第 WL.421 条至第 WL.425 条规定的飞行情况载荷的组合来设计。

(b) 在缺少更合理的资料时，对发动机、机翼、水平翼面（非主翼）和机身外形按常规的相对位置布局的无人机，采用下列规定：

(1) 可以假定对称飞行情况最大载荷的 100% 作用于对称面一侧的水平翼面上；

(2) 必须将下列百分比的载荷施加于另一侧：

百分比=100-10(n-1)，其中 n 是规定的正机动载荷系数，但此百分比不得大于 80%。

(c) 对于非常规布局的无人机（如水平翼面（非主翼）有较大上反角或水平翼面支撑在垂尾上的无人机），各翼面及支撑结构必须按单独考虑的每一种规定的飞行情况中同时产生的垂尾和平尾载荷的组合来设计。

### 尾翼

**第 WL.441 条 机动载荷**

(a) 在直至  $V_A$  的各速度，尾翼必须设计得能承受下列各种情况，在计算载荷时可以假定偏航角速度为零：

(1) 无人机在无偏航非加速飞行时，假定方向舵控制器件突然移动到控制止动器或由控制系统限制作用力所限制的最大偏度；

(2) 假定无人机以本条 (a) (1) 规定的方向舵偏度偏航到过漂侧滑角。

可以假定过漂角等于本条 (a) (3) 的静侧滑角的 1.5 倍来代替分析；

(3)  $15^\circ$  的偏航角，方向舵保持在中立位置（受控制系统作用力限制除外）。

(b) 对于某特定速度，(a) (3) 所选定的偏航角如果在下列情况中不会被超过，则本条 (a) (3) 规定的偏航角可以减小：

(1) 稳定侧滑情况；

(2) 从大坡度飞行产生的非协调滚转；

(3) 保留。

**第 WL.443 条 突风载荷**

(a) 垂直翼面必须设计成当速度为  $V_C$  的非加速飞行时，能够承受第 WL.333 条 (c) 中  $V_C$  时所规定的横向突风。

(b) 在缺少更合理的分析时，必须按下式计算突风载荷：

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V_{a_{vt}} S_{vt}}{1.63}$$

其中：

$L_{vt}$  为垂直翼面载荷，牛顿；

$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3+\mu_{gt}}$  为突风缓和系数；

$\mu_{gt} = \frac{2Wg}{\rho \bar{c}_l g a_{vt} S_{vt} l_{vt}} K^2$  为侧向质量比；

$U_{de}$  为规定的突风速度，米/秒；

$\rho$ 为空气密度，公斤/米<sup>3</sup>；

$W$ 为在特定载荷情况下适用的无人机质量，公斤；

$S_{vt}$ 为垂直翼面面积，米<sup>2</sup>；

$\bar{c}_t$ 为垂直翼面平均几何弦长，米；

$a_{vt}$ 为垂直翼面升力曲线斜率，1/弧度；

$K$ 为偏航方向回转半径，米；

$l_{vt}$ 为从无人机重心到垂直翼面压心的距离，米；

$g$ 为重力加速度，米/秒<sup>2</sup>；

$V$ 为无人机当量空速，米/秒。

公制：

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{vt}}{16.0}$$

其中：

$L_{vt}$ 为垂直翼面载荷，公斤；

$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3+\mu_{gt}}$ 为突风缓和系数；

$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho \bar{c}_t g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}}$ 为侧向质量比；

$U_{de}$ 为规定的突风速度，米/秒；

$\rho$ 为空气密度，牛顿·秒<sup>2</sup>/米<sup>4</sup>；

$W$ 为在特定载荷情况下适用的无人机质量，公斤；

$S_{vt}$ 为垂直翼面面积，米<sup>2</sup>；

$\bar{c}_t$ 为垂直翼面平均几何弦长，米；

$a_{vt}$ 为垂直翼面升力曲线斜率，1/弧度；

K 为偏航方向回转半径，米；

$l_{vt}$  为从无人机重心到垂直翼面压心的距离，米；

g 为重力加速度，米/秒<sup>2</sup>；

V 为无人机当量空速，米/秒。

## 副翼和特殊设置

### 第 WL.455 条 副翼

(a) 副翼必须按它们经受的下列载荷来设计：

(1) 在对称飞行情况时副翼处于中立位置；

(2) 在非对称飞行情况时，副翼处于下列偏度（受控制系统作用力限制除外）：

(i) 在  $V_A$  时，副翼控制器件突然移动至最大偏度。可以适当考虑控制系统的变形；

(ii) 在  $V_C$  时，此处  $V_C$  大于  $V_A$ ，副翼的偏度足以产生不小于本条 (a) (2) (i) 得到的滚转率；

(iii) 在  $V_D$  时，副翼的偏度足以产生不小于本条 (a) (2) (i) 得到的滚转率的 1/3。

## 地面载荷

### 第 WL.471 条 总则

本章规定的限制地面载荷是作用在无人机结构上的外载荷和惯性力。在每个规定的地面载荷情况下，必须用合理的或保守的方法使外部反作用力与线惯性力和角惯性力相平衡。

### 第 WL.473 条 地面载荷情况和假定

(a) 除了第 WL.749 条、第 WL.751 条和第 WL.753 条可以按本条 (b) 和 (c) 允许的设计着陆重量（以最大下沉速度着陆时的最大重量）来表明

其符合性外，必须按设计最大重量来表明其符合本章的地面载荷要求。

(b) 设计着陆重量可以低至下列数值：

(1) 如果最小油量等于设计最大重量与设计着陆重量之差加上足以保证在最大连续功率下至少工作半小时所消耗的油量，则可取为 95% 的最大重量；或

(2) 设计最大重量减去 25% 总燃油重量。

(c) 对本章规定的地面载荷情况，无人机重心处所选定的限制垂直惯性载荷系数，不得小于用  $0.510 (W/g/S)^{1/4}$  米/秒 ( $0.902W/S)^{1/4}$  米/秒) 的下沉速度 (V) 着陆时所能得到的值，但此下沉速度不必大于 3.05 米/秒，也不得小于 2.13 米/秒，如果能表明无人机具有不能达到上述规定的下沉速度的设计特征，可以修改此下沉速度。

(d) 可以假定在整个着陆过程中，机翼升力不超过无人机重量的  $2/3$ ，并作用在重心处。地面反作用力载荷系数可以等于惯性载荷系数减去上述假定的机翼升力与无人机重量的比值。

(e) 如果用能量吸收试验来确定对应于所要求的限制下沉速度的限制载荷系数，则这些试验必须根据第 WL.723 条 (a) 的要求进行。

(f) 在设计最大重量时，用于设计的限制惯性载荷系数不得小于 2.67，限制地面反作用力载荷系数也不可小于 2.0，除非在使用中预期会遇到的粗糙地面上，以速度直到起飞速度的滑行中，上述两系数不会被超过。

## 疲劳评定

### 第 WL.572 条 金属机翼、尾翼和相连结构

(a) 对于无人机系统，除非从疲劳的观点衡量已表明该结构、使用应力水平、材料和预期的使用与已有广泛而满意的服役经验的设计相类似，否则对那些破坏后可能引起灾难性后果的机体结构件的强度、细节设计及制造，必须按下列任何一条进行评定：

(1) 疲劳强度检查 用试验或有试验支持的分析方法来表明，结构能承受

在服役中预期的变幅重复载荷；或

(2) 破损安全强度检查 用分析、试验或两者兼用的方法表明，当一个主要结构元件出现疲劳破坏或明显局部破坏后，结构不可能发生灾难性破坏，并且其余结构能够承受其值为  $V_c$  时临界限制载荷系数 75% 的极限静载荷系数。除非在静载荷下破坏的动态效应另有考虑，这些载荷必须乘以 1.15 的系数；

(3) 第 WL.573 条 (b) 的损伤容限评定。

(b) 本条要求的每一评定必须：

- (1) 包括典型的载荷谱（如滑行、地-空-地循环、机动谱、突风等）；
- (2) 计及任何由于气动面的交互作用而导致的显著影响；
- (3) 考虑由于螺旋桨滑流载荷和旋涡碰撞抖振导致的显著影响。

### 第 WL.573 条 结构的损伤容限和疲劳评定

(a) 复合材料机体结构：复合材料机体结构必须按本条要求进行评定，而不用第 WL.572 条。除非表明不可行，否则申请人必须用本条 (a)(1) 至 (a)(4) 规定的损伤容限准则对每个机翼、尾翼中主结构和连接结构、可动操纵面及与其连接结构、机身进行评定。如果申请人确定损伤容限准则对某个结构不可行，则该结构必须按照本条 (a)(1) 和 (a)(6) 进行评定。如果使用了胶接连接，则必须按照本条 (a)(5) 进行评定。在本条要求的评定中，必须考虑材料偏差和环境条件对复合材料的强度和耐久性特性的影响。

- (1) 必须用试验或有试验支持的分析表明，在所使用的检查程序规定的检查门槛值对应的损伤范围内，带损伤结构能够承受极限载荷；
- (2) 必须用试验或有试验支持的分析确定，在服役中预期的重复载荷作用下，由疲劳、腐蚀、制造缺陷、或冲击损伤引起的损伤扩展率或不扩展；
- (3) 必须用剩余强度试验或有剩余强度试验支持的分析表明，带有可检

损伤的结构能够承受临界限制飞行载荷（作为极限载荷），该可检损伤范围与损伤容限评定结果相一致；

(4) 在初始可检性与剩余强度验证所选的值之间的损伤扩展量（除以一个系数就得到检查周期）必须能够允许制定一个适于操作和维护人员使用的检查大纲；

(5) 对于任何胶接连接件，如果其失效可能会造成灾难性后果，则必须用下列方法之一验证其限制载荷能力：

(i) 必须用分析、试验或两者兼用的方法确定每个胶接连接件能承受本条（a）（3）的载荷的最大脱胶范围。对于大于该值的情况必须从设计上加以预防；

(ii) 对每个将承受临界限制设计载荷的关键胶接连接件的批生产件都必须进行验证检测；

(iii) 必须确定可重复的、可靠的无损检测方法，以确保每个连接件的强度。

(6) 对于表明无法采用损伤容限方法的结构部件，必须用部件疲劳试验或有试验支持的分析表明其能够承受服役中预期的变幅重复载荷。必须完成足够多的部件、零组件、元件或试片试验以确定疲劳分散系数和环境影响。在验证中必须考虑直至可检性门槛值和极限载荷剩余强度的损伤范围。

(b) 金属机体结构 如果申请人选择用第 WL.572 条（a）（3），则损伤容限评定必须包括确定由疲劳、腐蚀或意外损伤引起的损伤的可能位置和模式，必须用有试验依据支持的分析和服务经验（如果有服务经验）来确定。如果设计的结构有可能产生疲劳引起的多部位损伤，则必须考虑这类损伤。评定必须包括有试验依据支持的重复载荷和静力分析。在无人机的使用寿命期内任一时刻的剩余强度所对应的损伤范围必须与初始可检性及随后在重复载荷下的扩展量相一致。剩余强度评定必须表明，剩余结构能够承受临界限制飞行载荷（作为极限载荷），并且此时的可检损伤

范围与损伤容限评定结果一致。

#### **第 WL.575 条 检查及其他方法**

必须根据第 WL.572 条或第 WL.573 条要求的评定来确定检查方法，确定部位、周期或其他方法以避免灾难性破坏，并且必须将之纳入第 WL.1529 条要求的持续适航文件的适航性限制条款。

## D 章 无人机设计与构造

### 第 WL.601 条 总则

对无人机运行的安全有重要影响的每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验确定。

### 第 WL.603 条 材料和工艺质量

(a) 其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求：

(1) 由经验或试验来确定；

(2) 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其它性能；

(3) 考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度的影响。

(b) 工艺质量必须是高标准的。

### 第 WL.605 条 制造方法

(a) 采用的制造方法必须能生产出一个始终完好的结构。如果某种制造工艺（如胶接、点焊或热处理）需要严格控制才能达到此目的，则该工艺必须按照批准的工艺规范执行。

(b) 无人机的每种新制造方法必须通过试验大纲予以证实。

### 第 WL.607 条 紧固件

(a) 如果可卸的紧固件的丢失可能妨碍继续安全飞行和着陆，则其必须有两套锁定装置。

(b) 紧固件及其锁定装置不得受到与具体安装相关的环境条件的不利影响。

(c) 使用过程中经受转动的任何螺栓都不得采用自锁螺母，除非在自锁装置外还采用非摩擦锁定装置。

### 第 WL.609 条 结构保护

每个结构零件必须满足下列要求：

- (a) 有适当的保护，以防止使用中由于任何原因而引起性能降低或强度丧失，这些原因中包括：
  - (1) 气候；
  - (2) 腐蚀；
  - (3) 磨损。
- (b) 除非对功能有害，否则必须有足够的通风和排水措施。

### **第 WL.611 条 可达性措施**

对需要维护、检查或其他保养的每个部件，必须在设计中采取适当的措施，以便完成这些工作。

### **第 WL.613 条 材料的强度性能和设计值**

- (a) 材料的强度性能必须以足够的材料试验为依据（材料应符合标准），在试验统计的基础上制定设计值。
- (b) 设计值的选择必须使因材料偏差而引起结构破坏的概率降至最小。除本条（e）的规定外，必须通过选择确保材料强度具有下述概率的设计值来表明符合本款的要求：
  - (1) 如果所加的载荷最终通过组件内的单个元件传递，而该元件的破坏会导致部件失去结构完整性，则概率为 99%，置信度 95%；
  - (2) 对于单个元件破坏将使施加的载荷安全地分配到其他承载元件的静不定结构，概率为 90%，置信度 95%。
- (c) 至关重要的部件或结构在正常运行条件下热影响显著的部位，必须考虑温度对设计许用应力的影响。
- (d) 结构的设计，必须使灾难性疲劳破坏的概率减至最小，特别是在应力集中处。
- (e) 对于一般只能用保证最小值的情况，如果在使用前对每一单项取样进行试验，确认该特定项目的实际强度性能等于或大于设计使用值，则通过这样“精选”的材料采用的设计值可以大于本条要求的保证最小值。

### 第 WL.619 条 特殊系数

对于每一结构零件，如果属于下列任一情况，则第 WL.303 条规定的安全系数必须乘以第 WL.623 条至第 WL.625 条规定的最高的相应特殊安全系数：

- (a) 其强度不易确定。
- (b) 在正常更换前，其强度在服役中很可能降低。
- (c) 由于制造工艺或检验方法中的不定因素，其强度容易有显著变化。

### 第 WL.623 条 支承系数

- (a) 每个有间隙（自由配合）并承受敲击或振动的零件，必须有足够大的支承系数以计及正常的相对运动的影响。
- (b) 操纵面铰链和控制系统关节接头，如果分别符合第 WL.657 条和第 WL.1321 (b) 条规定的系数，则满足本条 (a) 的要求。

### 第 WL.625 条 接头系数

对于采用了 1.5 倍安全系数（第 WL.303 条）的重要连接件，不需要使用接头系数。对于接头（用于连接两个构件的零件或端头），采用以下规定：

- (a) 未经限制载荷和极限载荷试验（试验时在接头和周围结构内模拟实际应力状态）证实其强度的接头，接头系数至少取 1.15。这一系数必须用于下列各部分：
  - (1) 接头本体；
  - (2) 连接件或连接手段；
  - (3) 被连接构件上的支承部位。
- (b) 以全面试验数据为依据进行的接头设计，不必采用接头系数（如金属钣金的连续接合、焊接和木质件中嵌接）。
- (c) 对于整体接头，一直到截面性质成为其构件典型截面为止的部分必须作为接头处理。

### 第 WL.627 条 疲劳强度

结构必须尽可能地设计成避免在正常服役中很可能出现变幅应力超过疲劳

极限的应力集中点。

## 第 WL.629 条 颤振

(a) 必须用本条 (b) 和 (c) 或 (b) 和 (d) 规定的方法, 来表明在 WL.333 条  $V-n$  包线以内的任何运行情况 and 直到所选择方法所确定的速度以内的所有速度下, 无人机不发生颤振、控制反效和发散。同时需符合下列规定:

(1) 对影响颤振的参数如速度、阻尼、质量平衡和控制系统刚度的量, 必须制定足够的允差;

(2) 主要结构部件的自然频率, 必须通过振动试验或其他批准的方法来确定。

(b) 仅需要在如下情况下做飞行颤振试验: 如果基于地面振动试验结果的合理的颤振分析表明, 任何预测的颤振小于  $V_D/M_D$  速度裕度的 20%, 或任何关键的颤振机构在  $V_D/M_D$  速度时总共只有不到 2% 的空气动力阻尼或结构阻尼。在需要这样的飞行试验时, 必须用飞行颤振检查试验表明无人机没有颤振、控制反效和发散, 并表明:

(1) 在直至  $V_D$  的速度范围内采取了合适的和足够的步骤来激发颤振;

(2) 试验中结构的振动响应表明不发生颤振;

(3) 在速度  $V_D$  时阻尼有合适的余量;

(4) 接近  $V_D$  时阻尼没有大而迅速的衰减。

(c) 用于预计不发生颤振、控制反效和发散的合理的分析必须覆盖直到  $1.2V_D$  的所有速度。

(d) 如果符合下列条件, 则可以用满足航空结构和设备工程报告 No.45 (修正版) “简化防颤振准则”(美国联邦航空局出版)(4~12页)中的刚度和质量平衡的准则, 来表明无人机不发生颤振、控制反效或发散:

(1) 无人机的  $V_D/M_D$  小于 482 公里/小时 (当量空速); 并且马赫数小于 0.5 ;

(2) 以机翼扭转刚度和副翼质量平衡准则表示的机翼和副翼的防颤振准则, 只限于在沿机翼展向没有大的集中质量 (如发动机、浮筒或机翼外侧的油箱) 的无人机上使用;

(3) 无人机布局必须符合下列条件:

- (i)没有 T 型尾翼或其他非常规尾翼构型；
  - (ii)没有影响准则适用性的异常质量分布或其他非常规的设计特点；
  - (iii)有固定式垂直安定面和固定式水平安定面。
- (e) 必须在下列情况表明直到  $V_D/M_D$  不发生颤振、控制反效和发散：
- (1) 对于符合本条 (d)(1) 到 (d)(3) 准则的无人机，要考虑任何调整片控制系统中任何单个元件的损坏、失效或断开的情况；
  - (2) 对于本条 (f)(1) 规定以外的无人机，要考虑在主飞行控制系统、某一调整片控制系统或某一颤振阻尼器中任何单个元件的损坏、失效或断开的情况。
- (f) 对于符合第 WL.572 条破损-安全准则的无人机，必须用分析表明，主要结构件发生疲劳破坏或明显的局部失效后，无人机在直到  $V_D/M_D$  的速度范围内不发生颤振。
- (g) 对于符合第 WL.573 条损伤容限准则的无人机，必须用分析表明，当产生经剩余强度验证的损伤时，无人机在直到  $V_D/M_D$  的速度范围内不发生颤振。若以上条目要求的分析措施实现和界定困难，可按可实现性进行分析验证，但必须有相关经验或试验等措施予以证明。
- (h) 当型号设计更改可能影响颤振特性时，必须表明符合本条 (a) 的要求，除非可以仅以经批准的数据为基础用分析表明，在直到所选择方法所确定的速度以内的所有速度下，无人机不发生颤振、控制反效和发散。

