

高风险货运固定翼无人机系统适航标准 (试行)

目 录

A 章 总则	1
第 HY.1 条 总则.....	1
第 HY.2 条 适用范围.....	1
B 章 无人机总体要求.....	1
总则	1
第 HY.21 条 符合性证明.....	1
第 HY.23 条 载重分布限制.....	1
第 HY.25 条 重量限制.....	1
第 HY.29 条 空重和相应的重心.....	2
第 HY.31 条 可卸配重.....	2
第 HY.33 条 螺旋桨转速和桨距限制.....	2
性能	3
第 HY.45 条 总则.....	3
第 HY.49 条 失速速度.....	3
第 HY.50 条 最低示范速度.....	3
第 HY.51 条 起飞速度.....	4
第 HY.53 条 起飞性能.....	4
第 HY.55 条 加速-停止距离或关键场地长度.....	4
第 HY.63 条 爬升：总则.....	5
第 HY.65 条 爬升：发动机工作.....	5
第 HY.66 条 起飞爬升：多发无人机的一台发动机不工作.....	5
第 HY.67 条 爬升：多发无人机有一台发动机不起作用.....	6
第 HY.69 条 航路爬升/下降.....	6
第 HY.71 条 滑翔.....	7
第 HY.73 条 参考着陆进场速度.....	7
第 HY.75 条 着陆距离.....	7
第 HY.77 条 中断着陆.....	7
飞行特性.....	8
第 HY.141 条 总则.....	8
控制和机动性.....	8
第 HY.143 条 总则.....	8
第 HY.149 条 最小控制速度.....	8
配平	8
第 HY.161 条 配平.....	8
稳定性.....	9

第 HY.171 条 总则.....	9
失速	9
第 HY.181 条 失速及失速响应.....	9
尾旋	9
第 HY.221 条 尾旋.....	9
地面控制特性.....	9
第 HY.231 条 纵向稳定性和控制.....	9
第 HY.233 条 航向稳定性和控制.....	9
第 HY.235 条 在无铺面的道面上的使用.....	10
第 HY.237 条 湿跑道操作.....	10
第 HY.239 条 运输和存储.....	10
其他飞行要求.....	10
第 HY.251 条 振动和抖振.....	10
第 HY.253 条 高速特性.....	10
 C 章 无人机结构.....	 12
总则	12
第 HY.301 条 载荷.....	12
第 HY.303 条 安全系数.....	12
第 HY.305 条 强度和变形.....	12
第 HY.307 条 结构符合性的证明.....	12
飞行载荷.....	12
第 HY.321 条 总则.....	12
第 HY.331 条 对称飞行情况.....	13
第 HY.333 条 飞行包线.....	13
第 HY.334 条 飞行包线保护.....	14
第 HY.335 条 设计空速.....	14
第 HY.337 条 限制机动载荷系数.....	15
第 HY.341 条 突风载荷系数.....	16
第 HY.343 条 设计燃油载重.....	16
第 HY.345 条 增升装置.....	16
第 HY.347 条 非对称飞行情况.....	16
第 HY.349 条 滚转情况.....	16
第 HY.351 条 偏航情况.....	17
第 HY.361 条 发动机扭矩.....	17
第 HY.363 条 发动机架的侧向载荷.....	17
第 HY.367 条 发动机失效引起的非对称载荷.....	17
第 HY.369 条 机翼后撑杆.....	17
第 HY.371 条 陀螺和气动载荷.....	18
第 HY.373 条 速度控制装置.....	18
操纵面和控制系统载荷.....	18
第 HY.391 条 操纵面载荷.....	18
第 HY.393 条 平行于铰链线的载荷.....	18

第 HY.395 条 控制系统载荷	19
第 HY.397 条 限制操纵力和扭矩	19
第 HY.405 条 辅助控制系统	19
第 HY.407 条 配平调整片的影响	19
第 HY.409 条 调整片	19
第 HY.415 条 地面突风情况	19
水平安定和平衡翼面	20
第 HY.421 条 平衡载荷	20
第 HY.425 条 突风载荷	20
第 HY.427 条 非对称载荷	22
垂直翼面	22
第 HY.441 条 机动载荷	22
第 HY.443 条 突风载荷	22
第 HY.445 条 外置垂直翼面或翼尖小翼	24
副翼和特殊设置	25
第 HY.455 条 副翼	25
第 HY.459 条 特殊装置	25
地面载荷	25
第 HY.471 条 总则	25
第 HY.473 条 地面载荷情况和假定	25
疲劳评定	26
第 HY.572 条 金属机翼、尾翼和相连结构	26
第 HY.573 条 结构的损伤容限和疲劳评定	26
第 HY.575 条 检查及其他方法	27
无人机通用化设计	27
第 HY.601 条 总则	27
第 HY.603 条 材料和工艺质量	27
第 HY.605 条 制造方法	27
第 HY.607 条 紧固件	27
第 HY.609 条 结构保护	27
第 HY.611 条 可达性措施	28
第 HY.613 条 材料的强度性能和设计值	28
第 HY.619 条 特殊系数	28
第 HY.621 条 铸件系数	28
第 HY.623 条 支承系数	29
第 HY.625 条 接头系数	29
第 HY.627 条 疲劳强度	30
第 HY.629 条 颤振	30
第 HY.631 条 鸟撞	31
机翼	31
第 HY.641 条 强度符合性的证明	31
操纵面	31
第 HY.651 条 强度符合性的证明	31
第 HY.655 条 安装	31

第 HY.657 条 铰链.....	31
第 HY.659 条 质量平衡.....	31
无人机起飞着陆系统.....	31
第 HY.721 条 总则.....	31
第 HY.723 条 减震试验.....	32
第 HY.725 条 限制落震试验.....	32
第 HY.726 条 地面载荷动态试验.....	33
第 HY.727 条 储备能量吸收落震试验.....	33
第 HY.729 条 起落架收放机构.....	33
第 HY.731 条 机轮.....	33
第 HY.733 条 轮胎.....	34
第 HY.735 条 刹车.....	34
第 HY.745 条 前轮/尾轮操纵.....	34
第 HY.747 条 起落架布置.....	35
第 HY.749 条 水平着陆情况.....	35
第 HY.751 条 尾沉着陆情况.....	35
第 HY.753 条 单轮着陆情况.....	35
第 HY.755 条 侧向载荷情况.....	35
第 HY.757 条 滑行刹车情况.....	36
第 HY.759 条 尾轮补充情况.....	36
第 HY.761 条 前轮补充情况.....	36
第 HY.763 条 千斤顶载荷.....	37
第 HY.765 条 牵引载荷.....	37
第 HY.767 条 地面载荷：多轮起落架装置上的非对称载荷.....	38
有效载荷和装货设施.....	39
第 HY.775 条 有效载荷舱玻璃.....	39
第 HY.783 条 舱门.....	39
第 HY.787 条 有效载荷舱或货舱.....	39
防火.....	39
第 HY.855 条 货舱和有效载荷舱防火.....	39
第 HY.863 条 可燃液体的防火.....	39
第 HY.865 条 飞行控制系统、发动机架和其他飞行结构的防火.....	40
闪电评定.....	40
第 HY.867 条 电气搭铁和闪电与静电防护.....	40
其他.....	40
第 HY.871 条 定无人机水平的设施.....	40
E 章 无人机动力系统.....	40
总则.....	40
第 HY.901 条 安装.....	40
第 HY.903 条 发动机.....	40
第 HY.905 条 螺旋桨.....	41
第 HY.907 条 螺旋桨振动.....	42
第 HY.909 条 涡轮增压系统.....	42
第 HY.925 条 螺旋桨的间距.....	42