## 机翼

### 第 WL.641 条 强度符合性的证明

承力蒙皮机翼的强度，必须用载荷试验或用结构分析与载荷试验相结合的方法验证。

## 操纵面

### 第 WL.651 条 强度符合性的证明

(a) 对各操纵面要求进行限制载荷试验，这些试验必须包括与控制系统连接的支

臂或接头。

(b) 在结构分析中，必须用合理的或保守的方法考虑张线的装配载荷。

### 第 WL.655 条 安装

(a) 可动操纵面的安装必须使得当某一操纵面处在极限位置而其余各操纵面作全角度范围的运动时，任何操纵面、其张线或相邻的固定结构之间没有干扰。

(b) 保留。

### 第 WL.657 条 铰链

(a) 操纵面铰链，除滚珠和滚柱轴承铰链外，对于用作轴承的最软材料其极限支承强度的安全系数必须不小于 1.3。

(b) 对于滚珠或滚柱轴承铰链，不得超过批准的轴承的载荷额定值。

### 第 WL.659 条 质量平衡

操纵面的集中质量、配重的支承结构和连接件，必须按下列条件设计：

(a) 24g，垂直于操纵面平面。

(b) 12g，向前和向后。

(c) 12g，平行于铰链轴线。

## 无人机起飞着陆系统

### 第 WL.721 条 总则

以下部分用于常规起落架布置。如果提出新设计，验证方法应与局方商定。

### 第 WL.723 条 减震试验

(a) 必须表明，根据第 WL.473 条的规定分别按起飞和着陆重量所选定的用于设计的限制载荷系数不会被超过。这一点必须用能量吸收试验来表明。但是如在原先已批准的起飞和着陆重量的基础上加大重量，则可以使用分析的方法，该分析必须以能量吸收特性相同的起落架系统所作过的试验为依据。

(b) 起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得损坏，但可以屈服。此试验模拟的下沉速度为 1.2 倍的限制下沉速度，并假定机翼升力等于无人机重量。

**第 WL.725 条 限制落震试验**

- (a) 如果用自由落震试验来表明满足第 WL.723 条 (a) 的要求, 则可用位置正确的机轮、轮胎及缓冲器组成的装置进行试验, 自由落震的高度不小于用下列公式确定的值:

$$h=0.0414(W / S)^{1/2} \text{ 米,}$$

但是, 自由落震高度不得小于 0.234 米, 也不需大于 0.475 米。

- (b) 如果在自由落震试验中, 考虑了机翼升力影响, 则起落架必须用下述有效重量进行落震:

$$W_e = W \frac{[h + (1 - L)d]}{(h + d)}$$

式中:

$W_e$  为落震试验中使用的有效重量, 公斤;

$h$  为规定的自由落震高度, 毫米;

$d$  为轮胎 (充以批准的压力) 在受撞击时的压缩量加上轮轴相对于落震重量位移的垂直分量, 毫米;

$W = W_M$ , 用于主起落架, 公斤, 等于无人机水平姿态下作用在此起落架上的静重量 (如为前轮式无人机, 前轮离地);

$W = W_T$ , 用于尾轮, 公斤, 等于无人机尾沉姿态下作用在尾轮上的静重量;  $W = W_N$ , 用于前轮, 公斤, 等于作用在前轮上的静反作用力的垂直分量, 假定无人机的质量集中在重心上, 并产生 1.0 的向下载荷系数和 0.33 的向下载荷系数;

$L$  为假定的机翼升力与无人机重力之比, 不大于 0.667。

- (c) 必须用合理或保守的方法来确定限制惯性载荷系数。在落震试验中, 起落架装置的姿态和施加的阻力载荷应模拟着陆情况。
- (d) 计算本条 (b) 中的  $W_e$  所用的  $d$  值不得超过落震试验中实际达到的值。
- (e) 限制惯性载荷系数必须根据本条 (b) 的自由落震试验按下列公式确定:

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L$$

式中：

$n_j$  为落震试验中达到的载荷系数（即落震试验中所记录到的用  $g$  表示的加速度  $dv/dt$ ）加 1.0； $W_e$ 、 $W$  和  $L$  的定义与落震试验所用的相同。

(f) 按本条（e）确定的  $n$  值不得超过第 WL.473 条的着陆情况所用的限制惯性载荷系数。

### 第 WL.726 条 地面载荷动态试验

(a) 如果用落震试验在动态条件下表明满足第 WL.749 条至第 WL.753 条的地面载荷要求，则必须进行一次符合第 WL.725 条的落震试验。但是落震高度必须符合下列规定之一：

- (1) 第 WL.725 条（a）中规定的落震高度的 2.25 倍；
- (2) 足以产生限制载荷系数的 1.5 倍的高度。

(b) 强度符合性证明必须使用第 WL.749 条至第 WL.753 条规定的各设计情况的临界着陆情况。

### 第 WL.727 条 储备能量吸收落震试验

(a) 如果用自由落震试验来表明满足第 WL.723 条（b）规定的储备能量吸收要求，则落震高度不得小于第 WL.725 条规定值的 1.44 倍。

(b) 如果考虑了机翼升力作用，则装置必须以下列有效重量进行落震：

$$W_e = W \left( \frac{h}{h+d} \right)$$

符号意义与第 WL.725 条相同。

### 第 WL.729 条 起落架收放机构

(a) 总则 对于装有可收放起落架的无人机，采用下列规定：

- (1) 每个起落架收放机构和支承结构必须按下列载荷设计：起落架收起时的最大飞行载荷系数；襟翼收上状态，在直到  $1.6V_{S1}$  的任何空速下收起过

程中产生的摩擦、惯性和刹车扭矩及气动载荷的组合；以及襟翼放下情况的任何载荷系数，直到第 WL.345 条中的相应规定；

(2) 起落架和收放机构，包括机轮舱门，必须能承受至少到  $1.6V_{S1}$  的任何速度下，起落架在放下位置襟翼在收上位置时出现的飞行载荷，包括第 WL.351 条中规定的所有偏航情况下引起的载荷。

(b) 起落架锁 – 必须有可靠的措施（除用液压压力者外）将起落架保持在放下位置。

(c) 应急操作 – 可收放起落架的无人机，则必须具有措施在下列情况下放下起落架：

(1) 正常起落架收放系统中任何合理可能的失效；

(2) 动力源的任何合理可能的失效导致正常起落架收放系统不能工作。

(d) 操作试验 – 必须通过操作试验来表明收放机构功能正常。

(e) 如果采用可收放起落架，必须有起落架位置传感器，以及驱动指示器在无人机地面站中工作所需的开关，来通知无人机操作人员，各个起落架已锁定在放下（或收上）位置。如果使用开关，则开关的安置及其与起落架机械系统的结合方式必须能防止在起落架未完全放下时，指示器误示“放下和锁住”，或在起落架未完全收上时，指示器误示“收上和锁住”。

(f) 起落架舱内的设备 – 如果起落架舱内除起落架外还有其它设备，则该设备的设计和安装必须将轮胎爆破或石块、水和雪等进入起落架舱内造成设备损坏的程度降至最低。

### **第 WL.731 条 机轮**

(a) 每一机轮的最大静载荷额定值，不得小于下列情况对应的地面静反作用力：

(1) 设计最大重量；

(2) 临界重心位置。

(b) 每一机轮的最大限制载荷额定值，必须不小于按本规定中适用的地面载荷要求确定的最大径向限制载荷。

**第 WL.733 条 轮胎**

(a) 每个起落架机轮轮胎经批准的轮胎额定载荷（静态和动态）不得被下列载荷超过：

- (1) 在设计最大重量和临界重心位置时，作用在每个主轮轮胎上的地面静反作用载荷（用经批准的这些轮胎的静额定载荷作比较）；
- (2) 在下述情况下作用在前轮轮胎上的反作用力载荷（用经批准的轮胎的动态额定载荷作比较），假定无人机的质量集中的在最临界的重心位置，并作用一个  $1.0W$  向下和  $0.31W$  向前的力（ $W$  是设计最大重量），按静力学原理分配作用在前轮和主轮上的反作用力，仅在有刹车的机轮上施加地面阻力反作用力。

(b) 保留。

(c) 可收放起落架系统上所装的每个轮胎，当处于服役中的该型轮胎预期的最大尺寸状态时，与周围结构和系统之间必须具有足够的间距，以防止轮胎与结构或系统的任何部分发生接触。

**第 WL.735 条 刹车**

(a) 必须提供刹车。每个主轮刹车装置的着陆刹车动能容量额定值不小于按下列方法之一确定的动能吸收要求：

- (1) 必须根据对设计着陆重量下着陆时预期会出现的事件序列所作的保守而合理的分析确定刹车动能吸收要求；
- (2) 每个主轮刹车装置的动能吸收要求，可按下列公式计算，以代替推理分析：

$$KE = \frac{0.0135WV^2}{N} \text{公斤}\cdot\text{米}$$

式中：KE 为每个机轮的动能（公斤·米）；

W 为设计着陆重量（公斤）；

V 为无人机速度。V 必须不小于  $V_{S0}$ ， $V_{S0}$  为海平面设计着陆重量和着陆形态下无人机无动力失速速度；

N 为装有刹车的主轮个数。

- (b) 保留。
- (c) 在确定第 WL.75 条要求的着陆距离时，机轮刹车系统压力不得超过刹车制造商规定的压力。
- (d) 刹车可以全面提供防滑刹车、差动刹车和起落架收上刹车等功能，同时具有一定的停机刹车能力。
- (e) 刹车需要有防滑功能，防滑刹车故障情况下系统应降级使用，不能丧失刹车能力。
- (f) 对于所有任务速度范围内的预期跑道状态（干、湿）和所有地面机动状态下具有安全制动性能。
- (g) 防滑刹车系统设计能对动力终端或系统故障做出响应，而不会危及无人机操作人员对无人机的控制能力。
- (h) 刹车操作的所有模式均是安全的。
- (i) 系统应具有自检测和监控功能，并提供遥测参数。

#### **第 WL.745 条 前轮操纵**

- (a) 如果装有前轮操纵装置，必须证明在起飞和着陆期间发生侧风时，无人机操作人员不需要特殊的操纵就能使用该装置；否则，必须限制该装置只能在低速机动时使用。
- (b) 无人机操作人员操纵器件的移动不得妨碍起落架的收放。

#### **第 WL.747 条 起落架布置**

第 WL.749 条至第 WL.753 条中的情况，适用于常规布局的主、前起落架或主、尾起落架无人机。

#### **第 WL.749 条 水平着陆情况**

- (a) 对于水平着陆，假定无人机处于下列姿态：
  - (1) 保留；
  - (2) 对于主、前起落架式无人机，处于正常水平着陆姿态：主轮接地，前轮

稍离地面和前轮和主轮同时接地（如果在规定的下沉和向前速度下能够合理地获得这种姿态）。

(b) 在研究着陆情况时，必须把阻力分量与相应的瞬时垂直地面反作用力恰当地组合起来，阻力分量为模拟把轮胎和机轮加速到着陆速度（起旋）所需要的力。起旋阻力载荷（回弹）迅速减小引起的向前作用的水平载荷必须在向前的载荷达到峰值时与垂直的地面反作用力相组合，轮胎滑动摩擦系数不必大于 0.8。阻力载荷不得小于最大垂直地面反作用力的 25%。

(c) 保留。

### 第 WL.751 条 尾沉着陆情况

(a) 对尾沉着陆，假定无人机处于下列姿态：

(1) 保留；

(2) 对于前轮式无人机的尾沉着陆，假定无人机处于主机轮和尾部结构触地时的角度姿态（不必大于失速迎角），或相应于除主机轮外无人机所有部分均不触地时所允许的最大迎角，两者中取小者。

(b) 保留。

### 第 WL.753 条 单轮着陆情况

对于单轮着陆情况，假定无人机处于水平姿态，以一侧主起落架接地。在这种姿态下，该侧地面反作用力必须与第 WL.749 条所得到的另一侧主起落架载荷相同。

### 第 WL.755 条 侧向载荷情况

(a) 对侧向载荷情况，假定无人机处于水平姿态，仅以主轮接地，减震支柱和轮胎处于静态位置。

(b) 限制垂直惯性载荷系数必须为 1.33，垂直地面反作用力在主起落架间平均分配。这一数值可以被减小到 1.2，如果无人机的操作被限制在有道面滑行跑道及跑道上进行（受无人机系统飞行手册中说明的制约）。

(c) 限制侧向惯性载荷系数必须为 0.83，侧向地面反作用力在两主起落架之间

分配如下：

(1)  $0.5(w)$  作用在一侧主起落架上，方向向内；

(2)  $0.33(w)$  作用在另一侧主起落架上，方向向外。

(d) 假定本条 (c) 规定的侧向载荷作用在接地点上，并且可假定阻力为零。

### 第 WL.757 条 滑行刹车情况

对滑行刹车情况，减震支柱和轮胎在静态位置，并采用下列规定：

(a) 限制垂直载荷系数必须为 1.33。

(b) 姿态和接地状态，必须符合第 WL.749 条所述的水平着陆情况。

(c) 阻力方向的反作用力等于机轮垂直反作用力乘上数值为 0.8 的摩擦系数，它必须作用于每个带刹车机轮的接地点上，但是阻力方向的反作用力不必超过按限制刹车扭矩所决定的最大值。

### 第 WL.761 条 前轮补充情况

在确定前轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时，假定减震支柱及轮胎处于静态位置，下列要求必须得到满足：

(a) 对于向后载荷，轮轴上的限制力分量必须为下述载荷：

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍；

(2) 阻力分量为垂直载荷的 0.8 倍。

(b) 对于向前载荷，轮轴上的限制力分量必须为下述载荷：

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍；

(2) 向前的分量为垂直载荷的 0.4 倍。

(c) 对于侧向载荷，接地点上的限制力分量必须为下述载荷：

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍；

(2) 侧向分量为垂直载荷的 0.7 倍。

(d) 对于带有由液压或其他动力控制的可转向控制式前轮的无人机，在设计起飞重量、前轮处于任一转向控制位置时，必须假定其承受满控制扭矩的 1.33 倍与等于作用在前起落架上的最大静反作用力 1.33 倍的垂直反作用力的组

合载荷。如果装有扭矩限制装置，则可将控制扭矩降至该装置允许的最大值。

### 第 WL.763 条 托架载荷

(a) 无人机以设计最大重量支承在托架上或被授权的地面工作人员支撑起时所产生的载荷来设计。对于起落架支承点，无人机为三点姿态；对于主无人机结构支承点，无人机为水平姿态。假定支承点的载荷系数如下：

(1) 垂直载荷系数为静反作用力的 1.35 倍；

(2) 前、后和侧向载荷系数为静反作用力的 0.4 倍。

(b) 在支承点上的水平载荷必须受惯性力的反作用，以使支承点上的合成载荷方向不改变。

(c) 必须考虑水平载荷与垂直载荷的所有组合。

### 第 WL.765 条 牵引载荷

本条牵引载荷必须应用于牵引接头和与其直接连接的结构的设计。

(a) 必须分别考虑本条 (d) 规定的牵引载荷。这些载荷必须作用于牵引接头上，并且它们的作用方向必须和地面平行。此外，采用下列规定：

(1) 必须考虑作用于重心上等于 1.0 的垂直载荷系数；

(2) 减震支柱和轮胎必须处于静态位置。

(b) 对于牵引点不在起落架上但靠近无人机对称平面的情况，采用为辅助起落架规定的阻力和侧向牵引载荷分量。对于牵引点位于起落架外侧的情况，采用为主起落架规定的阻力和侧向牵引载荷分量。在不能达到规定的旋转角的情况下，必须采用可能达到的最大旋转角度。

(c) 本条 (d) 规定的牵引载荷必须受到下列载荷的反作用：

(1) 作用在主起落架上的牵引载荷的侧向分量，必须受到一个侧向力的反作用，此侧向力作用于承受此载荷的机轮的静地面线上；

(2) 作用在辅助起落架上的牵引载荷，以及作用在主起落架上的牵引载荷的阻力分量，必须受到下列载荷的反作用：

(i)在承受牵引载荷的机轮轴线上，必须施加一个反作用力，其最大值等于垂直反作用力。为达到平衡，必须施加足够的无人机惯性力；

(ii)所有载荷必须由无人机惯性力相平衡。

(d) 规定的牵引载荷如下，表中  $w$  是最大设计重量：

牵引点	位置	大小	载荷序号	方向
主起落架	——	每个主起落架 $0.225w$	1	向前，平行于阻力轴线
			2	向前，与阻力轴线成 $30^\circ$
			3	向后，平行于阻力轴线
			4	向后，与阻力轴线成 $30^\circ$
辅助起落架	转向前	$0.3w$	5	向前
			6	向后
	转向后	$0.3w$	7	向前
			8	向后
辅助起落架	从前面转 $45^\circ$	$0.15w$	9	在机轮平面内向前
			10	在机轮平面内向后
	从后面转 $45^\circ$	$0.15w$	11	在机轮平面内向前
			12	在机轮平面内向后

## 防火

### 第 WL.855 条用于翼面防除冰的供电吊舱及电池系统

(a) 每个供电吊舱内电池组的状态及剩余电量必须实时地向飞行机组显示；

(b) 在可以预期的运行环境下，电池组必须能执行预定的防除冰功能并能承受相应的电气载荷；

(c) 供电吊舱及其电池组的设计、安装、使用、监控和维修，必须能防止可能发生漏电、过热、起火和爆炸的危害，并有措施将此危害降到最小。

### 第 WL.863 条可燃液体的防火

(a) 凡可燃液体或蒸气可能因液体系统渗漏而逸出的区域，必须有措施尽量减少液体和蒸气点燃的概率以及万一点燃后的危险后果。

(b) 必须用分析或试验方法表明符合本条 (a) 的要求，同时必须考虑下列因素：

- (1) 液体渗漏的可能漏源和途径，以及探测渗漏的方法；
  - (2) 液体的可燃特性，包括任何可燃材料或吸液材料的影响；
  - (3) 可能的引燃火源，包括电气故障、设备过热和防护装置失效；
  - (4) 可用于抑制燃烧或灭火的手段：例如截止液体流动、关断设备、防火的包容物；
  - (5) 对于飞行安全是关键性的各种无人机部件的耐火、耐热能力。
- (c) 凡可燃液体或蒸气有可能因液体系统渗漏而逸出的区域，必须确定其部位和范围。

### **第 WL.865 条飞行控制系统、发动机架和其他飞行结构的防火**

位于指定火区或可能受到指定火区着火影响的邻近区域的飞行控制系统、发动机架和其他飞行结构，必须用防火材料制造或屏蔽，使之能经受住着火影响。如果发动机振动隔离器的非防火部分受到着火影响性能下降，则振动隔离器必须包含适当的功能确保能保持住发动机不脱落。

### **闪电评定**

#### **第 WL.867 条电气搭铁和闪电与静电防护**

- (a) 必须防止无人机因受闪电而引起灾难性后果。
- (b) 对金属组件可用下列措施之一表明符合本条（a）的要求：
- (1) 该组件正确地搭接到无人机机体上；
  - (2) 该组件设计成不致因闪电而危及无人机。
- (c) 对非金属组件可用下列措施之一表明符合本条（a）的要求：
- (1) 该组件的设计使闪电的后果减至最小；
  - (2) 装有可接受的分流措施将产生的电流分流，以使其不危及无人机。

### **其他**

#### **第 WL.871 条定无人机水平的设施**

必须有确定无人机在地面处于水平位置的设施，确保无人机系统在进行挂

载更改后有设施进行调水平。

## E 章 无人机动力系统

### 总则

#### 第 WL.901 条 安装

(a) 就本章而言，无人机动力装置的安装包括下列部件：

- (1) 推进所必需的部件；
- (2) 影响主推进装置安全的部件。

(b) 每一动力装置安装的构造和布置必须满足下列要求：

- (1) 直到申请批准的最大高度，均保证安全工作；
- (2) 是可达的，以进行必要的检查与维护。

(c) 整流罩短舱能够容易地拆下或打开，以便在所需飞行前检查时发动机舱有足够的可达性和敞开性。

(d) 每一涡轮发动机安装的构造和布置必须满足下列要求：

- (1) 引起的机匣振动不得超过发动机设计批准所确定的振动特性；
- (2) 雨中运行，在吸入的水域发动机经批准的最大功率或推力和飞行慢车的进气流量的重量比至少为 4% 时，可以没有功率或推力损失的持续安全运行至少运行 3 分钟。

(e) 安装必须符合其部件限制要求和安装说明，或表明不会造成危害。

#### 第 WL.903 条 发动机

(a) 安装在无人机上的发动机，应具有型号合格证或者按照局方接受的标准随无人机设计批准获得批准，该标准包含的适航准则应适用于该发动机的特定设计和预期用途，并符合局方可接受的安全水平。

(b) 涡轮发动机安装

- (1) 设计上必须采取预防措施，使得在发动机转子失效或发动机内部着火烧穿发动机机匣时，对无人机的危害减至最小；
- (2) 动力装置中与发动机控制设备、系统和仪表有关的系统，必须设计成能够合理地保证在服役中不会超过对涡轮转子机构完整性有不利影响的运

行限制。

(c) 保留。

(d) 起动和停转

- (1) 必须制定发动机的起动和停转技术及有关的限制，并将它们列入无人机系统飞行手册和无人机维修手册中；
- (2) 出于安全考虑，必须有一种方法可以防止发动机在地面上意外起动；
- (3) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下，使由于起动而引起发动机或无人机着火或机械损坏的危险减至最小；
- (4) 必须具有停止任何发动机的工作燃烧的措施，并且如果持续转动将对无人机造成危害，则必须具有发动机停转措施。位于火区的发动机停转系统的每一部件必须是耐火的。如果停转发动机使用螺旋桨液压顺桨系统，则液压顺桨管路或软管必须是耐火的。

(e) 再起动力

- (1) 应根据发动机损失风险和相应的应急程序以及相关的操作限制来评估发动机再起动力和演示；
- (2) 当需要发动机再起动力时：
  - (i) 必须制定发动机的再起动力技术及有关的限制，并将它们列入无人机系统飞行手册，否则必须在无人机地面站中包含适用的操作标牌；
  - (ii) 必须在飞行中演示，在一次假起动之后再起动发动机时，所有燃油或油气的排出都不得引起火灾；
  - (iii) 必须制定无人机的发动机空中再起动力的高度和速度包线；
  - (iv) 对于以涡轮发动机为动力的无人机，如果飞行中所有发动机停车后，发动机的最小风车转速不足以提供发动机点火所需的电功率，则必须具备一个不依赖于发动机驱动的发电系统的电源，以便能在飞行中对发动机点火进行再起动力。
- (f) 再起动力包线 必须制定飞机的发动机空中再起动力的高度和速度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动力的能力。

## 第 WL.905 条 螺旋桨

- (a) 安装在无人机上的螺旋桨，应具有型号合格证或者按照局方接受的标准随无人机设计批准获得批准，该标准包含的适航准则应适用于该螺旋桨的特定设计和预期用途，并符合局方可接受的安全水平。
- (b) 发动机的功率和螺旋桨轴的转速不得超过螺旋桨合格审定通过的限制。
- (c) 每具可顺桨的螺旋桨必须有在飞行中回桨的措施。
- (d) 飞行中可以改变桨距的螺旋桨系统必须设计成在变距机构、部件或控制系统失效时，使得桨叶能够回到无人机能够继续安全可控的飞行和着陆的状态。
- (e) 如果申请结冰条件运行，则在任何运行条件下，无人机系统上所有可能使得冰积聚并脱落进入螺旋桨旋转平面的区域，必须进行适当的防护，防止冰的形成，或表明进入螺旋桨旋转平面的冰不会构成“危害”情况。
- (f) 每一推进式螺旋桨必须进行标记，使得在正常昼间地面状态下，旋转平面是明显可见的。
- (g) 如果发动机排出气体进入推进式螺旋桨旋转平面，则必须通过试验或由试验支持的分析表明，螺旋桨能够持续安全工作。
- (h) 所有发动机整流罩、接近口盖以及其他可拆卸的元件，必须设计成确保不会与无人机系统分离而碰到推进式螺旋桨。
- (i) 如果申请结冰条件运行，则必须表明任何从桨盘上脱落的冰不会产生不安全状况。

## 第 WL.907 条 螺旋桨振动

- (a) 必须表明在正常工作条件下，除常规的定距木制螺旋桨外，每一螺旋桨振动应力不得超过螺旋桨制造人已表明的连续安全使用的应力值。这必须用下列方法之一来表明：
  - (1) 通过螺旋桨的直接试验测定应力；
  - (2) 与已完成该测量的类似装置作比较；
  - (3) 能证明该装置安全的任何其他可接受的试验方法或使用经验。
- (b) 除常规的定距木质螺旋桨外，其他类型螺旋桨在需要时必须出示安全振动特

性证明。

### 第 WL.925 条 螺旋桨的间距

无人机在最大重量、最不利重心位置以及螺旋桨在最不利桨距位置的情况下，螺旋桨间距不得小于下列规定：

(a) 地面间距起落架处于静压缩状态，当无人机处于水平起飞姿态或滑行姿态（取最临界者）时，每一螺旋桨与地面之间的间距均不得小于 180 毫米（对前轮式无人机），或 230 毫米（对尾轮式无人机）。此外，对于装有使用液压或机械装置吸收着陆冲击的常规起落架支柱的无人机，当处于临界轮胎完全泄气和相应的起落架支柱压缩到底的水平起飞姿态时，螺旋桨与地面之间必须具有正的间距。对于采用板簧支柱的无人机应表明在与 1.5g 相应的挠度下，具有正的间距。

(b) 结构间距必须满足下列要求：

- (1) 桨尖与无人机结构之间的径向间距不得小于 25 毫米，加上考虑有害的振动所必需的任何附加径向间距；
- (2) 螺旋桨桨叶或桨叶柄整流轴套与无人机各静止部分之间的纵向间距不得小于 13 毫米；
- (3) 螺旋桨其他转动部分或桨毂罩与无人机的各静止部分之间必须有正的间距。

### 第 WL.929 条 发动机安装的防冰

在飞行包线内的结冰条件下运行时，螺旋桨和整个发动机安装的其他部件必须受到保护，防止冰的积累，以保证得到满意的功能而无明显的推力损失。

### 第 WL.937 条 涡轮螺旋桨阻力限制系统

(a) 涡轮螺旋桨无人机系统的螺旋桨阻力限制系统必须设计成，在正常或应急使用期间，任何系统的单个失效或故障均不会使螺旋桨阻力超过按本标准结构要求设计无人机系统所采用的值。如果概率极小，则阻力限制系统结构元件的失效不必考虑。

(b) 本条所指的阻力限制系统包括手动或自动装置，当发动机功率损失后该装置作动时，能够将螺旋桨桨叶移动至顺桨位置，减小风车阻力至安全水平。

### 第 WL.939 条 动力装置的工作特性

(a) 必须在飞行中检查涡轮发动机的工作特性，以确认在无人机系统和发动机使用限制范围内的正常和应急工作期间，不会出现达到“危害”程度的不利特性（如失速、喘振或熄火）。

(b) 保留。

(c) 对于涡轮发动机，进气系统不得因正常工作期间的气流畸变产生对发动机有害的振动，或超过发动机规范允许的不稳定性。

### 第 WL.943 条 负加速度

无人机在第 WL. 334 条规定的飞行控制系统保持的飞行包线保护内作负加速度飞行时，发动机或与动力装置有关的任何部件或系统不得出现危险的故障。必须按使用中预期的最大加速度值和最长加速持续时间表明满足上述要求。

## 燃油系统

### 第 WL.951 条 总则

(a) 燃油系统的构造和安装，在每种可能出现的运行情况下，必须保证以发动机正常工作所需的流量和压力向其供油。

(b) 燃油系统的布置必须满足下列要求之一：

- (1) 燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油；
- (2) 具有防止空气进入系统的设施。

(c) 用于涡桨发动机的燃油系统在使用下述状态时的燃油时，必须能在其整个流量和压力范围内持续工作；燃油先在 27℃ 时用水饱和，并且每 10 升燃油含有所添加的 2 毫升游离水，燃油冷却到在运行中很可能遇到的最临界结冰条件。

### 第 WL.954 条 燃油系统的闪电防护

燃油系统的设计和布局，必须防止由于下列原因而点燃系统内的燃油蒸气：

- (a) 雷击附着概率高的区域直接被闪击。
- (b) 扫掠雷击可能性高的区域被扫掠雷击。
- (c) 燃油通气口处的电晕放电和流光。

### 第 WL.955 条 燃油流量

(a) 总则 必须在最临界的供油状态下和不可用油量时，表明燃油系统能以本条规定的流量和足以保证发动机正常工作的压力向发动机供油。这些情况可以在一个合适的模拟装置上予以模拟。此外还必须符合下列规定：

- (1) 油箱内的燃油量不得超过第 WL.959 条 (a) 确定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和；
- (2) 如果装有不带旁路的流量计，则不能出现将燃油流量限制到低于该燃油验证所要求水平的任何可能失效模式；流量计不带旁路；供油泵吸油口有滤网，会阻止大的杂质堵塞流量计堵塞，且流量计出现卡滞时可通过瞬时流量数据判断；
- (3) 燃油流量必须包括使蒸气回流所必须的流量以及为其他任何目的使用燃油所需的流量。

(b) 保留。

(c) 保留。

(d) 辅助燃油系统和燃油转输系统：本条 (b)、(c)、(f) 适用于每一辅助系统和转输系统，除了：

- (1) 所要求的燃油流量，必须按发动机最大连续功率或推力和发动机最大转速来确定，而不是按起飞功率和起飞耗油量来确定；
- (2) 如果在无人机指挥控制系统中设有与燃油管理有关的使用说明（若适用），在从辅助油箱中转输燃油至一更大的主油箱时，可以采用较低的燃油流量。该燃油流量必须足以保持发动机最大连续功率或推力，同时在较低的发动机功率或推力时，不会使主燃油箱溢流。

(e) 保留。

(f) 涡轮发动机燃油系统在各种预定运行条件下和机动飞行中，每一涡轮发动机燃油系统必须至少提供发动机所需燃油流量的 100%。可以在一个合适的模拟装置上模拟这些情况。流量必须符合下列规定：

- (1) 在无人机使用中预期的最不利供油情况（与高度、姿态和其它情况相关）下表明上述流量；
- (2) 保留；
- (3) 对于单发无人机，要求在完成发动机工作的起动阶段后，无人机操作人员不得采取进行任何操作。

#### **第 WL.957 条 连通油箱之间的燃油流动**

- (a) 油箱出口相互连通的重力供油系统，在第 WL.959 条规定的条件下，除非必须使用满油箱，油箱之间应有足够的燃油流动而不可能造成从任何油箱通气口溢出燃油。
- (b) 如果在飞行中，燃油能够从燃油泵送至其他油箱，则燃油箱的通气口和燃油转输系统必须设计成不致因输油过量而对无人机部件造成结构损坏。

#### **第 WL.959 条 不可用燃油量**

- (a) 燃油箱的不可用燃油量必须不小于下述油量：对于需该油箱供油的所有预定运行和机动飞行，在最不利供油条件下，发动机工作开始出现不正常时该油箱内的油量。不必考虑燃油系统部件的失效。
- (b) 必须确定泵的失效对可用燃油的影响。

#### **第 WL.961 条 燃油系统在热气候条件下的工作**

- (a) 在请求批准的所有临界工作和环境条件下运行无人机时，使用温度为最临界温度（与油气形成有关）的燃油，燃油系统不能产生汽塞现象。
- (b) 对于涡桨发动机燃油，初始温度必须为 43℃，0℃，-15℃ 或请求批准的最高外界温度，取最临界的温度。

#### **第 WL.963 条 燃油箱：总则**

- (a) 油箱必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性、油液及结构的载荷而不损坏。

- (b) 保留。
- (c) 整体油箱必须易于进行内部检查和修理。
- (d) 油箱总的可用油量，必须足以供发动机以最大连续功率使用至少半小时。
- (e) 每个油量指示器必须按照第 WL.1935 条 (a) 的规定进行调节，以考虑按第 WL.959 条确定的不可用燃油。

### **第 WL.965 条 燃油箱试验**

- (a) 每个燃油箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏油：
  - (1) 保留；
  - (2) 对于每个整体油箱，为油箱满油的无人机在最大限制加速度时所产生的压力，并同时施加临界限制结构载荷；
  - (3) 保留。
- (b) 保留。
- (c) 保留。
- (d) 保留。

### **第 WL.967 条 整体油箱的设计**

- (a) 保留。
- (b) 每个油箱舱必须有通气口和排漏孔，以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是无人机结构的一个整体部分，则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。
- (c) 油箱不得装在防火墙靠发动机的一侧。油箱与防火墙之间必须至少有 13 毫米的间距。直接位于发动机舱主要空气出口后面的发动机短舱蒙皮，不得作为整体油箱的箱壁。
- (d) 保留。
- (e) 油箱的设计、布局及安装在下列情况下必须能保存燃油：
  - (1) 与迫降条件下的安全目标一致；
  - (2) 除了设计有降落伞回收的无人机以外，在下述每种情况下，当无人机以

正常着陆速度在有铺面跑道上着陆时可能出现的情况：

- (i)正常着陆姿态，起落架收上；
- (ii)保留。

### 第 WL.969 条 燃油箱的膨胀空间

除非燃油箱通气口的排放物不脏污无人机（在这种情况下不要求膨胀空间），否则每个燃油箱都必须具有不小于 2% 油箱容积的膨胀空间。必须使无人机处于正常地面姿态时，不可能由于疏忽而使所加燃油占用膨胀空间。

### 第 WL.973 条 油箱加油口接头

- (a) 每个油箱加油口接头均必须按第 WL.1557 条（b）的规定作标记。
- (b) 必须能防止溢出的燃油流入燃油箱舱，或流入油箱外无人机的任何部分。
- (c) 每个主加油口的加油口盖必须有耐燃油密封装置。但是，油箱加油口盖可以有小孔，用于通气或作为量油计穿过口盖的通路，条件是小孔符合第 WL.975 条（a）的要求。
- (d) 除压力加油点外，每个加油点均必须有使无人机与地面加油设备电气搭铁的设施。
- (e) 保留。
- (f) 保留。

### 第 WL.975 条 燃油箱的通气

- (a) 每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气。此外应满足下列要求：
  - (1) 每个通气口的位置和构造必须使冰或其他外来物堵塞的概率减至最小；
  - (2) 每个通气口的构造必须能防止正常运行时产生燃油虹吸；
  - (3) 通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差；
  - (4) 出口互通的油箱，其膨胀空间必须互通；
  - (5) 无人机处于地面姿态或水平飞行姿态时，通气管中任何一处不得积水，除非提供排放嘴；
  - (6) 通气管所终止的部位，不得使通气管出口排出的燃油引起着火；

(7) 通气口的位置必须能防止当无人机以任何方向停放在 1% 斜度的停机坪上时有燃油流失，但因热膨胀而溢出的燃油除外。

(b) 保留。

(c) 保留。

#### 第 WL.977 条 燃油箱出油口

(a) 燃油箱出油口或增压泵都必须装有符合下列规定的燃油滤：

(1) 保留；

(2) 对于涡轮发动机无人机，该燃油滤能阻止可能造成限流或损坏燃油系统任何部件或造成功率损失的杂物通过，并具有提示地勤人员及时清洗或更换滤芯的功能。

(b) 每个燃油箱出油口燃油滤的流通面积，必须至少是出油口管路截面积的 5 倍。

(c) 每个燃油滤的直径，必须至少等于燃油箱出油口直径。

(d) 每个燃油滤必须便于检查和清洗。

#### 第 WL.979 条 压力加油系统

对于压力加油系统，采用下列规定：

(a) 每一压力加油系统燃油歧管接头必须有措施，能够在燃油进口阀一旦失效时防止危险量的燃油从系统中溢出。

(b) 必须装有自动切断设施，用以防止每个油箱内的燃油量超过该油箱经批准的最大载油量；该设施必须在油箱每次加油前，能够检查切断功能是否正常。

(c) 必须具有在本条 (b) 规定的自动切断设施失效后，能防止损坏燃油系统的措施。

(d) 燃油系统中直到油箱为止的承受加油压力的各部分，其检验压力和极限压力必须分别为加油时很可能出现的波动压力的 1.33 倍及 2.0 倍。

#### 燃油系统部件

#### 第 WL.991 条 燃油泵

**(a) 主油泵对主油泵，采用下列要求：**

(1) 对于涡轮发动机安装，发动机正常运转所需的或满足本章燃油系统要求所需的燃油泵是主燃油泵（本条（b）要求的除外）；

(2) 保留。

**(b) 应急燃油泵** 必须有应急燃油泵，当任一主燃油泵（经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外）失效后，应能立即向相应发动机供油。每台应急燃油泵的动力源必须独立于相应的各主燃油泵动力源。

**(c) 警告措施** 如果主燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作，则必须具有能向相应的无人机操作人员指示任一油泵故障的设施。

**(d)** 不管发动机功率（或推力）调定或者任何其他燃油泵的功能状态如何，任何一台燃油泵的工作都不得影响发动机运转而造成危险。

**第 WL.993 条 燃油系统导管和接头**

**(a)** 每根燃油导管的安装和支承，必须能防止过度的振动，并能承受燃油压力及加速度飞行所引起的载荷。

**(b)** 连接在可能有相对运动的无人机部件之间的每根燃油导管，必须用柔性连接。

**(c)** 燃油管路能够满足无人机使用要求的补偿量。

**(d)** 保留。

**(e)** 保留。

**(f)** 燃油系统接头应设计成防止出现由不同金属之间电势差造成的性能退化。

**第 WL.994 条 燃油系统部件**

必须对发动机短舱内或机身内的燃油系统部件进行保护，以防止在有铺面的跑道上机轮收起着陆时，发生燃油喷溅足以造成起火的损坏。

**第 WL.995 条 燃油阀和燃油控制器**

**(a)** 保留。

**(b)** 燃油切断阀（如果存在）不得安装在任何防火墙靠发动机的一侧。

**(c)** 燃油阀和燃油系统控制器的支承必须使得阀门工作，或加速飞行情况下所造

成的载荷不会传给与阀门相连的导管。

- (d) 燃油阀和燃油系统控制器的安装必须使重力和振动不影响其选定的位置。
- (e) 保留。
- (f) 必须在构造上或采取其他相应措施防止不正确装配或错误连接燃油单向阀。
- (g) 保留。

#### **第 WL.997 条 燃油滤或燃油滤**

燃油箱出油口与燃油计量装置入口，或与发动机传动的正排量泵入口（两种入口中取距油箱出口较近者）之间，必须设置满足下列要求的燃油滤或燃油滤：

- (a) 便于放液和清洗，且必须有易于拆卸的网件或滤芯。
- (b) 具有沉淀槽和放液嘴，如果滤网或油滤易于拆卸进行放液，则不必设置放液嘴。
- (c) 安装成不由相连导管或滤网（或油滤）本身的入口（或出口）接头来承受其重量，除非导管或接头在所有载荷情况下均具有足够的强度余量。
- (d) 具有足够的滤通能力（根据发动机的使用限制），以便在燃油脏污程度（与污粒大小和密度有关）超过发动机审定所规定的值时，保证发动机燃油系统的功能不受损害。

#### **第 WL.999 条 燃油系统放液嘴**

- (a) 燃油系统必须至少有一个放液嘴，当无人机处于正常地面姿态时，可以安全地放出整个系统内的油液。
- (b) 本条（a）要求的放液嘴必须满足下列要求：
  - (1) 使排放液避开无人机各个部分；
  - (2) 具有满足下列要求的放液活门：
    - (i) 有手动或自动的机构，能确定地锁定在关闭位置；
    - (ii) 易于接近；
    - (iii) 易于打开和关闭；
    - (iv) 允许取出燃油进行检查；