第 HY.929 条 发动机安装的防冰	43
第 HY.933 条 反推力系统	43
第 HY.934 条 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验	43
第 HY.937 条 涡轮螺旋桨阻力限制系统	43
第 HY.939 条 动力装置的工作特性	44
第 HY.943 条 负加速度	44
燃油系统	44
第 HY.951 条 总则	44
第 HY.953 条 燃油系统的独立性	44
第 HY.954 条 燃油系统的闪电防护	45
第 HY.955 条 燃油流量	45
第 HY.957 条 连通油箱之间的燃油流动	46
第 HY.959 条 不可用燃油量	46
第 HY.961 条 燃油系统在热气候条件下的工作	46
第 HY.963 条 燃油箱：总则	46
第 HY.965 条 燃油箱试验	46
第 HY.967 条 燃油箱安装	47
第 HY.969 条 燃油箱的膨胀空间	48
第 HY.971 条 燃油箱沉淀槽	48
第 HY.973 条 油箱加油口接头	48
第 HY.975 条 燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放	48
第 HY.977 条 燃油箱出油口	49
第 HY.979 条 压力加油系统	49
燃油系统部件	49
第 HY.991 条 燃油泵	49
第 HY.993 条 燃油系统导管和接头	50
第 HY.994 条 燃油系统部件	50
第 HY.995 条 燃油阀和燃油控制器	50
第 HY.997 条 燃油滤网或燃油滤	50
第 HY.999 条 燃油系统放液嘴	51
滑油系统	51
第 HY.1011 条 总则	51
第 HY.1013 条 滑油箱	51
第 HY.1015 条 滑油箱试验	52
第 HY.1017 条 滑油导管和接头	52
第 HY.1019 条 滑油滤网或滑油滤	52
第 HY.1021 条 滑油系统放油嘴	53
第 HY.1023 条 滑油散热器	53
第 HY.1027 条 螺旋桨顺桨系统	53
冷却	53
第 HY.1041 条 总则	53
第 HY.1043 条 冷却试验	53
第 HY.1045 条 涡轮发动机无人机的冷却试验程序	54
第 HY.1047 条 活塞发动机无人机冷却试验程序	54

进气系统.....	54
第 HY.1091 条 进气.....	54
第 HY.1093 条 进气系统的防冰.....	55
第 HY.1101 条 进气空气预热器的设计.....	55
第 HY.1103 条 进气系统管道.....	56
第 HY.1105 条 进气系统的滤网.....	56
第 HY.1107 条 进气系统过滤介质.....	56
排气系统.....	56
第 HY.1121 条 总则.....	56
第 HY.1123 条 排气系统.....	57
第 HY.1125 条 排气热交换器.....	57
动力装置的防火.....	57
第 HY.1181 条 指定火区的范围.....	57
第 HY.1182 条 防火墙后面的短舱区域.....	57
第 HY.1183 条 导管、接头和部件.....	57
第 HY.1189 条 切断措施.....	58
第 HY.1191 条 防火墙.....	58
第 HY.1192 条 发动机附件舱隔板.....	58
第 HY.1193 条 发动机罩及短舱.....	58
第 HY.1195 条 灭火系统.....	59
第 HY.1201 条 灭火系统材料.....	59
第 HY.1203 条 火警探测系统.....	59
 F 章 无人机设备.....	 60
总则	60
第 HY.1301 条 功能和安装.....	60
第 HY.1309 条 设备、系统及安装.....	60
无人机飞行控制与管理系统.....	61
飞行操纵与伺服子系统.....	61
第 HY.1311 条 总则.....	61
第 HY.1313 条 主次飞行操纵器件.....	61
第 HY.1315 条 止动器.....	61
第 HY.1317 条 配平系统.....	61
第 HY.1319 条 操纵系统锁.....	62
第 HY.1321 条 限制载荷静力试验.....	62
第 HY.1323 条 操作试验.....	62
第 HY.1325 条 操纵系统的细节设计.....	62
第 HY.1327 条 弹簧装置.....	63
第 HY.1329 条 钢索系统.....	63
第 HY.1331 条 关节接头.....	63
第 HY.1333 条 襟翼控制器件.....	63
第 HY.1335 条 襟翼的交连.....	64
第 HY.1337 条 起飞警告系统.....	64

动力操纵与伺服子系统.....	64
第 HY.1339 条 无人机动力装置的控制器件：总则	64
第 HY.1341 条 发动机控制器件	64
第 HY.1343 条 混合比控制器件	64
第 HY.1345 条 动力装置附件	64
第 HY.1347 条 发动机点火系统	65
飞行与动力传感器	65
第 HY.1349 条 空速测量装置	65
第 HY.1351 条 静压测量装置	65
第 HY.1353 条 磁航向测量装置	66
第 HY.1355 条 使用能源的测量装置	66
第 HY.1357 条 动力测量装置安装	67
飞行控制与管理	67
第 HY.1359 条 飞行控制系统	67
第 HY.1361 条 自动起飞系统-自动着陆系统—总则	68
第 HY.1363 条 自动起飞系统-自动着陆系统—手动中止功能	69
第 HY.1365 条 紧急恢复能力	69
第 HY.1367 条 自动滑跑系统	69
无人机电气系统	70
第 HY.1369 条 总则	70
第 HY.1371 条 蓄电池或应急电源的设计和安装	70
第 HY.1373 条 电路保护装置	71
第 HY.1375 条 电气系统防火	71
第 HY.1377 条 总开关装置	71
第 HY.1379 条 电缆和设备	72
第 HY.1381 条 开关	72
第 HY.1383 条 外部灯光	72
其他设备	73
第 HY.1431 条 电子设备	73
第 HY.1435 条 液压系统	73
第 HY.1438 条 增压系统和气动系统	73
第 HY.1459 条 无人机机载飞行记录器	73
第 HY.1461 条 含高能转子的设备	74
 G 章 使用限制和资料	 75
第 HY.1501 条 总则	75
第 HY.1505 条 空速限制	75
第 HY.1507 条 使用机动速度	75
第 HY.1511 条 襟翼展态速度	75
第 HY.1513 条 最小控制速度	76
第 HY.1519 条 重量和重心	76
第 HY.1521 条 动力装置限制	76
第 HY.1523 条 最小地面飞行机组	76

第 HY.1525 条 运行类型.....	76
第 HY.1527 条 最大使用高度.....	76
第 HY.1529 条 持续适航文件.....	77
标记和标牌.....	78
第 HY.1541 条 总则.....	78
第 HY.1543 条 仪表标记： 总则.....	78
第 HY.1557 条 其他标记和标牌.....	78
第 HY.1559 条 使用限制标牌.....	79
第 HY.1561 条 安全设备.....	79
无人机飞行手册和批准的手册资料.....	79
第 HY.1581 条 总则.....	79
第 HY.1583 条 使用限制.....	80
第 HY.1585 条 使用程序.....	81
第 HY.1587 条 性能资料.....	82
第 HY.1589 条 载重资料.....	83
第 HY.1591 条 数据链信息.....	83
 H 章 无人机数据链路.....	 83
第 HY.1701 条 总则.....	83
第 HY.1703 条 指挥和控制数据链路架构.....	83
第 HY.1705 条 电磁干扰和兼容性.....	84
第 HY.1707 条 指挥和控制数据链路性能和监控.....	84
第 HY.1709 条 指挥和控制数据链路延迟.....	84
第 HY.1711 条 指挥和控制数据链路丢失策略.....	84
第 HY.1713 条 指挥和控制数据链路天线遮蔽.....	85
第 HY.1715 条 指挥和控制数据链路切换.....	85
第 HY.1717 条 指挥和控制数据链路防劫持.....	85
 J 章 无人机地面指挥与控制站.....	 85
总则.....	85
第 HY.1901 条 总则.....	85
第 HY.1903 条 无人机地面控制站基础设施.....	85
第 HY.1905 条 无人机机组工作场所.....	86
第 HY.1907 条 最小无人机机组.....	86
第 HY.1909 条 无人机机组工作场所灯.....	86
第 HY.1911 条 通信系统.....	86
第 HY.1913 条 语音记录器.....	86
第 HY.1915 条 无人机地面控制站数据记录.....	87
第 HY.1917 条 无人机地面控制站电气系统.....	88
第 HY.1919 条 无人机地面控制站电源.....	88
第 HY.1921 条 自动任务规划.....	88
无人机地面控制站数据显示.....	89