(v)能够观察到其正确的关闭；

(vi)阀门位置或其防护措施，能在起落架收起着陆时防止燃油喷溅。

## 滑油系统

### 第 WL.1011 条 总则

(a) 如果滑油系统及部件已经依据发动机适航要求获得批准，并且那些要求等同于或比本章中相应的要求更严格，则滑油系统及部件不需要再次获得批准。

如果本章中要求更严格，则必须进行验证以表明符合要求。

(b) 发动机必须有独立的滑油系统，在不超过安全连续运转温度值的情况下，能向发动机供给适量的滑油。

(c) 可用滑油量不得小于无人机在临界运行条件下的续航时间与同样条件下批准的发动机最大允许滑油消耗率的乘积，加上用于保证循环和冷却的适当余量。

(d) 对于没有滑油传输系统的滑油系统，只能考虑油箱的可用油量。不得考虑发动机滑油管路、滑油散热器内的滑油量和顺桨储油。

(e) 如果有滑油传输系统，并且传输油泵能将输油管路中的一些滑油输入主发动机滑油箱，则可将传输油泵能从这些管路中输出的油量计入滑油油量内。

### 第 WL.1013 条 滑油箱

(a) 安装滑油箱的安装必须满足下列要求：

(1) 滑油箱的支承必须使油箱载荷不集中。此外，还必须符合下列规定：

(i) 每个油箱舱必须有通气口和排漏孔，以防止可燃液体或油气聚集；

(ii) 油箱不得装在防火墙靠发动机的一侧。油箱与防火墙之间必须至少有13毫米的间距。

(2) 能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷。

(b) 膨胀空间必须按下列要求保证滑油箱的膨胀空间：

(1) 必须使无人机处于正常地面姿态时，不可能由于疏忽而使所加滑油占用膨胀空间；

(2) 保留。

(c) 加油口接头 滑油箱加油口均必须按第 WL.1557 条 (b)(2) 作标记。

(d) 通气 滑油箱必须按下列要求通气：

(1) 滑油箱必须从膨胀空间的顶部向发动机通气，使得在各种正常飞行情况下通气接头均不能被滑油淹没；

(2) 滑油箱通气口的布置，必须使可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处。

(e) 出油口 滑油箱出油口不得用在任一工作温度下会使滑油流量减到低于安全值的滤网或护罩加以包覆。滑油箱出口直径不得小于发动机滑油泵进口的直径。用于涡轮发动机的滑油箱必须具有防止任何外来物进入滑油箱本身或进入滑油箱出油口的措施，以免妨碍滑油在系统中流动。

#### 第 WL.1015 条 滑油箱试验

除按下列规定外，滑油箱必须按第 WL.965 条进行试验：

(a) 滑油箱结构的试验压力必须用 34.5 千帕（0.35 公斤/厘米<sup>2</sup>）来代替第 WL.965 条 (a) 中规定的压力。

(b) 保留。

(c) 保留。

#### 第 WL.1017 条 滑油导管和接头

(a) 滑油导管 滑油导管必须满足第 WL.993 条的要求，并必须能以足够的流量和压力供应滑油，以保证在任何正常运行条件下发动机的正常运转。

(b) 通气管 通气管必须按下列要求布置：

(1) 可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处；

(2) 在出现滑油泡沫或由此引起排出的滑油污染飞行安全的关键传感器时，通气管的排放物不会构成着火危险；

(3) 通气管不会使排放物进入发动机进气系统；

(4) 保护通气管输出口不被冰或外来物堵塞。

(c) 滑油系统接头应设计成防止出现由不同金属之间电势差造成的性能退化。

### 第 WL.1019 条 滑油滤网或滑油滤

(a) 每台涡轮发动机安装，必须包括能过滤发动机全部滑油并满足下列要求的滑油滤网或滑油滤：

- (1) 具有旁路的滑油滤网和滑油滤，其构造和安装必须使得在该滤网或油滤完全堵塞的情况下，滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分；
- (2) 滑油滤网或滑油滤必须具有足够的滤通能力（根据发动机的使用限制），以便在滑油脏污程度（与污粒大小和密度有关）超过发动机审定所规定的值时，保证发动机滑油系统功能不受损害；
- (3) 滑油滤网或滑油滤（除非将其安装在滑油箱出口处）必须具有指示器，在脏污程度影响本条（a）（2）规定的滤通能力之前作出指示；
- (4) 滑油滤网或滑油滤旁路的构造和安装，必须通过其适当设置使聚积的污物逸出最少，以确保聚积的污物不致进入旁通油路；
- (5) 保留。

(b) 保留。

### 第 WL.1021 条 滑油系统放油嘴

必须具有能使滑油系统安全排放的一个（或几个）放油嘴。每个放油或门必须满足下列要求：

- (a) 是可达的。
- (b) 具有放油活门或其他手动或自动关断装置，能将其确实地锁定在关闭位置。
- (c) 放油嘴的位置或防护措施应防止其意外工作。

### 第 WL.1023 条 滑油散热器

每个滑油散热器及其支承结构，必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力和滑油压力载荷。

### 第 WL.1027 条 螺旋桨顺桨系统

(a) 如果螺旋桨顺桨系统使用发动机的滑油工作，则滑油系统必须有保存足够顺桨用滑油量的措施，以防止滑油系统任一部分的失效而使滑油耗尽。

- (b) 保留的滑油量必须足以完成顺桨工作，并且仅供顺桨泵使用。
- (c) 必须表明顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。
- (d) 必须采取措施防止油泥或其他外来物影响螺旋桨顺桨系统安全工作。

## 冷却

### 第 WL.1041 条 总则

动力装置和辅助动力单元冷却装置必须保持以下设备或器材的温度在限制范围内：

- (1) 动力装置零部件；
- (2) 发动机中的流体；
- (3) 保留。

### 第 WL.1043 条 冷却试验

- (a) 总则 必须在试验的基础上表明符合第 WL.1041 条的要求，试验需满足下列要求：
  - (1) 如果在偏离本条 (b) 规定的最高外界大气温度下进行试验，则必须按本条 (c) 修正记录的动力装置温度，除非使用更合理的修正方法；
  - (2) 根据本条 (a) (1) 所确定的修正温度，不得超过制定的限制。
  - (3) 冷却试验所用的燃油必须是经批准用于该发动机的最低燃油品级的燃油。
- (b) 最高外界大气温度相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少规定为 37.8℃。在海平面以上，假设温度递减率为：高度每增加 1,000 米，温度下降 6.5℃，一直降到 -56.5℃ 为止，在此高度以上认为温度是恒定的 -56.5℃。然而对于冬季使用的装置，申请人可以选用低于 37.8℃ 的相应于海平面条件的最高外界大气温度。
- (c) 修正系数（气缸筒不适用） 对于规定了温度限制的发动机所用液体和动力装置部件（气缸筒除外）的温度必须进行修正，修正方法为：此温度加上申请批准的相应高度的最高外界大气温度与外界空气温度（冷却试验中所记录的部件或液体最高温度首次出现时的外界空气温度）的差值。

(d) 保留。

### 第 WL.1045 条 涡轮发动机无人机的冷却试验程序

- (a) 对于运行的所有阶段，都必须表明符合 WL.1041 条。必须以无人机系统飞行手册中推荐的程序飞行，无人机的构型和速度对应于适用的性能要求，这些性能要求对于冷却是临界的。
- (b) 在拟试验的每一飞行阶段前的进入状态下，温度必须达到稳定，除非动力装置部件和发动机所用的液体温度在进入状态下通常不能达到稳定（对此情况，在拟试验的飞行阶段前，必须通过整个进入状态下的运转，使得在进入时温度达到其自然水平）。在起飞的冷却试验之前，发动机必须在地面慢车状态下运转一段时间，使动力装置部件和发动机所用液体的温度达到稳定。
- (c) 每一飞行阶段的冷却试验必须连续进行，直到下列任一种状态为止：
- (1) 部件和发动机所用液体的温度达到稳定；
  - (2) 飞行阶段结束；
  - (3) 达到使用限制值。

## 进气系统

### 第 WL.1091 条 进气

- (a) 发动机及其附件的进气系统必须在申请审定的各种运行条件下，供给发动机及其附件所需要的空气。
- (b) 对于涡轮发动机的无人机，应满足下列要求：
- (1) 必须有措施防止由可燃液体系统的放液嘴、通气口或其他部件漏出或溢出的危险量燃油进入发动机进气系统；
  - (2) 无人机必须设计成能防止跑道、滑行道或机场其他工作表面上危险量的水或雪水进入发动机或辅助动力装置进气道。进气道的位置或防护必须使其在起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的程度减至最小；
  - (3) 进气系统不得因正常工作期间的气流畸变产生对发动机有害的振动，或可能导致喘振、熄火的不稳定性，或者超过发动机规范允许的不稳定性，

与 WL939 条 (c) 一致。

### 第 WL.1093 条 进气系统的防冰

(a) 保留。

(b) 涡轮发动机

(1) 涡轮发动机及其进气系统，必须能够在所制定的无人机限制内的整个发动机飞行功率范围（包括慢车）和下列条件下工作，而发动机或进气系统部件上没有不利于发动机运转或引起功率（推力）严重损失的冰聚积：

(i) 由局方规定的结冰条件；

(ii) 为无人机做该类运行确定的使用限制范围内的降雪和扬雪两种情况。

(2) 每台涡轮发动机必须在温度  $-9 - -1^{\circ}\text{C}$ 、液态水含量不小于  $0.3 \text{ 克/米}^3$ 、水呈水滴状态（其平均有效直径不小于 20 微米）的大气条件下，进行地面慢车运转 30 分钟，此时可供发动机防冰用的引气处于其临界状态，而无不利影响，随后发动机以起飞功率（推力）作短暂运转。在上述 30 分钟慢车运转期间，发动机可以按局方可接受的方式间歇地加大转速到中等功率（推力）。

(c) 保留。

### 第 WL.1103 条 进气系统管道

(a) 进气系统管道必须有放液嘴，以防止在正常的地面和飞行姿态时燃油或水气的聚积。放液嘴不得在可能引起着火危害的部位放液。

(b) 连接在可能有相对运动的部件之间的每根进气管道必须采用柔性连接。

### 排气系统

#### 第 WL.1121 条 总则

对于动力装置，必须满足下列要求：

(a) 排气系统必须确保安全地排出废气，没有着火危险。

(b) 表面温度足以点燃可燃液体或蒸气的每个排气系统零件，其安置或屏蔽必须

使得任何输送可燃液体或蒸气系统的泄漏，不会由于液体或蒸气接触到排气系统（包括排气系统的屏蔽件）的任何零件引起着火。

(c) 必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的位于发动机舱之外的无人机易燃部分相隔开。

(d) 废气排放时不得使任何可燃液体通气口或放油嘴有着火危险。

(e) 对以下可能造成危险的情形，不得排放废气：

(1) 关于飞行安全的关键传感器；

(2) 按照“无人机系统飞行手册”或“无人机维护手册”中规定的地勤人员的地面操作。

(f) 所有排气系统部件均必须通风，以防某些部位温度过高。

(g) 保留。

(h) 就符合第 WL.603 条而言，排气系统的任何部件的失效将被认为对安全有不利影响。

### 第 WL.1123 条 排气系统

(a) 排气系统必须是耐热和耐腐蚀的，并且必须具有措施防止由于工作温度引起的膨胀而造成损坏。

(b) 每个排气系统的支承，必须能承受使用中可能遇到的各种振动和惯性载荷。

(c) 保留。

### 动力装置的防火

#### 第 WL.1181 条 指定火区的范围

针对动力装置，指定的火区指下列各部分：

(a) 保留。

(b) 对于涡轮发动机：

(1) 压气机和附件部分；

(2) 包含有输送可燃液体或气体管道或部件的燃烧室、涡轮和尾喷管部分；

(3) 压气机、附件部分、燃烧室、涡轮和尾喷管地区部分之间没有隔离的整

个动力装置舱；

(c) 保留。

(d) 保留。

### 第 WL.1182 条 防火墙后面的短舱区域

位于发动机舱防火墙后面的部件、导管和接头（按第 WL. 1369 条（d）要求的除外）的制造材料和离防火墙的距离，必须使它们在防火墙靠发动机一侧的部分受到温度不低于 1093℃ 的火焰作用 15 分钟时，不会受到足以使无人机发生危险的损坏。

### 第 WL.1183 条 导管、接头和部件

(a) 除了本条（b）规定的外，在易受发动机着火影响的任何区域内输送可燃液体、气体或空气的每一组件、导管和接头均必须至少是耐火的，但属于发动机一部分并且固定在发动机上的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护，如果任何非防火零件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出则除外。上述组件必须加防护罩或安置得能防止点燃漏出的可燃液体。软管组件（软管和管接头）必须适合于特定用途。

(b) 本条（a）不适用于下列情况：

- (1) 已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管和接头；
- (2) 破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头。

### 第 WL.1189 条 切断措施

(a) 保留。

(b) 在下列情况下，涡轮发动机安装不需要发动机滑油系统切断装置：

- (1) 保留；
- (2) 位于发动机外部的所有滑油系统部件是防火的，或位于不易受发动机着火影响的区域。

(c) 对于动力控制的阀门，当它达到选定位置时必须要有能给无人机操作人员指示的装置。并且此阀门必须设计成在阀门部位很可能存在的振动条件下，阀门

不能从其选定的位置移开。

### 第 WL.1191 条 防火墙

- (a) 发动机、燃油燃烧加温器和其他在飞行中需要使用的燃烧设备，必须用防火墙、防火罩或其他等效设施与无人机的其他部分隔离。
- (b) 防火墙或防火罩的构造必须能防止危害量的液体、气体或火焰通过防火墙或防火罩所构成的舱进入无人机的其他部分。
- (c) 防火墙或防火罩的每个开孔，都必须用紧配合的接头、防火套圈、衬套或防火墙接头封严。
- (d) 防火墙、防火罩和防火墙配件必须是防火和防腐蚀的。
- (e) 必须按下列条件表明防火材料或部件符合标准：
  - (1) 材料或部件承受的火焰温度必须是  $1093\pm 27.5^{\circ}\text{C}$ ；
  - (2) 对于板材，必须在大约  $64.5\text{ 厘米}^2$  面积上经受过合适的燃烧器发出的火焰；
  - (3) 火焰的大小必须足以在大约  $32.25\text{ 厘米}^2$  的面积上保持要求的试验温度。
- (f) 防火墙材料和接头必须至少在 15 分钟内不被火焰穿透。
- (g) 下列材料不经本条要求的试验就可以作为防火墙或防火罩的材料：
  - (1) 不锈钢板，厚度 0.381 毫米；
  - (2) 软钢板（包覆铝层或采用其他防腐措施），厚度 0.457 毫米；
  - (3) 镀锡铅钢板，厚度 0.457 毫米；
  - (4) 蒙乃尔合金，厚度 0.457 毫米；
  - (5) 钢或铜基合金的防火墙接头；
  - (6) 钛板，厚度 0.406 毫米。

### 第 WL.1193 条 发动机罩及短舱

- (a) 整流罩的构造和支承，必须使其能承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。
- (b) 在无人机处于正常的地面和飞行姿态时，必须有迅速、全部地排出整流罩各

部分液体的设施。可以通过试验、分析或两者共同表明排放工作，以确保在使用过程中预期的正常气动压力分布情况下，每个排放设施能够完成其设计功能，不得在会引起着火危险处排放。

(c) 整流罩必须至少是耐火的。

(d) 开口后方位于开口后至少 61 厘米距离范围内的每个零件是耐火的。

(e) 由于靠近排气系统出口或受排气冲击而经受高温的整流罩的各部分必须是耐火的。

## F 章 无人机设备

### 总则

#### 第 WL.1301 条 功能和安装

所安装的每项设备必须符合下列要求：

- (a) 其种类和设计 with 预定功能相适应。
- (b) 有标牌标明其名称、功能或使用限制，或这些要素的适用的组合。
- (c) 按对该设备规定的限制进行安装。
- (d) 在安装后功能正常。电连接器应处于导通状态；供电系统、机电控制与管理  
系统、液压系统、燃油系统、环控系统、飞管系统、大气数据系统、链路机  
载数据终端、动力系统应处于正常状态。

#### 第 WL.1309 条 设备、系统及安装

- (a) 无人机系统按其申请审定的运行类型进行安全运行所要求的系统和设备的设  
计和安装，应当满足以下要求：
  - (1) 满足适用于无人机系统性能要求的安全性水平；
  - (2) 在审定批准的运行和环境限制下完成预期的功能。
- (b) 除本规定中有单独要求外，当系统和有关部件在单独考虑以及与其它系统一  
起考虑时，失效状态的严重程度和平均失效概率之间必须满足下列要求：
  - (1) 每个灾难性的失效状态是极不可能的；
  - (2) 每个危险的失效状态是极少发生的；
  - (3) 每个主要的失效状态是非常小的。
- (c) 本条款中“系统”是指无人机系统（起落架系统、飞机管理系统、动力系统、  
机械电气系统、机载数据链系统、机外照明系统）以及地面控制系统（指挥  
控制系统、地面数据链系统、起降引导系统）。

### 飞行操纵与伺服子系统

## 第 WL.1311 条 总则

每个控制器件的操作必须简便、平稳和确切，以完成其功能要求。

## 第 WL.1313 条 主次飞行操纵器件

(a) 无人机飞行控制系统用来对俯仰、横滚和航向进行直接操纵的装置为主飞行操纵器件。

(b) 次飞行操纵器件在 WL.405 条中进行了定义。

## 第 WL.1321 条 限制载荷静力试验

(a) 必须通过合理和保守的分析或按下列规定进行试验，来表明满足本规定限制载荷的要求：

(1) 试验载荷的方向应在操纵系统中产生最严重的受载状态；

(2) 试验中应包括每个接头、滑轮和用以将系统连接到主要结构上的支座。

(b) 作角运动的操纵系统的关节接头，必须用分析或单独的载荷试验表明满足特殊系数的要求。

## 第 WL.1323 条 操作试验

(a) 必须用操作试验表明，当系统承受本条 (b) 规定的载荷时，系统操纵不出现下列情况：

(1) 卡阻；

(2) 过度摩擦；

(3) 过度变形；

(4) 过度自由运转。

(b) 试验载荷按下列规定：

(1) 对于整个系统，在舵面上有相当于限制气动载荷的载荷；或由作动系统产生的最大载荷及扭矩，两者中取小者；

(2) 对于次操纵系统载荷，应不小于相应的伺服控制元件最大载荷或作动器最大作用力。

## 第 WL.1325 条 操纵系统的细节设计

- (a) 操纵系统的每个细节必须设计和安装成能防止因货物、松散物或水气凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。
- (b) 必须有措施在外来物可能卡住控制系统的部位防止其进入。
- (c) 保留。
- (d) 飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征，或具有明显的永久性标志，使由于不正确装配而引起控制系统出故障的可能性减到最小。
- (e) 按照第 WL.1431 条的规定，无人机操纵系统应能够抵抗外部或内部电磁干扰源的干扰。

## 第 WL.1333 条 襟翼控制器件

- (a) 襟翼控制器件必须设计成：当襟翼处在符合本规定性能要求的任何位置时，除非操纵器件作了调整或者被襟翼载荷限制装置自动地移动，襟翼不会从该位置移开。
- (b) 在空速、发动机功率和姿态的定常或变化的条件下，襟翼随飞行控制系统控制或自动装置的动作的运动速率，必须具有满意的飞行特性和性能。