第 HY.1923 条	布局 and 可见度.....	89
第 HY.1925 条	非全时数据显示.....	89
第 HY.1927 条	飞行和导航数据.....	89
第 HY.1929 条	动力装置数据.....	90
第 HY.1931 条	运行规章要求的设备数据显示.....	90
第 HY.1933 条	数据链路信息显示、告警和指示器.....	90
第 HY.1935 条	燃油油量和滑油油量数据.....	90
第 HY.1937 条	自动起飞或着陆系统数据.....	91
控制		91
第 HY.1939 条	总则.....	91
第 HY.1941 条	安全关键控制.....	91
第 HY.1943 条	常规控制和指示器.....	91
第 HY.1945 条	控制器件的动作和表现.....	91
第 HY.1947 条	无人机地面控制站（UCS）飞行控制.....	91
第 HY.1949 条	燃油控制.....	92
第 HY.1951 条	进气控制.....	92
第 HY.1953 条	发动机控制.....	92
第 HY.1955 条	点火开关.....	92
第 HY.1957 条	混合比控制.....	92
第 HY.1959 条	螺旋桨转速和桨距的控制.....	92
第 HY.1961 条	螺旋桨顺桨控制.....	93
第 HY.1963 条	汽化器空气温度控制.....	93
第 HY.1965 条	切断控制.....	93
第 HY.1967 条	自动起飞系统或自动着陆系统的“中止”控制.....	93
指示与告警.....		93
第 HY.1969 条	告警、戒备和提示信息颜色代码.....	93
第 HY.1971 条	无人机自动诊断和监控.....	93
第 HY.1973 条	工作模式降级的告警.....	93
第 HY.1975 条	低速警告.....	93
第 HY.1977 条	无人机控制模式指示.....	94
第 HY.1979 条	襟翼位置指示.....	94
第 HY.1981 条	起落架位置指示和告警.....	94
第 HY.1983 条	燃油泵警告.....	94
第 HY.1985 条	进气指示器.....	94
第 HY.1987 条	蓄电池放电警告.....	94
第 HY.1989 条	动力装置动力作动阀门指示.....	94
第 HY.1991 条	切断阀门指示.....	94
第 HY.1993 条	无人机电气系统警告和指示.....	95
第 HY.1995 条	液压系统指示.....	95
第 HY.1997 条	防火警告.....	95
第 HY.1999 条	空速管加温指示器.....	95
第 HY.2001 条	无人机地面控制站（UCS）配电指示器.....	95
第 HY.2003 条	飞行控制系统锁警告.....	95
第 HY.2005 条	飞行航迹偏离警告.....	95

第 HY.2007 条 无人机安全状态指示	95
信息、标记和标牌	95
第 HY.2009 条 总则	95
第 HY.2011 条 空速数据	96
第 HY.2013 条 磁航向或航迹数据	96
第 HY.2015 条 动力装置数据	96
第 HY.2017 条 滑油油量数据	96
第 HY.2019 条 燃油油量数据	96
第 HY.2021 条 控制器件标记	97
第 HY.2023 条 使用限制指示	97
其他	97
第 HY.2025 条 无人机在两台无人机地面控制站（UCS）中切换	97
第 HY.2027 条 多无人机的指挥和控制	97
第 HY.2029 条 无人机在同一无人机地面控制站中切换	98
第 HY.2031 条 多无人机监控	98

A 章 总则

第 HY.1 条 总则

(a)本标准规定了颁发和更改高风险货运固定翼无人机系统设计生产批准的适航标准。

(b)保留。

第 HY.2 条 适用范围

本标准主要适用于高风险运行条件下用于支线货运运输的固定翼无人机系统。

B 章 无人机总体要求

总则

第 HY.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号无人机进行试验，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±7%	

第 HY.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横向载重分布限制内，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)载重分布应考虑如下方面：

- (1)经确定及认可的任何载重构型(考虑到部分或完全的安装状态)；
- (2)任何消耗性的有用载重(例如燃油，有效载重)；
- (3)上述载重的极限状态，再加上某些特殊或替代载重最关键的组合形式。

(c)载重分布不允许超过：

- (1)由申请者选定的载重极限；
- (2)结构验证极限；
- (3)与本分部每一个适用的飞行要求相符合的极限状态。

第 HY.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规章每项适用要求（除了那些符合设计着陆重量的以外）时的最重的重量。所制定的最大重量必须符合下列条件：

(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，即表明符合本部每项适用的结构载荷情况（除了那些符合设计着陆重量的以外）的最重的重量；