## 第 WL.1335 条 襟翼的交连

- (a) 主襟翼及作为同一系统的有关可动表面，必须：
  - (1) 用可动襟翼表面之间的独立于襟翼驱动系统的机械连接（或经批准的等效方法）来保持同步；
  - (2) 在设计中采取措施，使因襟翼系统失效而可能导致无人机产生不安全飞行特性的概率极小。
- (b) 必须表明在各个可动表面（机械交连表面被认为是单个表面）极限位置的任何组合情况下，无人机均具有安全的飞行特性。

## 第 WL.1337 条 起飞警告系统

如果无人机是不安全的起飞构型，那么：

- (a) 必须通知无人机操作人员；或者

(b) 必须阻止启动起飞。

## 动力操纵与伺服子系统

### 第 WL.1339 条 无人机动力装置的控制器件

- (a) 必须表明控制器件适合于特定的用途。
- (b) 每个控制器件必须能保持在任何必要的位置，而不会由于控制载荷或振动而滑移。
- (c) 每个控制器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。
- (d) 对于涡轮发动机无人机系统，任何动力装置控制系统的单一失效或故障都不会造成危害或更严重的事件。
- (e) 位于发动机舱内而在着火时还要求工作的每个动力装置的控制器件，必须至少是耐火的。
- (f) 所有发动机控制器件作为发动机安装的一部分必须正确执行，以确保：
  - (1) 每个发动机控制器件都能执行预期的功能；
  - (2) 每个发动机控制器件的连接装置、电气接头等必须能够承受工作载荷和振动而不出现失效或过渡偏转。

### 第 WL.1345 条 动力装置附件

- (a) 发动机安装附件必须符合下列规定：
  - (1) 被批准安装在相应的发动机上，并利用该发动机上的设施安装；或
  - (2) 在所有附件传动装置上装有扭力限制装置以防止扭力超过传动装置规定的限制值；
  - (3) 除满足本条 (a)(1) 或 (a)(2) 的条件外，是密封的以防止污染发动机滑油系统和附件系统。
- (b) 易产生电弧或火花的电气设备，其安装必须使接触可能呈自由状态的可燃液体或蒸气的概率减到最小。
- (c) 额定功率为 6 千瓦或 6 千瓦以上发电机的设计和安装必须将其发生故障时引起着火的概率减到最小。

(d) 保留。

(e) 没有作为驱动齿轮箱动力装置的一部分批准而被齿轮箱驱动的附件必须满足下列条件：

- (1) 具有扭力限制措施以防止超过有关传动装置的扭力限制值；
- (2) 使用齿轮箱上的设施安装；
- (3) 是密封的以防止污染齿轮箱滑油系统和附件系统。

### **第 WL.1347 条 发动机点火系统**

当发动机需要重启功能时：

- (a) 每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能，当任一蓄电池电能耗尽时，此发电机可自动作为备用电源供电，使发动机能继续运转。
- (b) 蓄电池和发电机的容量，必须足以同时满足发动机点火系统用电量和使用同一电源的电气系统部件的最大用电量。
- (c) 发动机点火系统的设计必须计及下列情况：
  - (1) 一台发电机不工作；
  - (2) 一个蓄电池电能耗尽，而发电机以其正常转速运转；
  - (3) 如果只装有一个蓄电池，该蓄电池电能耗尽，而发电机在慢车转速下运转。
- (d) 除用于辅助、控制或检查点火系统工作的电路外，每一点火系统必须独立于任何其他电路。

## **飞行与动力传感器**

### **第 WL.1349 条 空速测量装置**

- (a) 每个空速测量装置的设计和安装必须能保证空速管静压管道中的湿气被排除。
- (b) 空速测量装置应具有防冰除冰功能，保证在结冰气象条件下仍能提供精确可靠的参数。

### **第 WL.1351 条 静压测量装置**

- (a) 每个带静压膜盒的测量装置与外界大气的连通方式，必须使无人机速度、气流变化、湿气或其他外来物对这些装置准确度的影响最小。
- (b) 如果一个静压测量装置是为系统或装置的功能所必需的，则应符合本条 (b) (1) 的规定。
- (1) 静压测量装置的设计和安装必须符合下列规定：
- (i) 备有可靠的排放水分的措施；
  - (ii) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流；
  - (iii) 所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。
- (2) 保留；
- (3) 保留。
- (c) 静压测量装置应具有防冰除冰功能，保证在结冰气象条件下仍能提供精确可靠的参数。

#### **第 WL.1355 条 使用能源的测量装置**

对于每个对使用能源持续安全操作至关重要的安全关键测量装置，采用下列规定：

- (a) 能源必须在进入仪表处或其附近测量。对于电气和真空/压力仪表，当电压或真空/压力分别处在批准的范围时，即认为其能源满足要求。
- (b) 安装和能源供给系统必须按下列规定设计：
- (1) 一个装置的失效不会影响对其余装置的正常供能；
  - (2) 一个能源的供能失效时，不会影响来自任何其他能源的正常供能。

#### **第 WL.1357 条 动力测量装置安装**

- (a) 保留。
- (b) 见 WL.1935 条。另外，如下要求适用：
- (1) 每个燃油油量表必须经过校准，使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于按 WL.959 条 (a) 确定的不可用燃油时，其读数为“零”；
  - (2) 保留；

- (3) 保留；
  - (4) 当无人机处于地面时，必须有措施指示每个油箱的可用燃油量；
  - (5) 保留；
  - (6) 保留。
- (c) 燃油流量指示系统：如果装有该系统，则每个测量部件必须具有在该部件发生故障而严重限制燃油流动时提供燃油旁路的装置。
- (d) 滑油油量指示器：当无人机处于地面上时，必须有措施指示每个油箱内的滑油量。

## 飞行控制与管理

### 第 WL.1359 条 飞行控制系统

飞行控制系统由传感器、作动器、计算机和无人机系统中所有对于控制无人机的姿态、速度和轨迹必需的那些要素所组成。飞行控制系统必须满足如下要求：

- (a) 无人机的控制模式必须为如下几种分类，可以由无人机操作人员在飞行过程中的任何时候加以选择：
- (1) 自动模式：在该模式中，无人机的姿态、速度和飞行路线完全由飞行控制系统控制，除了加载或修改要求的飞行规划外，不需要从无人机地面站进行输入操作；
  - (2) 半自动模式：对于这种类型的控制，需要无人机操作人员发出诸如高度、航向和空速这样一些外回路参数指令，由飞行控制系统操纵无人机控制器件达到指令的外回路参数值。
- (b) 所设计的飞行控制系统必须能够使具有平均技能水平的无人机操作人员在可接受的工作量下能对无人机系统进行操作。
- (c) 飞行控制系统必须对机动进行限制，以使无人处于 WL.334 条中定义的飞行包线保护范围之内。
- (d) 无人机操作人员必须在飞行过程中的任何时候都有机会对无人机进行干预，

以保证对无人机的安全操纵，除了：

- (1) 在链路数据联系完全丧失的紧急情况下；
  - (2) 在获得最小安全飞行参数之前的起飞阶段；
  - (3) 在到达了 WL.1361 条和 WL.1363 条中规定的决断点后的着陆阶段；
  - (4) 保留；
- (e) 在无人机操作人员可以获得的调整范围内，飞行控制系统的设计和调整必须保证，不能产生不安全的状况。
- (f) 飞行控制系统的设计必须使得，单一故障不会在多于一个的控制轴上产生舵面过偏信号，但是，如果该故障的影响效果低于或等于轻微失效严重程度，则该情况除外。如果飞行控制系统综合了来自辅助控制器件的信号或向其它设备运行提供信号，则要求有确实可靠的联锁和顺序接通措施，防止出现不当的工作状态。
- (g) 必须有防止因集成在一起的元件相互施加不利影响而引起故障的措施。
- (h) 保留。
- (i) 用于缓解载荷、增加稳定性和/或降低抖振而采用的主动飞行控制必须要与由局方认可的控制系统稳定性要求相符。
- (j) 飞行控制系统必须具有一种综合性的可使用的自我测试能力，可在所有飞行阶段（包括起飞前）运行。
- (k) 飞行控制系统部件间的数据交换或收自外部的数据在使用前必须进行信息完整性校验。接收自外部信息源的信息在进行计算之前，必须根据相应飞行阶段对变换率和数据范围进行校验。

### **第 WL.1361 条 自动起飞系统-自动着陆系统—总则**

当设计用于跑道上传统起飞和着陆的无人机系统配备有自动起飞系统或自动着陆系统或两者兼有时，其应满足以下要求：

- (a) 自动起飞或着陆模式启动后，无人机操作人员通过指挥和控制数据链监视无人机地面站的整个过程，但不需要执行任何手动“驾驶动作”，除非根据第 WL.1363 条的规定进行手动中止。

(b) 自动功能将存在于无人机机载控制规则算法中，并将以不会降低飞行控制系统的总体冗余度或安全性水平的方式利用导航和飞行航迹跟踪输入。当通过数据链路使用外部传感器时，如果数据链路丢失，必须确保无人机继续安全飞行及着陆。

(c) 自动系统可能不会由于配置或功率变化或正常运行中预期的任何其他干扰，造成不安全的持续振荡或不适当的姿态变化或控制活动。

(d) 自动起飞系统或自动着陆系统的数据和状态必须显示在无人机地面站上。所有显示都必须设计成最大限度地减少机组人员失误。

(e) 起飞

(1) 自动起飞模式启动后，制动器释放，全自动起飞滑跑：无人机跑道转向航迹、速度、构型、发动机设置和起飞后的无人机航迹，均由自动起飞系统控制；

(2) 在起飞滑跑过程中加速达到抬前轮速度  $V_R$  或适当的决断速度之前，如果发生故障可能会影响安全飞行或超过预定的限制，应具备自动中断功能将无人机停止在跑道上。

(f) 着陆

(1) 自动着陆模式启动后，进近，全自动着陆，直至无人机达到完全停止，或达到安全滑行速度后无人机操作人员转为手动滑行模式：无人机航迹、速度、构型、发动机设置、降落后的跑道转向和制动，均由自动着陆系统控制；

(2) 链路中断情况下，如果在着陆过程中出现失效或超出预先设置收敛窗口限制的情况，则应在被称为“决断点”的特定高度上提供自动复飞功能，此时可以安全地执行复飞（即没有出现可能会损坏无人机的地面接触）。

#### 第 WL.1363 条 自动起飞系统-自动着陆系统—手动中止功能

当无人机系统被设计用于在跑道上进行常规起飞与着陆时，其必须包含如下功能：

(a) 自动化系统必须包含手动中止功能。无人机操作人员必须能够轻易地实施对

该功能的控制，以便于：

- (1) 在起飞滑跑的任何速度（决断速度或抬轮后速度  $V_R$  中的小者），能将无人机停止在跑道上；
- (2) 在着陆阶段，在每一个高度（直到降低到决断点）上，启动能够安全实施的复飞。

(b) 具体的复飞程序应在无人机系统飞行手册中提供。

### 第 WL.1365 条 紧急恢复能力

(a) 无人机系统必须具有紧急恢复能力，其由以下方面组成：

- (1) 一套飞行终止系统，该系统所具有的程序或功能的目的是立即中止正常飞行；
- (2) 通过无人机操作人员指令或通过自主设计方法实现的应急回收程序，目的在于减缓关键失效的影响，使其对第三方的危险降至最小程度，或；
- (3) 本条 (a) (1) 和 (a) (2) 的任意组合。

(b) 在最不利的环境组合条件下，在整个飞行包线范围内，应急返航能力必须具有预期的功能。

(c) 应急返航能力必须具有安全保证措施，能防止干扰造成的意外工作。

(d) 必要时，应急返航能力必须从具有最可靠使用特性的汇流条获得电力，在主电力发电系统完全丧失情况下，必须能自动地切换到蓄电池供电。

(e) 当应急返航能力，包括采用预编程的动作过程，能使无人机到达合理预期的场地而不会发生致命损伤事件时，则必须在无人机系统飞行手册中说明该场地的尺寸大小。

(f) 应急返航过程中，应考虑已知障碍物情况下，可以在线规划航线并自主升高至安全高度，以规避障碍物。

### 第 WL.1367 条 自动滑跑系统

当无人机设计为跑道上常规的起飞、降落方式时，其自动滑跑系统必须满足如下要求：

**(a) 滑跑**

(1) 在自动滑跑模式开始执行前，系统必须能够向无人机操作人员提供清晰确定的滑跑路径和预设速度。

(2) 一旦自动滑跑模式开始执行，无人机舵面、速度和刹车将完全自主执行直至无人机完全停住或无人机操作人员向滑跑系统提供手动输入设置或更改至手动滑跑模式。无人机滑跑路径、速度、配置、发动机设置、舵面和刹车在滑跑过程中受自动滑跑系统控制。

(b) 一旦发生影响滑跑安全的故障或超出预定滑跑限制、或控制链路通信故障等情况，自动滑跑系统能够提供自动中止功能使无人机停下来。

(c) 自动滑跑系统必须包含手动中止功能，且易于操作以方便无人机全自主滑跑过程中及时停下来。

**无人机电气系统****第 WL.1369 条 总则**

(a) 电气系统容量每个电气系统必须满足其预定的用途。此外，采用下列规定：

(1) 电源及其传输电缆以及有关的控制和保护装置，必须能够以适当的电压向安全运行所必不可少的每个负载电路供给其所需的电功率；

(2) 必须采用电气负载分析或电气测量方法来表明符合本条 (a) (1)，进行时考虑作用于该电气系统的各种电气负载可能的组合和可能的持续时间，同时应考虑每个有效载荷配置。

(b) 功能 每个电气系统要符合下列要求：

(1) 安装后的每个电气系统必须满足下列要求：

(i) 对系统本身及其工作方式和对无人机其它系统均没有危害；

(ii) 使该系统免受燃油、滑油、水和其他有害物质的侵害及机械损伤；

(2) 电源在并联工作或单独工作时功能正常；

(3) 任一电源的失效或故障，均不得损害任何其余的电源向安全运行必不可少的负载电路供电的能力。

- (c) 无人机发电系统如果电气系统要向安全运行所必不可少的负载电路供电，则必须至少有一台电力发电装置。此外，应符合下列规定：
- (1) 电力发电装置必须能够输出它的连续额定功率，或由其调节系统所限定的功率；
  - (2) 电力发电装置的电压控制装置必须能可靠地将电力发电装置的输出电压调整在额定范围内；
  - (3) 必须有自动措施，以防止因反向电流、过流或短路而损坏电力发电装置并对无人机电气系统产生不利影响。同时，还应有措施来断开每一电力发电装置与蓄电池和其他电力发电装置的连接；
  - (4) 保留；
  - (5) 电力发电装置必须设计和安装一个过压保护装置，当电力发电装置出现过压情况时能防止对电气系统或由该系统供电的设备造成损坏。
- (d) 耐火性 电气设备的设计和安装必须在发动机舱起火的情况下，靠近火的防火墙表面被加热到 1,093℃并保持 5 分钟，或者加热到由申请人证实是合理的较低温度时，安装在该防火墙后面并对连续安全运行必不可少的设备能令人满意地工作，且不会导致新的失火危害（产生进一步失火的危险）。
- (e) 外部电源 如果备有措施将外部电源接到无人机上，且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其他设备相连接，则必须有措施确保不兼容的外部电源，如反极性或逆相序的外部电源，不能向该无人机的电气系统供电。外部电源连接的位置必须确保其使用不会对无人机或地勤机组造成危险。该位置应对无人机结构不会造成不利影响。
- (f) 负荷分类 按照飞行任务中的重要性对机载用电设备进行分类，分为关键负载、重要负载和一般负载。关键负载必须采用多余度供电，重要负载可采用双余度供电，一般负载由主电源供电。关键负载、重要负载和一般负载按下列进行定义：
- (1) 关键负载：无人机飞行安全和着陆所必需的用电设备；
  - (2) 重要负载：无人机完成飞行任务所必需的用电设备；

(3) 一般负载：为改善飞行条件而不影响飞行任务和安全的用电设备。

(g) 电源隔离采用锂电池作为应急电源，主电源与应急电源必须采用二极管进行隔离，防止由于电流倒灌对锂电池造成损害。

### 第 WL.1371 条 蓄电池或应急电源的设计和安装

(a) 每个蓄电池或应急电源必须按照本条的规定设计和安装。

(b) 在任何可能的充电和放电状态下，单体蓄电池的温度和电压必须保持在安全范围之内。当蓄电池（在预先完全放电之后）在下列情况下重新充电时，单体蓄电池的温度不得有不可控制的升高；

(1) 以调定的最大电压或功率；

(2) 最长持续飞行期间；

(3) 服役中可能出现的最不利的冷却条件。

(c) 必须通过试验表明符合本条（b）的要求，除非类似的蓄电池和安装的使用经验可以表明，单体蓄电池维持安全的温度和电压不存在问题。

(d) 正常工作时，充电系统或蓄电池或应急电源装置发生任何可能的故障时，从任何蓄电池或应急电源逸出的易爆或有害气体，在无人机内的积聚量不得达到危险程度。

(e) 蓄电池或应急电源可能逸出的腐蚀性液体或气体，均不得损坏周围的无人机结构或邻近的重要设备。

(f) 能够用于起动发动机的每个蓄电池或应急电源装置，必须有措施防止蓄电池或应急电源，亦或某个单体蓄电池或应急电源短路时所发出的最大热量危及结构或重要系统。

(g) 蓄电池安装必须具有下列系统之一：

(1) 一个自动控制蓄电池充电速率的系统，以防止蓄电池过热；

(2) 一个蓄电池温度敏感和超温警告系统，该系统具有一旦出现超温情况即可自动将蓄电池与其充电电源断开的措施；

(3) 一个蓄电池失效敏感和警告系统，该系统具有一旦发生蓄电池失效即可将蓄电池与其充电电源断开的措施。

(h) 一旦完全丧失主电源系统时，在有关持续时间内，蓄电池或紧急电力供应装置必须有能力和那些紧急程序不可缺少的负载提供充足的电能供应。前面提到的持续时间包括无人机操作意识到电能缺失和采取必要措施所需要的时间。

### 第 WL.1373 条 电路保护装置

(a) 在所有电路中必须安装保护装置，例如熔断器或断路器。但下列情况除外：

- (1) 仅在起动过程中使用的起动电动机的主电路；
- (2) 不装保护装置，不会出现危害的电路。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其他电路。

(c) 如果安装每个远程可复位型电路保护装置（即“自动断路”装置，其跳闸机构不能由控制器件来超控），则必须按下列规定设计：

- (1) 要求无人机操作人员进行远程操作，以便在跳闸后恢复工作；
- (2) 如果存在过载或电路故障，不管操作控制的位置如何，该装置应断开电路。

### 第 WL.1375 条 电气系统防火

(a) 电气系统的每一部件必须满足第 WL.863 条中适用的防火要求。

(b) 指定火区之内供应急程序使用的电缆、接线端以及设备必须是耐火的。

(c) 电线和电缆的绝缘层，在按经批准的等效方法进行 60° 倾斜试验时，必须是自熄的。其平均烧焦长度不得超过 76 毫米，移开火源后的平均焰燃时间不得超过 30 秒。试样的滴落物在跌落后继续燃烧的时间平均不得超过 3 秒。

### 第 WL.1377 条 总开关装置

在无人机上必须有一个带自锁功能的总开关装置，以便易于当无人机处于地面时，无人机操作人员断开每一电源与配电系统的连接。

### 第 WL.1379 条 电缆和设备

(a) 每根电气连接电缆必须具有足够的载流能力。

(b) 与电缆安装有关的且一旦发生电路过载或故障时可能过热的任何设备，必须

是阻燃的。

(c) 主电缆（包括发电机电缆）必须设计成在有合理程度的变形和拉伸时不会失效，并且必须：

(1) 与可燃液体的管路相分离；或

(2) 在电缆原有绝缘层外加套电气绝缘的柔性导管，或相当者。

(d) 必须有对电缆、接线端和连接器的标识措施。

(e) 电缆的安装必须使出现机械损伤和/或因液体蒸气或热源导致损伤的风险减至最低。

(f) 对于无法由电路保护装置或其他过载保护措施保护的电缆，在故障情况下，其不得导致失火危害。

(g) 关键电缆，包括飞管线束，供电线束、电气控制线束应当隔离排布。

#### **第 WL.1381 条 开关**

每个开关必须满足下列要求：

(a) 能够承受其额定电流。

(b) 在结构上使载流零件与壳体之间有足够间距或绝缘材料，以使飞行中的振动不会引起短路。

(c) 便于相应的维护人员接近。

(d) 对工作状态和所控制的电路加以标记。

#### **第 WL.1383 条 外部灯光**

(a) 任何运行规章要求的姿态灯以及防撞灯，必须具有照度、闪光率、颜色、覆盖区域、位置以及其他要求使得可以为其他航空器提供充足的时间避免相撞。

(b) 任何姿态灯，如果运行规则中要求，必须包含一个位于左舷的红灯，一个位于右舷的绿灯，二者平行，以及一个面对后部的白灯。

(c) 保留。

#### **其他设备**

**第 WL.1385 条 应答机和 ADS-B**

无人机应具有符合空管要求的应答机和ADS-B设备。

- (a) 应答机应具备航管应答功能，符合国际民航公约附件 10 中 A/C/S 模式的有关规定，能接收航管询问信号，检测和译出此询问信号，并自动地发射规定的回答信号，并能发射特殊位置回答信号和应急回答信号。
- (b) ADS-B 设备应具备广播式自动相关监视 ADS-B IN 及 OUT 功能，且符合航空无线电技术委员会（RTCA）DO-260B 的有关规定。
- (c) ADS-B OUT 设备能广播自身空中经度、纬度、高度等位置信息，航向、速度、爬升率等运动信息以及无人机识别信息，用于他机态势感知，避免碰撞。
- (d) ADS-B IN 设备能接收他机广播的自身空中经度、纬度、高度等位置信息，航向、速度、爬升率等运动信息，增强地面操作人员的环境感知程度和应变能力。

**第 WL.1419 条 防冰**

如果申请带有防冰设施的合格审定，必须表明满足本条和本专用条件中其他适用条款的要求：

- (a) 必须根据无人机的运行需要进行分析，以确认防冰系统足以满足无人机不同部件的防冰要求。另外，防冰系统必须通过试验和分析来证明在飞行包线内的结冰条件下无人机能够安全运行。本条所用的“能够安全运行”，是指无人机的性能、操纵性、机动性和稳定性不会低于 B 章的要求。
- (b) 保留。
- (c) 如果以前审定合格的飞机已完成了防冰审定且其设计中所包括的部件在热力学和空气动力学上与新飞机设计中所采用的等效，可以依据以前按第 23.1419 条（a）和（b）做过的试验来完成这些等效部件的防冰审定，只要申请人考虑到了这些部件的所有安装差异。
- (d) 必须给定或提供一种措施来确定无人机关键部位上的冰聚积情况。无人机飞行手册或其他经批准的手册资料中，必须说明确定冰聚积的方法，并给出在结冰条件下无人机安全运行所需的信息。

- (e) 对于防除冰系统故障而在结冰条件下的飞行，申请人应当提供无人机具有避开或者脱离该结冰区域的措施，并表明确保安全飞行的能力。
- (f) 防冰系统应具备地面遥控自检能力。
- (g) 必须保证防冰系统的外部电源能够正常工作。在无人机飞行手册或其他经批准的手册资料中，必须说明外部电源正常工作的限制条件，例如大气环境条件：气压、含水量、温度等。
- (h) 必须保证防冰系统的所有传感器信号能够实时传输至地面，且能够进行状态监控。

### **第 WL.1431 条 电子设备**

- (a) 在表明无线电和电子设备及其安装符合第 WL.1309 条 (a)、(b) 的要求时，必须考虑临界环境条件。
- (b) 无线电和电子设备、控制装置和导线的安装必须保证，在任一部件或多部件系统工作时，不会对任何其它无线电或电子的部件或多部件系统的同时工作有不利影响。
- (c) 电子有效载荷设备及导线的安装必须保证，在其运行时，不会对任何其它无线电或电子的部件或多部件系统的同时工作有不利影响。
- (d) 必须对所有 (a) 条中确定的灵敏且不可缺少的设备，进行防内部或外部电磁干扰 (EMI) 源的保护。

### **第 WL.1435 条 液压系统**

- (a) 设计 – 液压系统必须按下列要求进行设计：
  - (1) 液压系统及其元件，必须能承受液压载荷并加上预期的结构载荷而不产生屈服；
  - (2) 对于液压系统，必须有指示系统内压力的装置；
  - (3) 必须有手段来保证系统中任何部分的压力，包括瞬时（冲压）压力不会超过设计工作压力的安全限制，并防止所有管道中由于足够长时间的封闭，很可能产生液压油体积变化而引起的超压；

- (4) 最小设计破坏压力必须是工作压力的 2.5 倍；
  - (5) 必须有适当的手段来保护液压系统，以防止流体缺失对持续安全飞行造成危害；
  - (6) 所有与液压系统中的流体接触的材料应与液压系统流体在温度范围，功能、服务和存储条件（液压系统将经历这些条件）方面兼容或相适应；
  - (7) 液压系统的设计应保证能从系统中消除不希望有的压力脉动；
  - (8) 系统应有控制和清除液压和气动系统中杂质的方法和程序，并保证系统的污染水平是可接受的；
  - (9) 系统应设有地面供压接口和地面吸油/加油/排油接口，接口采用快卸接头形式。
- (b) 试验 – 每个系统必须经过验证压力试验的验证。当验证试验时，系统的任何零件不得损坏、出故障或产生永久变形。系统的验证压力载荷必须至少为该系统最大工作压力的 1.5 倍。
- (c) 蓄压器、液压油箱应满足以下要求：
- (1) 蓄压器应能提供满足系统应急状态设计要求的能源；
  - (2) 液压油箱应采用自供增压液压油箱，保证液压泵进口必需有足够的压力；
  - (3) 安装在防火墙的非发动机一侧。

#### **第 WL.1438 条 增压系统和气动系统**

- (a) 增压系统元件必须分别进行压力值为最大正常工作压力 2 倍的破坏压力试验和 1.5 倍的验证压力试验。
- (b) 气动系统元件必须分别进行压力值为最大正常工作压力 3 倍的破坏压力试验和 1.5 倍的验证压力试验。
- (c) 可以用分析或分析和试验相结合的方法，来代替本条（a）或（b）要求的各项试验，条件是局方认为该方法与所要求的试验等效。

#### **第 WL.1459 条 无人机机载飞行记录器**

- (a) 如果需要，民用航空运行规章所要求的每一飞行记录器的安装必须满足下列

要求：

- (1) 无人机记录器应获得空速、高度和航向数据。数据的来源符合第 WL.1349 条和第 WL.1351 条中相应的精度要求；
  - (i) 应能在飞行前检查记录器存储介质的数据记录是否正常；
  - (ii) 记录时间基准参考信号。例如，GPS 时间信号可以用于此目的。
- (2) 其供电应当来自对飞行数据记录器的工作最为可靠的汇流条,且不危及对重要负载或者应急负载的供电。
- (b) 每个非弹出式记录器容器的位置和安装必须能将撞损冲击使该容器破裂，以及随之起火而毁坏记录器的概率减至最小。
- (c) 必须确定飞行记录器的位置、空速、高度、姿态、航向和发动机参数数据读数同无人机地面指挥控制系统上显示的相应读数（考虑修正系数）之间的相应关系。
- (d) 每个记录器必须符合下列规定：
  - (1) 外观为鲜橙色或鲜黄色；
  - (2) 在其外表面固定有反射条，以利于发现它在水下的位置；
  - (3) 当运行规章有要求时，在容器上装有或连接有水下定位装置，其固定方式要保证在撞损冲出时不大可能分离；
  - (4) 记录时长必须保证能够对一个任务架次的飞行数据进行完整记录。
- (e) 应对无人机的任何新颖或独特的设计或使用特性进行评价，以决定是否专用参数必须记录在飞行记录器上，以增加或代替现有要求。

#### **第 WL.1461 条 含高能转子的设备**

- (a) 含高能转子的设备（如恒速传动装置）必须符合本条（b）、（c）或（d）的规定。
- (b) 设备中的高能转子必须能承受因故障、振动、异常速度和异常温度引起的损伤。此外，还要满足下列要求：
  - (1) 辅助转子机匣必须能够包容住高能转子叶片破坏所引起的损伤；
  - (2) 设备控制装置、系统和仪表设备必须合理地保证，在服役中不会超过影

响高能转子完整性的使用限制。

- (c) 必须通过试验表明，含高能转子的设备能包容住高能转子在最高速度下发生的任何破坏（当正常的速度控制装置不工作时能达到的最高速度）。
- (d) 含高能转子的设备必须安装在转子破坏时不会对继续安全飞行有不利影响的部位。

## G 章 使用限制和资料

### 第 WL.1501 条 总则

- (a) 必须制定第 WL.1505 条至第 WL.1527 条所规定的每项使用限制以及为安全使用所必需的其他限制和资料。
- (b) 必须按第 WL.1541 条至第 WL.1589 条的规定，使这些使用限制以及为安全运行所必需的其他资料可供无人机操作人员使用。

### 第 WL.1505 条 空速限制

- (a) 保留。
- (b) 保留。
- (c) 最大使用限制速度（ $V_{MO}/M_{MO}$  - 空速或 M 数，在特定高度取其临界者），作为在任何飞行状态（爬升、巡航或下降）下，都不得故意超过的速度。但在试飞或无人机操作人员训练飞行中，经批准可以使用更大的速度。 $V_{MO}/M_{MO}$  必须制定成不高于设计巡航速度  $V_C/M_C$ ，并充分低于  $V_D/M_D$  和第 WL.251 条表明的最大速度，使得飞行中极不可能无意中超过  $V_D/M_D$  和第 WL.251 条表明的最大速度。 $V_{MO}/M_{MO}$  和  $V_D/M_D$  之间的速度余量，或  $V_{MO}/M_{MO}$  与第 WL.251 条表明的最大速度之间的速度余量，不得小于按第 WL.335 条（b）确定的  $V_C/M_C$  和  $V_D/M_D$  之间的速度余量，或按第 WL.253 条进行试飞时认为是必需的余量。

### 第 WL.1507 条 使用机动速度

必须制定最大使用机动速度  $V_o$  作为使用限制。 $V_o$  是选定的速度，不大于按第 WL.335 条（c）确定的  $V_s\sqrt{n}$ 。

### 第 WL.1511 条 襟翼展态速度

- (a) 襟翼展态速度  $V_{FE}$  的制定必须符合以下规定：
  - (1) 不小于第 WL.345 条（b）允许的  $V_F$  的最小值；
  - (2) 不大于第 WL.345 条（a）、（c）和（d）确定的  $V_F$ 。
- (b) 如果襟翼结构已按相应设计情况作过验证，可以确定襟翼偏度、空速和发

动力动力的其他组合情况。

### **第 WL.1519 条 重量和重心**

必须将按第 WL.23 条确定的重量和重心限制制定为使用限制。

### **第 WL.1521 条 动力装置限制**

(a) 总则 必须制定本条规定的动力装置限制。该限制不得超过发动机或螺旋桨型号合格证中规定的安装说明中的相应限制，或发动机、螺旋桨随无人机设计批准一同获得批准时局方接受的相关标准中规定的安装说明中的相应限制。

(b) 起飞运转 动力装置起飞运转必须受下列限制：

- (1) 最大转速（转/分）；
- (2) 最高允许燃气温度（对涡轮发动机）；
- (3) 与本条（b）（1）至（2）制定的限制相对应的功率（推力）在使用时间上的限制；
- (4) 最高允许的气缸头温度（如果适用）、最高允许的冷却液温度和最高允许的滑油温度。

(c) 连续运转连续运转必须受下列限制：

- (1) 最大转速（转/分）；
- (2) 最高允许燃气温度；
- (3) 气缸头、冷却液和滑油的最高温度。

(d) 燃油标号或牌号 必须规定燃油牌号。该规定不得低于该发动机在本条（b）和（c）的限制范围内运转所要求的标号或牌号。

(e) 外界大气温度 必须制定外界大气温度限制（如装有防寒装置，包括对该装置的限制），该限制应为表明无人机符合第 WL.1041 条至第 WL.1045 条有关冷却规定时的最高外界大气温度。

### **第 WL.1523 条 最小无人机操作人员**

必须考虑下列因素来规定最小无人机操作人员，使其足以保证安全运行：

(a) 每个机组人员的工作量。

(b) 有关机组人员对必需的飞行控制系统控制器件的可达性和控制简易性。

(c) 按第 WL.1525 条所核准的运行类型。

### **第 WL.1525 条 运行类型**

无人机批准的运行类型（如：昼间或夜间等）和限用或禁止的气象条件（如：结冰）必须相应于其所装设备来制定。

### **第 WL.1527 条 最大使用高度**

必须制定受飞行、结构、动力装置、功能或设备的特性限制所允许运行的最大高度。

### **第 WL.1529 条 持续适航文件**

申请人必须满足以下要求编制局方可接受的持续适航文件。如果有计划保证在交付第一套无人机系统之前或者在颁发特殊适航证之前，完成这些文件，则这些文件在型号合格审定时可以是不完备的。

#### **(a) 总则**

- (1) 无人机系统的持续适航文件必须包含：无人机、地面控制站、发动机和螺旋桨（以下统称“产品”）的持续适航文件，本标准要求的设备的持续适航文件，以及所需的有关这些设备和产品与无人机相互联接关系的资料。如果装机设备或产品的制造厂商未提供持续适航文件，则无人机系统持续适航文件必须包含上述对无人机系统持续适航必不可少的资料；
- (2) 申请人必须向局方提交一份文件，说明如何分发由申请人或装机产品和设备的制造厂商对持续适航文件的更改资料。

#### **(b) 格式**

- (1) 必须根据所提供资料的数量将持续适航文件编成一本或多本手册；
- (2) 手册的编排格式必须实用。

#### **(c) 内容**

手册的内容必须用中文编写。持续适航文件必须含有下列手册或条款（视适用而定）以及下列资料：

(1) 无人机维护手册或条款：

(i)概述性资料，包括在维护和预防性维护和所需范围内对无人机特点和数据的说明；

(ii)无人机及其系统和安装（包括发动机、螺旋桨和设备）的说明；

(iii)说明无人机部件和系统如何操作及工作的基本操作和使用资料（包括适用的特殊程序和限制）；

(iv)关于下列细节内容的服务资料：服务点、油箱和流体容器的容量、所用流体的类型、各系统所采用的压力、检查和服务口盖的位置、润滑点位置、所用的润滑剂、服务所需的设备、牵引说明和限制、顶起和调水平的资料。

(2) 无人机地面站与控制数据链路维护手册或条款

(i)概述性资料，包括在维护和预防性维护和所需范围内对无人机地面站特点和数据链路的说明；

(ii)无人机地面站及其系统和安装（包括无人机地面站、起飞和着陆要素，以及数据链路）的说明；

(iii)说明无人机地面站和系统如何操作及工作的基本操作和使用资料（包括适用的特殊程序和限制）；

(iv)关于下列细节内容的服务资料：服务点、油箱和流体容器的容量、所用流体的类型、各系统所采用的压力、检查和服务口盖的位置、润滑点位置、所用的润滑剂、服务所需的设备、牵引说明和限制、顶起和调水平的资料。

(3) 维护说明

(i)无人机的每一部分及其发动机、辅助动力装置、螺旋桨、附件、仪表和设备的定期维护资料，该资料提供上述各项应予清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期，并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是，如果申请人表明某项附件、仪表或设备非常复杂，需要专业化的维护技术、测试设备或专家才能处理，则申请

人可以指明向该件的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本文件适航限制条款必要的相互参照也必须列入。此外，申请人必须提交一份包含无人机持续适航所需检查频数和范围的检查大纲；

(ii)说明可能发生的故障、如何判别这些故障以及这些故障采取补救措施的检查排故资料；

(iii)说明拆卸与更换产品和零件的顺序和方法以及应采取的必要防范措施的资料；

(iv)其他通用程序说明，包括系统地面运转试验、对称检查、称重和确定重心、顶起和支撑以及存放限制程序。

(v)根据型号设计，持续适航文件需包含结构修理手册、载重平衡手册、维护大纲、维护手册等文件。

- (4) 结构检查口盖图和无检查口盖时，为获得检查通路所需的资料；
- (5) 在规定要作特种检查（包括射线和超声检验）的部位进行特种检查的细节资料；
- (6) 检查后对结构进行防护处理所需的资料；
- (7) 关于结构紧固件的所有资料，如标识、报废建议和拧紧力矩；
- (8) 所需专用工具清单。

#### (d) 适航限制条款

持续适航文件必须包含题为适航限制项目的条款，该条款应单独编排并与文件的其他部分明显地区分开来。该条款必须规定型号合格审定所要求的强制性更换时间、结构检查间隔和有关的结构检查程序。如持续适航文件由多本文件组成，则本节要求的条款必须编在主要手册中。必须在该条款显著位置清晰说明：“本适航限制条款业经局方批准，规定了中国民用航空规章有关维护和营运的条款所要求的维护，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。”

## 标记和标牌

## 第 WL.1541 条 总则

(a) 无人机系统必须装有下列标记和标牌：

- (1) 第 WL.1543 条至第 WL.1561 条规定的标记和标牌；
- (2) 如果具有不寻常的设计、使用或控制特性，需增加为安全运行所需的附加的信息、仪表标记和标牌。

(b) 本条（a）中规定的每一标记和标牌必须符合下列要求：

- (1) 示于醒目处；
- (2) 不易擦去、走样或模糊。

(c) 保留。

## 第 WL.1543 条 仪表标记

每一安装在无人机系统上的仪表标记必须符合下列要求：

- (a) 保留。
- (b) 每一弧线和直线有足够的宽度，并处于适当位置，使操作人员清晰可见。
- (c) 保留。

## 第 WL.1557 条 其他标记和标牌

- (a) 保留。
- (b) 燃油和滑油加油口 采用以下规定：
  - (1) 必须在燃油加油口盖上或其近旁作如下标记：  
压力加油系统最大许用加油压力和最大许用抽油压力。
  - (2) 在滑油加油口盖上或其近旁必须标有“滑油”字样及许用滑油牌号，或参见飞行手册中许用滑油牌号。
- (c) 每个直流装置的外接电源插头附近，必须清楚地标示其系统电压。

## 第 WL.1559 条 使用限制标牌

- (a) 必须有无人机操作人员能看清楚的下列内容的一个标牌：
  - (1) 该无人机必须按飞行手册操作；
  - (2) 所有标牌适用的无人机审定类别。

(b) 保留。

(c) 必须有无人机操作人员、维修人员能看清楚的一个标牌，规定按第 WL.1525 条无人机运行或禁止无人机运行的运行类型。

### **第 WL.1561 条 安全设备**

(a) 对安全设备必须清晰地标明其操作方法。

(b) 存放所需安全设备的设施必须有醒目的标记，以方便操作人员。

### **无人机飞行手册和批准的手册资料**

#### **第 WL.1581 条 总则**

(a) 应提供的资料必须为每架无人机提供无人机飞行手册。该手册必须包含以下内容：

- (1) 第 WL.1583 条至第 WL.1589 条要求的资料；
- (2) 由于设计、使用或操作特性而为安全运行所需的其他资料；
- (3) 符合相关运行规章的必需的其他资料。