(iii)表明符合每项适用的飞行要求的最重的重量。

(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)燃油箱及滑油箱装满。

(b)最小重量 必须制定最小重量（表明符合本部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 HY.29 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 HY.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 HY.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液体。
- (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 HY.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 HY.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 HY.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)飞行中不能控制的螺旋桨 对于在飞行中桨距不能控制的螺旋桨采用下列规定:
 - (1)在起飞和以第 HY.65 条规定的全发工作爬升速度进行初始爬升期间, 发动机处于最大油门或最大允许的起飞进气压力状态, 螺旋桨必须限制发动机转速, 使之不超过最大允许起飞转速;
 - (2)在规定的“不许超越速度”下收回油门下滑时, 螺旋桨不会引起发动机转速高于最大连续转速的 110%。
- (c)没有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨 对于没有恒速控制装置, 但在飞行中可控制的螺旋桨, 必须具有限制桨距值的装置, 以确保符合下列规定:
 - (1)用最低可能的桨距来满足本条(b)(1)的要求;
 - (2)用最高可能的桨距来满足本条(b)(2)的要求。
- (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、飞机静止且无风时, 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 HY.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最大起飞高度，最大起飞高度需要做认证；和

(2)温度从标准温度至标准温度以上 30℃，如果更低时，符合第 HY.1041 条至第 HY.1047 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 HY.1041 条至第 HY.1047 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℃（50° F）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机组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 HY.53 (b)条的起飞距离；

(2)第 HY.55 条的加速-停止距离；

(3)第 HY.71 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第 HY.1583 条(p)列入飞行手册。

第 HY.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定常飞行速度，以节计（校准空速），在该速度下无人机是可控制的：

(1)发动机慢车、油门关闭或在不超过 110%失速速度时处于零推力所需的功率；

(2)螺旋桨处于起飞位置；

(3)无人机处于 V_{S0} 和 V_{S1} 试验时所处状态；

(4)重心处于导致最大 V_{S0} 和 V_{S1} 值时的位置；

(5)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} 必须由飞行试验来确定，用第 HY.181 条规定的程序并满足该条飞行特性要求。

第 HY.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 HY.181 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 HY.334 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。比率不得高于 0.95，应与审定机构商定。

第 HY.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) 对于多发无人机， V_R 必须不小于以下数据中的大者：

(i) $1.05V_{MC}$ ；

(ii) $1.10V_{S1}$ 。

(2)对单发无人机， V_R 必须不小于 V_{S1} ；

(b)达到高于起飞表面 15 米（50 英尺）时，无人机达到的速度必须不小于：

(1) 对于多发无人机，以下数据中的大者：

(i) 在所有预想到的条件下，包括涡旋颠簸和关键发动机完全失效的情况下，已经证明能够安全地继续飞行(或着陆回来，若适用)的速度，而且该速度还符合 HY.63 中的要求；

(ii) $1.10V_{MC}$ ；

(iii) $1.20V_{S1}$ 。

(2)对于单发无人机，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；或

(ii) $1.20V_{S1}$ 。

第 HY.53 条 起飞性能

(a)起飞距离按本条(b)的规定确定，并用第 HY.2045 条(a)和(b)规定的速度。

(b)起飞并爬升到高于起飞表面 15 米（50 英尺）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；和

(3)起落架放下。

(c) 由(a)和 HY.55 所规定的起飞性能必须由在经批准的限制条件下运行的发动机来确定。

(d) 应确定最大旋转速率(若适用)，以确保最终的动力学影响不会导致不安全情况的出现，或造成载荷或机动安全裕度的降低。

第 HY.55 条 加速-停止距离或关键场地长度

(a) 对于多发无人机，关键场地长度是如下必要距离的总和，这些距离是为了完成：

(1) 所有发动机均启动，将无人机从静止起点加速到 V_{EF} 速度；

(2) 假定关键发动机在达到 V_{EF} 速度时失效，那么要么在一定距离内将无人机从 V_{EF} 加速到 V_I 速度(实现起飞)，要么在到达 V_{EF} 速度的地点起，经过相同的距离使无人机完全停止下来。