(b) 经批准的资料

无人机飞行手册中包含第 WL.1583 条至 WL.1589 条规定资料的每一部分内容必须经批准，并且必须单独编排，加以标识，将其同该手册中未经批准部分分开。

(c) 无人机系统飞行手册中所用的单位必须与无人机上和无人机地面站中相应的指示器、数据显示器和标牌上的标示所用的单位一样。

(d) 无人机操作人员必须易于接近无人机地面站中的无人机系统飞行手册。

(e) 改版和修正：每个无人机系统飞行手册必须有措施记录改版和/或修正。

(f) 如果无人机地面站能够操纵不止一架无人机，那么必须在无人机系统飞行手册中对无人机地面站所能操纵的无人机的最多数量进行说明。另外，无人机系统飞行手册必须包含在同一个无人机地面站内进行无人机移交的程序（若该无人机地面站有此能力）。

(g) 保留。

- (h) 对于带有电池的无人机，必须在其系统飞行手册中对与电池有关的环境限制条件和潜在的危险进行说明。

### 第 WL.1583 条 使用限制

飞行手册必须包括按本专用条件确定的使用限制，包括以下内容：

- (a) 空速限制必须提供下列资料：

- (1) 按第 WL.2011 条要求在仪表上标示空速限制所需资料，以及上述每种限制和在空速指示器上所用的彩色符号的意义；
- (2) 保留。

- (b) 动力装置限制 必须提供下列资料：

- (1) 第 WL.1521 条要求的限制；
- (2) 对限制的解释（当需要时）；
- (3) 按第 WL.2015 条至第 WL.2019 条的要求对仪表作标记所必需的资料；
- (4) 燃油和润滑油的命名及限制条件；
- (5) 保留。

- (c) 重量 无人机飞行手册必须包括下列内容：

- (1) 最大重量；
- (2) 最大着陆重量。如果申请人选择的设计着陆重量低于最大重量；
- (3) 无人机性能限制如下：
  - (i) 申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足第 WL.63 条（c）爬升要求的最大起飞重量；
  - (ii) 申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足第 WL.63 条（c）爬升要求的最大着陆重量。
- (4) 对应申请人选定范围内的每一机场高度、外界温度的最大起飞重量，在此重量下，按第 WL.53 条确定的关键场地长度等于可用跑道长度加上任何停机道的长度。
- (5) 按第 WL.343 条规定制定最大零机翼燃油重量。

- (d) 重心 已制定的重心限制。

(e) 经核准的机动。

(f) 机动载荷系数 必须提供正极限载荷系数和负极限载荷系数，单位为 g。

(g) 最小无人机操作、维护人员。

最小无人机操作人员、维护人员和最大无人机地面站能力：按第 WL.1523 条确定的最小无人机操作人员、维护人员的数量和职能。另外，必须按照 WL.1903 条 (a) 的要求在无人机系统飞行手册中对经许可的在无人机地面站工作的最多人数进行说明。

(h) 运行类型 必须提供无人机可以或不得使用的运行类型，以及无人机可以或不得使用的天气

条件。必须列出影响任何使用限制的任何所装设备并标出其使用功能，如防冰系统的外部电源正常工作的限制条件（海拔高度、湿度、温度等）。

(i) 最大使用高度 按第 WL.1527 条确定的最大高度。

(j) 保留。

(k) 保留。

(l) 保留。

(m) 系统 无人机系统和设备使用的任何限制。

(n) 外界大气温度 运行时最高和最低外界大气温度。

(o) 保留。

(p) 道面类型 可能使用的道面类型的说明。（见第 WL.45 条 (g) 和第 WL.1587 条 (a)(4)、(c)(2)、(d)(4)）。

(q) 布局限制 对于所有因无人机地面站、指令与控制数据线路、起飞及着陆要素，以及任何辅助系统的布局而引起的限制条件，必须在无人机系统飞行手册中进行说明。

(r) 通信系统和指挥与控制数据链路限制 必须在无人机系统飞行手册中说明通信系统和指挥与控制数据链路的限制和性能，以及链路损耗对性能限制的影响。同时，必须在无人机系统飞行手册中说明要求的工作频率。

(s) 自动起飞和着陆系统（如适用）必须在无人机系统飞行手册说明：

- (1) 自动起飞和着陆系统获得批准的限制（风、湍流……）和性能；
- (2) 允许的构型（例如襟翼设置、运行的发动机数量……）；
- (3) 正常和应急程序；
- (4) 在启动自动起飞与着陆系统前所需要的最少可用设备。

### 第 WL.1585 条 使用程序

- (a) 对于每架无人机，必须提供正常、异常（如适用）和应急程序及其他与安全运行有关的资料，还必须提供达到预定性能的资料，包括：
- (1) 重要或不寻常的空中或地面控制特性的解释；
  - (2) 起飞和着陆的最大演示侧风风速，和在侧风中运行的有关程序和资料；
  - (3) 在颠簸气流中飞行的推荐速度，该速度必须防止由于突风导致无人机结构损伤和失去控制（如：失速）的事件发生；
  - (4) 飞行中再启动涡轮发动机的程序，包括高度的影响；
  - (5) 按 WL.73 条和 WL.75 条进行正常进场和着陆，以及过渡到中断着陆情况的程序、速度和构型。
- (b) 除本条（a）外，还必须按第 WL.71 条提供在发动机失效后的滑翔，以及随后的强迫着陆程序、速度和构型。
- (c) 还须提供下述资料：
- (1) 正常起飞的程序、速度和构型；
  - (2) 保留；
  - (3) 起飞阶段发动机失效后应急处理程序。
- (d) 燃油
- (1) 保留；
  - (2) 无人机系统飞行手册应对在要求的任务载荷下，需要最大多少燃油补给能力进行说明。
- (e) 对于表明符合 WL.1371 条（g）（2）或（g）（3）的每架无人机，必须提供将电瓶从其充电电源断开的操作程序。
- (f) 必须提供所有燃油箱总可用燃油量和任一油泵失效对可用燃油量的影响。

(g) 必须提供无人机系统和设备在正常使用情况和故障情况下的安全使用程序。

特别是，无人机系统飞行手册中必须说明系统紧急恢复能力的程序和数据链路丢失策略。

### 第 WL.1587 条 性能资料

除非另有规定，必须提供第 WL.45 条 (b) 要求的关于高度和温度范围的性能资料，以及第 WL.25 条要求的预想的无人机构型、发动机构型和重量范围的性能资料。

(a) 必须提供下列资料：

- (1) 在最大重量时按 WL.49 条襟翼和起落架收回状态确定的失速速度  $V_{S0}$  和  $V_{S1}$ ，和直到飞行控制系统所允许的最大坡度角对失速速度的影响；
- (2) 按 WL.69 条 (a) 确定的全发工作定常爬升率和爬升梯度；
- (3) 按 WL.75 条确定的每一机场高度和标准温度的着陆距离和其有效的道面类型；
- (4) 按 WL.45 条 (g) 确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；
- (5) 跑道坡度、50% 逆风分量和 100% 顺风分量对着陆距离的影响；
- (6) 受飞行包线保护控制的飞行性能限制条件（由 WL.334 条所确定）。

(b) 除本条 (a) 外，还必须提供按 WL.77 条 (a) 确定的定常爬升/下降角。

(c) 除本条 (a) 和 (b) 外，必须提供下列资料：

- (1) 按 WL.53 条确定的起飞距离和其有效的道面类型；
- (2) 按 WL.45 条 (g) 确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；
- (3) 跑道坡度、50% 逆风分量和 150% 顺风分量对着陆距离的影响；
- (4) 对单发无人机，按 WL.71 条确定的滑翔性能。

(d) 除 (a) 条外，还必须提供下列资料：

- (1) 保留；
- (2) 保留；
- (3) 保留；
- (4) 按 WL.45 条 (g) 确定的，或干道面对加速 - 停止距离、起飞距离、起

飞滑跑距离（如已确定）的影响；

(5) 跑道坡度、50% 逆风分量和 150% 顺风分量对加速 - 停止距离、起飞距离、起飞滑跑距离（如已确定）的影响；

(6) 保留；

(7) 保留；

(8) 50% 逆风分量和 150% 顺风分量对净起飞飞行航迹、发动机不工作的航路爬升/下降梯度的影响；

(9) 保留；

(10)按 WL.1349（b）和（c）确定的指示空速和校准空速的关系；

(11)按 WL.1351（e）要求的高度表系统校准资料。

(e) 应提供发动机性能数据，应对起飞最大功率性能数据进行特殊说明。

(f) 应提供飞行规划性能数据。

#### **第 WL.1589 条 载重资料**

必须提供下列载重资料：

(a) 无人机在按第 WL.25 条称重时，所装每项设备的重量和位置。

(b) 对于按第 WL.25 条确定的最大和最小重量之间每一可能的装载情况的合适的装载说明，以便使重心保持在第 WL.23 条确定的限制内。

#### **第 WL.1591 条 数据链信息**

提供于无人机系统飞行手册中的数据链信息必须满足 WL.1709 条，WL.1711 条（a）和 WL.1713 条（c）的要求。

## H 章 无人机数据链路

### 第 WL.1701 条 总则

(a) 无人机系统信息与传输系统由以下子系统组成：

- (1) 指挥和控制数据链路子系统；
- (2) 空中交通管制通信子系统；
- (3) 有效载荷数据链路子系统；
- (4) 语音中继电台子系统。

(b) 无人机系统必须至少包括一个用于控制无人机的指挥和控制数据链路（例如无线电频率链路），具有以下功能：

- (1) 从无人机地面站向无人机（上行链路）传送无人机操作人员命令；
- (2) 从无人机向无人机地面站（下行链路）传送无人机状态数据。

(c) 指挥和控制数据链路的工作频率、功率等技术指标应当符合国家无线电管理相关规定。

### 第 WL.1703 条 指挥和控制数据链路架构

指挥和控制数据链路架构必须确保没有可能导致危险或更严重事件的单点失效。

### 第 WL.1705 条 电磁干扰和兼容性

(a) 必须保护指挥和控制数据链路免受电磁干扰（EMI）影响。

(b) 必须以防止电磁易损性（EMV）的方式保护每条指挥和控制数据链路。

(c) 指挥和控制数据链路电磁兼容性（EMC）必须符合第 WL.1431 条。

(d) 指挥和控制数据链路系统必须符合第 WL.1309 条的要求。

(e) 指挥和控制数据链路必须按照与局方同意的级别设计防止静电和电磁辐射危害。

### 第 WL.1707 条 指挥和控制数据链路性能和监控

(a) 每个指挥和控制数据链路的有效最大距离必须在“无人机系统飞行手册”中

规定，其高度范围应达到第 WL.1527 条中规定的最大工作高度，上行链路和下行链路的可用等级范围应得到局方同意，视距链路需保证无线电通视，卫通链路需在卫星波束范围内。

- (b) 对于每个指挥和控制数据链路，根据无人机操作人员的要求，针对上行链路和下行链路的可用等级，在无人机地面指挥控制系统上显示有效最大距离（包括由局方同意的安全余量）。在无人机操作人员请求时，相应的可用等级必须可显示在无人机地面站显示器上的适当位置。
- (c) 对于每个指挥和控制数据链路，上行链路和下行链路的完整性必须在与安全操作一致的刷新率下连续监视。
- (d) 为了防止指挥和控制数据链路全部丢失，必须在无人机地面站中显示通视信息并向无人机操作人员提供警告提示。
- (e) 指挥与控制数据链路工作时应充分考虑抵抗多径效应。

#### **第 WL.1709 条 指挥和控制数据链路延迟**

考虑到所有预期的环境条件和运行类型，指挥和控制数据链路延迟不得导致不安全状况。

#### **第 WL.1711 条 指挥和控制数据链路丢失策略**

- (a) 无人机系统在完全丧失数据链时不应该危害地面的公民和财产安全。
- (b) 无人机系统在完全丧失数据链时不应该出现发生空中相撞的风险。
- (c) 考虑到第 WL.1365 条中规定的应急恢复能力，必须建立和批准应对指挥与控制数据链路丢失的策略，并将该策略纳入无人机系统飞行手册。
- (d) 指挥和控制数据链路丢失策略应包括自主重新捕获过程，以便尝试在合理的短时间内重新建立指挥和控制数据链路。
- (e) 在丢失指挥和控制数据链路的情况时，必须通过清晰明确的听觉或视觉信号警告无人机操作人员。

#### **第 WL.1713 条 指挥和控制数据链路天线遮蔽**

- (a) 对于设计包线范围内所有相对于信号源的无人机姿态和方向，为了保证安全

运行，无人机天线裕度必须能够维持充足的链路预算。

(b) 保留。

(c) 保留。

#### **第 WL.1715 条 指挥和控制数据链路切换**

(a) 在相同的无人机地面站内，将无人机的指令与控制从一个数据链路频道转移到另外一个频道的操作被称为“切换”。切换包括通道切换和频道切换。通道切换是不同频段的数据链的切换。频道切换是同一数据链不同频率的切换。

(b) 指挥和控制数据链路的切换不应导致不安全的情况。

(c) 在同一个无人机地面站内进行数据链路切换时，在切换的整个过程中，无人机必须处于连续的、绝对的控制之下。或者即使没有实现绝对控制，也不会导致不安全的情况出现。

#### **第 WL.1717 条 指挥和控制数据链路防劫持**

指挥和控制数据链路必须具有防侵入和劫持的能力，以确保无人机不会产生不受控制的飞行和撞击。

## I 章 无人机地面站

### 总则

#### 第 WL.1901 条 总则

- (a) 无人机地面站（包括指挥控制站、卫通链路地面站、视距链路地面站、起降引导站）是遥控无人机的设施或设备。
- (b) 无人机地面站的设计必须有助无人机操作人员对无人机的指挥和控制，以便局方同意进行安全运行。
- (c) 当无人机地面站在移动平台上使用机动部署时，需采用专用运输底盘实现转运和驻车使用。
- (d) 根据第 WL.1309 条要求，必须使用系统安全分析方法表明，无人机地面站内所有已识别的危险已降至与系统安全运行一致的水平。
- (e) 必须设计无人机地面站，并通过在环境生命周期分析确定的完整目标环境中进行运行测试来确定其性能。此分析应考虑到全面的运营和非运营（存储，运输等）环境。
- (f) 电气系统设计时应将电击风险降至最低。
- (g) 电气系统设计应防止静电，雷击和电磁环境（EME）危害。
- (h) 起降引导站的设计应符合第 WL.1431 条的要求。
- (i) 无人机地面站控制逻辑合理，可以保证无人机安全运行。

#### 第 WL.1903 条 无人机地面指挥控制系统基础设施

- (a) 必须在“使用维护手册”中说明对飞行安全至关重要的物理参数（如尺寸、温度、电源、接地），并确定适用于无人机地面站的基础设施。
- (b) 如果无人机地面站基础设施是无人机系统的一部分需要进行审定，则其设计必须符合本条（a）中规定的参数要求。

#### 第 WL.1905 条 无人机操作人员工作场所

- (a) 无人机地面站及其设备必须允许工作场所的每个无人机操作人员在正常情况

下（不存在不合理的专注和疲劳情况）履行其职责。

- (b) 无人机操作人员工作场所的条件（温度、湿度、振动、噪音、散热、灯光等）不得妨碍飞行任务的安全执行。

### **第 WL.1907 条 最小无人机操作人员**

必须考虑下列因素来规定最小无人机操作人员，使其足以保证安全运行：

- (a) 每个无人机操作人员的工作量的确认，应考虑到至少以下任务：

- (1) 所有无人机系统重要设备的控制与监控；
- (2) 导航；
- (3) 飞行航迹控制；
- (4) 通信；
- (5) 符合空域，空中交通和空中交通管制要求；
- (6) 指挥决策，包括机组资源管理。

- (b) 必需的控制设备的可达性和控制简易性。

### **第 WL.1911 条 通信系统**

- (a) 对于在无人机地面站中需要超过一名无人机操作人员的无人机系统，或者其操作需要与超过一名无人机操作人员通信的无人机系统，必须对无人机地面站进行评估，以确定无人机操作人员在工作场所时，是否可以在实际的无人机地面站环境下没有困难的通话。如果无人机地面站设计包含使用通信耳机的规定，则评估还必须考虑正在使用耳机的情况。如果评估显示在上述条件下难以通话，则必须提供一个双向通信系统。

- (b) 如果安装的通信设备包含传输开关，则这些开关必须在释放完成后从“传输”返回到“关闭”。

- (c) 如果提供使用通讯耳机的规定，则必须证明，当使用耳机时，无人机操作人员在实际的无人机地面站噪音条件下都可以接收到所有听觉告警。

### **第 WL.1913 条 语音记录器**

- (a) 无人机地面站必须配备和安装音视频记录器，以便记录以下内容：

- (1) 无人机地面站中发送或接收的语音通信；
  - (2) 无人机地面站中的语音通信；
  - (3) 无人机操作人员使用无人机地面站内话系统时的语音通信；
  - (4) 进入耳机或扬声器的语音或音频识别信号。
  - (5) 无人机地面站中操作人员的工作视频。
- (b) 记录器记录的音视频信息必须清晰。在无人机地面站噪声条件下所记录和重放的录音通信的可理解度应尽可能高。评价可理解度时可以把记录反复重放，用听觉或目视来判断。
- (c) 音视频记录器需确保可靠工作。
- (d) 必须记录通用时间参考信号。

#### **第 WL.1915 条 无人机指挥和控制及无人机系统状态数据记录**

无人机地面站必须配备和安装数据记录器，数据记录器必须符合以下要求：

- (a) 数据记录器用于连续记录指挥和控制及无人机系统状态的数据。
- (b) 数据记录器的存储能力必须与审查所要求的最长飞行持续时间相兼容。
- (c) 数据记录器使用的时间基准必须与统一的时间基准同步，同时：
  - (1) 下行链路数据必须标记并记录它们在无人机中已经产生的时间基准；
  - (2) 上行链路数据必须标记并记录它们在无人机地面站中生成的时间基准；
  - (3) 必须记录通用时间参考信号
- (d) 数据记录器需确保可靠工作。
- (e) 无人机地面站为了飞行后检查操作，应提供能够读取数据记录器的功能。

#### **第 WL.1917 条 无人机地面指挥控制系统电气系统**

- (a) 无人机地面站中的每个电气系统必须满足如下要求：
  - (1) 电气系统本身及其工作方式对无人机地面站其他部件的工作均没有危害；
  - (2) 保留；
  - (3) 保留。
- (b) 在无人机地面站的设计必须考虑总电热散发。

## 第 WL.1919 条 无人机地面指挥控制系统电源

- (a) 无人机地面站电源的设计必须具有独立的裕度电源系统，或有跳开关/电源隔离/保护措施保障主电源不受影响。
- (b) 符合（a）项的最低供电需求必须在“无人飞行系统飞行手册”中说明。

## 第 WL.1921 条 自动任务规划

自动任务规划计算不得导致不安全状况。

## 无人机地面站数据显示

### 第 WL.1923 条 布局 and 可见度

- (a) 每个飞行、导航、动力装置和无人机状态数据必须按照要求或无人机操作人员可选择的方式进行合理布局并清晰可见。
- (b) 保留。
- (c) 系统安全运行所需的气象、结冰等数据必须进行适当分组，并位于无人机操作人员正常视线范围内。
- (d) 保留。
- (e) 在所有无人机地面站照明条件下，所有显示器、指示和告警都必须可见。

### 第 WL.1925 条 非全时数据显示

数据链路和无人机地面站要求的多种无人机系统参数或状态都需要显示，但这些参数或状态可能仅在飞行的某些阶段是必需的或需要的。

- (a) 当参数不是全时段显示时，不得损害飞行安全。
- (b) 无人机系统参数或状态的非全时显示必须表明不会产生不安全的情况。

### 第 WL.1927 条 飞行和导航数据

- (a) 如下所示的最低所需的飞行和导航数据必须在无人机地面站中随时进行显示，并必须始终与安全运行保持一致的更新速率：
  - (1) 指示空速；
  - (2) 压力高度和相关高度表的调定值；

- (3) 水平姿态、航向和航迹；
  - (4) 无人机位置：无人机的位置必须按照无人机操作人员的可选比例连续显示在地图上，在一定程度上确保飞行安全；
  - (5) 在 WL.1359 条中定义的半自动飞行控制模式被激活的情况下，发送到无人机的飞行或导航参数指令必须显示在无人机地面站中。
- (b) 考虑到第 WL.1925 条要求，当无人机操作人员在无人机地面站中查询以下可选择或可用的最低所需的飞行和导航数据时，应按照与安全运行保持一致的更新速率进行查询：
- (1) 根据第 WL.1505 条至第 WL.1511 条确定的空速限制；
  - (2) 侧滑角；
  - (3) 静止大气温度；
  - (4) 速度警告。
  - (5) 无人机位置：
    - (i) 相对于数据链路发射器/接收器视线（LOS）的无人机位置也必须以范围和方位来显示；
    - (ii) 计划的地面轨迹与无人机的实际航迹之间的偏差。
  - (6) 垂直速度；
  - (7) 时间（小时，分钟，秒）；
  - (8) 导航系统状态；
  - (9) 当多个无人机运行时，根据第 WL.2025 条（b）要求识别无人机；
  - (10) 风向和风速实时显示给无人机操作人员。

### **第 WL.1929 条 动力装置数据**

- (a) 如下所示的最低所需的动力装置数据必须在无人机地面站中随时进行显示，并必须始终与安全运行保持一致的更新速率：
- (1) 剩余燃油量；
  - (2) 指示发动机功能良好的指示装置；
- (b) 对于以下数据，只有在超出安全范围的情况下，系统无法向无人机操作人员

提供警告时，才需要全时段显示。

(1) 保留。

(2) 对于涡轮发动机无人机，除本条（a）项要求的动力装置数据外，还需要以下动力装置数据：

(i) 发动机燃气温度；

(ii) 发动机转速（不超过限制转速）；

(iii) 发动机扭矩。

(c) 考虑到第 WL.1925 条要求，当无人机操作人员在无人机地面站中查询或监测以下可选择或可用的最低所需的动力装置数据时，应按照与安全运行保持一致的更新速率进行查询或状态显示：

(1) 针对所有无人机，要求如下：

(i) 发动机的滑油压力，单独润滑装置设计的发动机除外；

(ii) 发动机的滑油温度，单独润滑装置设计的发动机除外；

(iii) 每个滑油箱的滑油油量，其符合第 WL.1013 条（d）的要求，单独润滑装置设计的发动机除外。

(2) 保留。

### **第 WL.1931 条 运行规章要求的设备数据显示**

运行规章所要求的设备数据和状态必须能够在无人机地面站中显示，同时经局方同意。

### **第 WL.1933 条 数据链路信息显示、告警和指示器**

数据链路信息显示、告警和指示器必须符合第 WL.1707 条要求。

### **第 WL.1935 条 燃油油量和滑油油量数据**

(a) 燃油油量和消耗数据。必须有指示装置向无人机操作人员指示飞行中燃油消耗率和每个油箱的可用燃油油量。必须使用以适当单位作刻度的并清晰标明了这些刻度单位的指示器。此外，还必须符合下列规定：

(1) 出口和空间都互通的若干油箱可以视为一个油箱而不必分别显示数据；

(2) 对于仅用于将燃油转输到其他油箱的辅助油箱，如果其相对尺寸、转输燃油速率和使用说明足以满足下列要求，则不需要燃油油量数据：

(i)能防止溢出；

(ii)如果发生输油故障，能迅速给无人机操作人员以警告。

(b) 保留。

### **第 WL.1937 条 自动起飞或着陆系统数据**

对于配备自动起飞系统或自动着陆系统或两者兼有的无人机，必须在符合第 WL.1361 条（d）要求的相应飞行阶段内向无人机操作人员持续显示以下数据：

(a) 无人机飞行航线。

(b) 无人机航迹与计划航线之间的偏差。

对着陆标准下滑斜率的确定应按照第 WL.75 条中所定义的。

## **控制**

### **第 WL.1939 条 总则**

(a) 无人机地面站中的每个控制器件的位置和标记（功能明显者除外），必须保证操作方便并防止混淆和误动。

(b) 控制器件必须布置和安排成使无人机操作人员在其工作站内能对每个控制器件进行全行程和无阻挡地操作，而不受其衣服或无人机地面站结构的干扰。

(c) 控制系统必须设计成在正常、异常和紧急情况下，持续安全飞行和着陆所需的控制仍然可供无人机操作人员使用。

(d) 每个控制器件的操作必须简便、平稳和确切，以完成其功能要求。

### **第 WL.1941 条 安全关键控制**

(a) 安全关键控制装置（即要求无人机操作人员立即采取行动）的设计、位置和可达性必须与在紧急情况下无人机操作人员的快速和准确反应相兼容。

(b) 对于每个在无人机地面站上的常规指示器，应满足如下要求：

(1) 需要无人机操作人员迅速作出反应的控制装置必须能够在下拉菜单的第

一级进入；

(2) 否则，无人机地面站中的安全关键控制装置必须具有专用的旋钮或控制杆。

(c) 安全关键控制必须设计成能够防止产生混淆和随之发生误动的可能性。

#### **第 WL.1943 条 常规控制和指示器**

(a) 在采用常规飞行控制和指示器的情况下，形式、位置和布局必须确保安全操作。

(b) 对于每个在无人机地面站上的常规指示器，应满足如下要求：

(1) 每一弧线和直线有足够的宽度，并处于适当位置，使无人机操作人员清晰可见。

(2) 所有相关的指示器必须以相协调的单位校准。

#### **第 WL.1945 条 控制器件的动作和表现**

无人机地面站控制器件的设计必须使无人机操作人员能够直观地操作。

#### **第 WL.1947 条 无人机地面站飞行控制**

(a) 无人机地面站飞行控制是指由无人机操作人员使用第 WL.1359 条中定义的半自动控制模式操作无人机。

(b) 无人机地面站飞行控制的设计必须允许无人机操作人员快速方便地更改以下无人机飞行参数：

(1) 航向或航迹；

(2) 高度；

(3) 空速。

#### **第 WL.1949 条 燃油控制**

(a) 必须有一种方法随时可供无人机操作人员在飞行中迅速关闭发动机的燃油。

(b) 另外，必须有方法表明如下内容：

(1) 防止每个关断活门的无意操作；

(2) 发动机的燃油关闭后，允许相应的无人机操作人员迅速重新打开每个活门。

(c) 如果安装有燃油箱选择器，则必须满足如下要求：

(1) 需要一个单独且清晰的动作来将选择器置于“OFF”位置；

(2) 将油箱选择器设计为当控制其将一个油箱转换到另一个油箱时，选择器不可能通过“OFF”位置。

### **第 WL.1953 条 发动机控制**

在正常、异常和应急模式下执行所有功能所需无人机操作人员提供的控制，必须考虑经证实的飞行控制系统自动化程度。

### **第 WL.1955 条 点火开关**

(a) 必须用点火开关来控制发动机上的点火电路。

(b) 无人机操作人员必须有易于快速切断无人机点火电路的措施。

(c) 点火开关必须有防护措施以防止被误动操作。

### **第 WL.1959 条 螺旋桨转速和桨距的控制**

(a) 当有螺旋桨转速或桨距的控制器件的情况下，能够控制螺旋桨。

(b) 保留。

### **第 WL.1961 条 螺旋桨顺桨控制**

当有螺旋桨顺桨控制器件的情况下，控制器件必须有防止被误动的措施。

### **第 WL.1965 条 切断控制**

对于可以从无人机地面站中切断的每个无人机功能，必须有一种措施来防止切断控制器件被误动操作。另外，必须有一种措施在功能被切断后恢复该功能。

### **第 WL.1967 条 自动起飞系统或自动着陆系统的“中止”控制**

在无人机系统配备自动起飞系统或自动着陆系统的情况下，无人机操作人员必须在符合第 WL.1363 条的要求下，易于快速中止起飞阶段或着陆阶段。

## 指示与告警

### 第 WL.1969 条 告警、戒备和提示信息颜色代码

安装在无人机地面站中的告警、戒备和提示信息，则除局方另行批准外，这些信息的颜色必须按照下列规定：

- (a) 红色，用于告警信息（指示危险情况，可能要求立即采取纠正动作的指示信息）。
- (b) 黄色，用于戒备信息（指示将可能需要采取纠正动作的指示信息）。
- (c) 绿色，用于安全工作信息。
- (d) 任何其他颜色，包括白色，用于本条（a）至（c）未作规定的信息，该颜色要足以同本条（a）至（c）规定的颜色相区别，以避免可能的混淆。
- (e) 在无人机地面站中所有可能的照明条件下都有效。

### 第 WL.1971 条 无人机自动诊断和监控

- (a) 无人机地面站必须包括无人机系统状态的自动诊断和监控功能，并向无人机操作人员提供适当的告警指示。
- (b) 纠正措施指南应自动提供或在“使用维护手册”中提供。

### 第 WL.1973 条 工作模式降级的告警

必须对无人机地面站进行配置，以确保无人机操作人员了解任何异常或紧急情况，包括自动切换到备用操作模式的情况。

### 第 WL.1975 条 低速告警

- (a) 在直线和转弯飞行中，襟翼在任一正常位置，必须要在无人机地面指挥控制系统中有一个清晰可辨的低速告警，按照如下要求：
  - (1) 由无人机地面站指挥的速度值不应低于由飞行控制系统保持的飞行包线保护所允许的最低稳定飞行速度（起飞和着陆除外）；
  - (2) 如果不显示失速，当接近失速速度或  $V_{\min \text{ DEMO}}$  时，应在无人机地面站中提供足够的低速提示和告警；

(3) 在进行第 WL.181 条 (b) 所要求的失速试验期间, 必须在大于失速速度的某一范围内或  $V_{\min \text{ DEMO}}$  (如果不显示失速) 开始发出低速告警, 并一直持续到失速发生。此范围不小于 5 节。

(b) 低速告警必须由能够提供清晰可辨指示的装置来实现。但是, 仅用要求无人机地面站内无人机操作人员给予注意的目视低速告警装置是不可接受的。

#### **第 WL.1977 条 无人机控制模式指示**

在无人机地面站中必须有一种装置向无人机操作人员指示飞行控制系统的主动控制模式。如果启用半自动模式, 则必须在无人机操作人员的清晰视野中触发特定指示器。

#### **第 WL.1979 条 襟翼位置指示**

在无人机装备襟翼的情况下, 无人机地面站中必须有襟翼位置指示的措施。

#### **第 WL.1981 条 起落架位置指示和告警**

在无人机装有收放式起落架的情况下, 无人机地面站中必须要有起落架位置指示和告警。

#### **第 WL.1983 条 燃油泵告警**

如果无人机配备燃油泵, 如果主燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作, 则必须具有能向无人机操作人员指示任一油泵故障的设施。

#### **第 WL.1987 条 蓄电池放电告警**

如果电气系统的任一部分发生故障引起与安全飞行有关的蓄电池连续放电, 则必须有警告有关无人机操作人员的措施。

#### **第 WL.1989 条 动力装置动力作动阀门指示**

对于动力作动阀门, 应有在无人机地面站中向无人机操作人员指示下列情况的手段:

(a) 阀门在全开或全关的位置。

(b) 阀门在全开和全关位置之间移动。

#### **第 WL.1991 条 切断阀门指示**

在无人机装备有动力控制切断阀门的情况下，当它达到选定位置时，必须有能给无人机操作人员指示的装置。

#### **第 WL.1993 条 无人机电气系统告警和指示**

- (a) 任何一台无人机发电设备失效时，必须有措施立即向无人机操作人员发出告警。
- (b) 必须有措施在无人机地面站中向无人机操作人员指示电源系统安全运行所必不可少的参数。
- (c) 对于可能导致无人机飞行的任何阶段（包括着陆和起飞）产生不安全状况的任一无人机地面站电源失效，应立即向无人机操作人员发出准确无误、清晰可辨的告警。

#### **第 WL.1995 条 液压系统指示**

对于提供两个或更多主要功能的每个液压系统，必须有向无人机操作人员指示系统内压力的装置。

#### **第 WL.1999 条 空速管加温指示器**

空速管加温系统必须设置指示系统，当空速管加温系统不工作时向无人机操作人员发出指示。

#### **第 WL.2001 条 无人机地面站配电指示器**

每个无人机地面站配电电路必须在无人机地面站中有一个指示器，当电源低于安全最小值时，给出指示。

#### **第 WL.2005 条 飞行航迹偏离告警**

在开启第 WL.1359 条中定义的自动飞行控制模式的情况下，当发生与预先程序设定的飞行路径产生过度偏离时，必须告警显示。可接受的偏离应得到局方

同意。

### 第 WL.2007 条 无人机安全状态指示

必须在无人机地面站提供无人机安全状态指示，如果无人机处于不安全状态（例如，无人机故障和可探测的外界影响），则应该通知无人机操作人员。

### 信息、标记和标牌

#### 第 WL.2009 条 总则

在第 WL.1541 条（a）规定的每一在无人机地面站显示的信息、标记和标牌必须满足如下要求：

- (a) 持续在醒目位置显示假定与之相关的目标、指示器和数据。
- (b) 易于无人机操作人员清楚解读。

#### 第 WL.2011 条 空速数据

(a) 如果需要保持安全飞行，每个空速数据必须按本条（b）的规定，在相应的指示空速处作标记。

(b) 必须制作下列标记：

- (1) 对于不可超越速度  $V_{NE}$ ，用径向红线作标记；
  - (2) 对于警告速度范围，用黄色带作标记，从本条（b）（1）所规定的红线开始，到本条（b）（3）规定的绿色带的上限为止；
  - (3) 对于正常工作范围，用绿色带作标记，其下限为最大重量、襟翼收上情况下的  $V_{S1}$ ，上限为第 WL.1505 条（b）所规定的最大结构巡航速度  $V_{NO}$ ；
  - (4) 对于襟翼工作范围，用白色带作标记，其下限为最大重量情况下的  $V_{S0}$ ，上限为第 WL.1511 条所规定的襟翼展态速度  $V_{FE}$ 。
- (c) 如果  $V_{NE}$  或  $V_{NO}$  随高度而变化，必须有向无人机操作人员指明整个使用高度范围内相应限制的措施。

(d) 本条（b）（1）至（b）（3）和（c）不适用于按第 WL.1505 条（c）确定最

大使用速度  $V_{MO}/M_{MO}$  的无人机。对于这些无人机，必须用两种措施之一：用最大许用空速指示，表明  $V_{MO}/M_{MO}$  随高度或压缩性限制（取适合者）的变化；或者用径向红线标志最低的  $V_{MO}/M_{MO}$ ，此值必须至无人机最大使用高度为止的任一高度来确定。

(e) 必须有无人机操作人员能清楚看到的空速指示，其位置应尽可能接近空速指示器。此指示必须标有下列内容：

- (1) 使用机动速度  $V_O$ ；
- (2) 最大起落架操纵速度  $V_{LO}$ ；
- (3) 保留。

#### 第 WL.2013 条 磁航向或航迹数据

在无人机地面站中可显示无人机航迹。

#### 第 WL.2015 条 动力装置数据

每个所需的动力装置，无人机地面站提供它们的数据信息，必须根据动力装置相应的型别，符合下列要求：

- (a) 最大安全使用限制和（如有）最小安全使用限制用红色径向射线或红色直线标示。
- (b) 正常使用范围用绿色弧线或绿色直线标示，但不得超过最大和最小安全使用限制。
- (c) 起飞和预警范围用黄色弧线或黄色直线标示。
- (d) 每个动力装置或螺旋桨由于过度振动应力所限制的范围必须用红色弧线或红色线标示。

#### 第 WL.2019 条 燃油油量数据

在无人机地面站中显示的每一油量数据按第 WL.1357 条 (b)(1) 规定在校准的零读数处标示红线。

#### 第 WL.2021 条 控制器件标记

- (a) 无人机地面站中每一控制元件、开关、旋钮或控制杆，必须清晰地标明其功能和操作方法。

(b) 第 WL.1947 条定义的每一远程控制，必须有适当标示。

(c) 对动力装置燃油控制器件有下列要求：

- (1) 必须对燃油箱转换开关的控制器件作出标记。指明相应于每个油箱的位置和相应于每种实际存在的交叉供油状态的位置；
- (2) 为了安全运行，如果要求按特定顺序使用某些油箱，则在此组油箱的转换开关上或其近旁必须标明该顺序；
- (3) 对于任何限制使用的油箱，必须在标牌上注明其能安全使用全部可用燃油的条件，该标牌应安放在该油箱转换开关附近。

(d) 可用燃油容量必须标示如下：

- (1) 对于没有转换开关控制器件的燃油系统，必须在无人机地面站中显示的燃料量数据附近指出该系统的可用燃油量；
- (2) 对于有转换开关控制器件的燃油系统，则在附近指出每个转换开关控制位置上可供使用的可用燃油量。

(e) 对附件、辅助设备和应急装置的控制器件有下列要求：

每个应急控制器件必须为红色，并且必须按其使用方法标示。除应急控制器件或附带应急功能的控制器件以外，任何控制器件不应用此颜色标示。

### **第 WL.2023 条 使用限制指示**

(a) 必须在无人机地面站中有无人机操作人员能看清楚“该无人机必须按无人机系统飞行手册控制”指示。

(b) 第 WL.1525 条规定的无人机允许的运行类型必须有清晰的指示，确保无人机操作人员能看清楚。

### **其他**

### **第 WL.2025 条 无人机在两台无人机地面站中切换**

在无人机系统设计成用于无人机在两台无人机地面站中切换的情况下，应满足如下要求：

(a) 必须向所有无人机操作人员明确识别正在控制的无人机地面站。

- (b) 在切换期间必须保持可靠控制。
- (c) 切换期间，无人机指挥与控制功能的移交必须得到局方的批准，并在无人机系统飞行手册中定义。
- (d) 在两台无人机地面站中切换时不能导致不安全的状况。
- (e) 正在控制的无人机地面站必须具备适应紧急情况所需的功能。

#### **第 WL.2027 条 多无人机的指挥和控制**

在无人机地面站设计成指挥和控制多无人机的情况下，应满足如下要求：

- (a) 必须建立最小无人机操作人员，以便按照紧急情况要求多架无人机的安全运行进行操作。
- (b) 无人机数据应以防止混淆和误操作的方式显示在无人机地面站中。
- (c) 针对每架无人机，必须为无人机操作人员提供可用的无人机控制装置，其指挥和控制的方式可防止混淆和误操作。
- (d) 针对每架无人机，必须为无人机操作人员提供所有的指示和警告，同时有措施防止针对指示和警告的混淆和误操作。

#### **第 WL.2029 条 无人机在同一无人机地面指挥控制系统中切换**

在无人机地面站设计有多个工作站用于控制无人机的情况下，则应该满足如下要求：

- (a) 必须向所有无人机操作人员明确识别正在控制中的工作站。
- (b) 在切换期间必须保持可靠控制。
- (c) 在切换期间，无人机指挥与控制功能的移交必须得到局方的批准，并在无人机系统飞行手册中定义。
- (d) 在同一无人机地面指挥控制系统内切换时不能导致不安全的状况。
- (e) 正在控制的工作站必须具备适应紧急情况所需的功能。

#### **第 WL.2031 条 多无人机监控**

在无人机地面站设计用于监视多无人机的情况下，必须有一种方法可以向

无人机操作人员清楚地指示其指挥和控制的无人机。