V_{EF} 是经校准的空速，假定关键发动机在此速度时发生失效，此时要求在相同的距离上或者继续完成起飞，或者使无人机停止下来。

(b) 对于单发无人机，加速—停止距离是如下必要距离的总和，这些距离是为了完成：

- (1) 发动机启动, 将无人机从静止起点加速到 V_1 速度;
- (2) 从到达 V_1 速度的地点起, 使无人机完全停止下来。
- (c) 除了机轮刹车之外的方法可以用于确定关键场地长度, 如果那意味着:
 - (1) 这种方法是安全可靠的;
 - (2) 所采用的这种方法能够保证在正常运转情况下的结果(效果)一致;
 - (3) 假定刹车期间所有机轮都停留在地面上。
- (d) 如下应包含在地面滑跑距离的计算之中:
 - (1) 发动机加油特性;
 - (2) 系统和无人机机组成员感知失效并对失效采取适当回应措施的反应时间。
 - (3) 若适用, 无人机配置状态改变的时间(如襟翼收回, 阻力伞展开等)。

第 HY.63 条 爬升: 总则

- (a) 必须按下列规定表明符合第 HY.63 条、第 HY.65 条和第 HY.73 条的要求:
 - (1) 无地效; 和
 - (2) 不小于演示符合第 HY.1041 条至第 HY.1047 条的动力装置冷却试验时的速度。
 - (3) 除非有其它规定, 在一个发动机不起作用时, 坡度不超过 5 度;
- (b) 必须证明与 HY.65 和 HY.66 有关要求的符合性, 还要证明当标准大气条件适用时, 与 HY.77 中关于最大起飞或着陆重量规定的符合性。
- (c) 重量作为机场高度或发射场地高度和环境温度的函数, 需要分别建立起飞和着陆的工作限制。

第 HY.65 条 爬升: 发动机工作

- (a) 在如下条件下, 每个无人机必须具有相对于海平面至少 5% 的稳定爬升斜度:
 - (1) 未超过每台发动机的最大连续功率;
 - (2) 起落架收回(如果无人机采用了这种构型设计);
 - (3) 机翼襟翼处于起飞位置;
 - (4) 对于多发无人机, 爬升速度不低于 $1.1V_{MC}$ 和 $1.2V_{S1}$ 中的较大者; 对于单发无人机, 爬升速度不低于 $1.3V_{S1}$ 。
- (b) 对于采用可收放起落架构型的每一种无人机, 在如下条件下必须具有相对于海平面至少 2.5% 的稳定爬升斜度:
 - (1) 未超过每台发动机的最大连续功率;
 - (2) 起落架伸展开;
 - (3) 机翼襟翼处于起飞位置;
 - (4) 对于多发无人机, 爬升速度不低于 $1.1V_{MC}$ 和 $1.2V_{S1}$ 中的较大者; 对于单发无人机, 爬升速度不低于 $1.2V_{S1}$ 。

第 HY.66 条 起飞爬升: 多发无人机的一台发动机不工作

必须针对由申请者建立的操作限制条件中的每一个重量、海拔高度及环境温度来确定稳定爬升或下降斜度, 确定条件为:

- (1) 关键发动机不起作用, 其螺旋桨处于快速及自动设定的位置;
- (2) 剩下的起作用的发动机处于起飞动力或推力状态;

(3) 起落架伸展开，处于起飞位置，除了如下情况之外：如果起落架能够在不到 7 秒钟的时间内收回，而且在起落架的收回过程中，没有比起落架展开状态高的运动轨迹，在此情况下，可以假定起落架是收回的；

(4) 机翼襟翼处于起飞位置；

(5) 机翼保持水平；

(6) 爬升速度等于 HY.53 中论及的无人机升高到 15 米(50 英尺)时所获得的速度。

第 HY.67 条 爬升：多发无人机有一台发动机不起作用

(1) 在超过起飞面 122 米(400 英尺)的高度上，稳定爬升斜度必须不小于 2%，而且必须通过如下状态下的测量而确定：

(i) 关键发动机不起作用，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(ii) 剩下的起作用的发动机处于起飞动力或推力状态；

(iii) 起落架收回(如适用)；

(iv) 机翼襟翼处于起飞位置；

(v) 爬升速度等于 HY.53 中论及的无人机升高到 15 米(50 英尺)时所获得的速度。

(2) 对于采用可收放起落架构型的无人机，在超过起飞面 122 米(400 英尺)的高度上，其稳定爬升斜度在如下适合的条件下必须不小于 0.5%：

(i) 关键发动机不起作用，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(ii) 剩下的起作用的发动机处于起飞动力或推力状态；

(iii) 起落架伸展开；

(iv) 机翼襟翼处于起飞位置；

(v) 爬升速度等于 HY.53 中论及的无人机升高到 15 米(50 英尺)时所获得的速度。

(3) 在超过起飞面或着陆面 422 米(1500 英尺)的高度上，无人机在如下适合条件下的稳定爬升斜度必须不小于 0.8%：

(i) 关键发动机不起作用，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(ii) 剩下的起作用的发动机处于不超过最大连续动力或推力的状态；

(iii) 起落架收回；

(iv) 机翼襟翼收回；

(v) 爬升速度不低于 $1.2V_{S1}$ 。

第 HY.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正常爬升梯度和爬升率：

(1) 发动机不超过最大连续功率；

(2) 襟翼收上；和

(3) 速度不小于 $1.3V_{S1}$ 。

(b) **一台发动机不工作**

必须针对由申请者创建的操作限制条件中的每一个重量、高度和环境温度来确定稳定爬升/下降斜度和速率，确定条件为：

(1) 关键发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(2) 剩下的起作用的发动机处于不超过最大连续动力或推力的状态；

(3) 起落架收回；

- (4) 机翼襟翼收回;
- (5) 爬升速度不低于 $1.2V_{S1}$ 。

第 HY.71 条 滑翔

必须确定在静止空气中每损失 305 米 (1,000 英尺) 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 HY.73 条 参考着陆进场速度

除了采用降落伞回收的无人机外, 参考着陆进场速度 V_{REF} , 不得小于按 HY.149 条确定的 V_{MC} 和 $1.3V_{S0}$ 中之大者。

第 HY.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 (50 英尺) 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 HY.73 条确定的 V_{REF} 定常进场下降到 15 米 (50 英尺) 的高度; 且
 - (1) 在降至 15 米 (50 英尺) 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 (50 英尺) 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地面飞行成员。
- (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 HY.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 (50 英尺) 高度所处的状态, 安全过渡到第 HY.2100 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他减速手段:
 - (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, 除非采取了其他补偿措施使着陆距离不超过全发工作时的距离。

第 HY.77 条 中断着陆

除了采用降落伞回收的无人机外, 在下列条件下, 必须能够保持至少 2.5% 的定常爬升梯度:

- (1) 每台发动机采用起飞功率;
- (2) 起落架在放下位置;
- (3) 襟翼处于着陆位置, 除非襟翼可以在没有高度损失和不存在迎角突然变化的情况下安全地收回;
- (4) 爬升速度等于第 HY.73 条定义的 V_{REF} 。

飞行特性

第 HY.141 条 总则

在不超过第 HY.7045 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 HY.143 条至第 HY.2170 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 HY.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。

第 HY.149 条 最小控制速度

(a) V_{MC} 是校正空速，在该速度，当临界发动机突然停车时，能在该发动机继续停车情况下保持对无人机的控制，在相同的速度下维持坡度不大于 5° 的直线飞行。用于模拟临界发动机失效的方法，必须体现在服役中预期的对控制最临界的动力装置失效模式。

(b) 起飞 V_{MC} 不得超过 $1.2V_{SI}$ ，该 V_{SI} 是在最大起飞重量下确定的。确定 V_{MC} 必须在最不利的重量和重心位置，无人机离地，地面效应可忽略，起飞构型如下：

- (1) 发动机在初始最大可用起飞功率；
- (2) 无人机配平在起飞状态；
- (3) 襟翼在起飞位置；
- (4) 所有螺旋桨控制一直处于推荐的起飞位置。

(c) 在 V_{MC} ，飞行控制系统保持正常控制并且无需降低工作发动机的功率。在机动中，无人机不得出现任何危险的姿态并能防止大于 20° 航向改变。

配平

第 HY.161 条 配平

飞行控制系统(FCS)必须对无人机进行配平，以此种方式来保证对无人机最大程度的控制，并保证动力学特性和安全裕度不会受到危及。

稳定性

第 HY.171 条 总则

- (a) 由包含了所有降级工作状态的 FCS(飞行控制系统)所增强的无人机，必须在服务过程中任何可能遇到的情况下，在任何审查要求的重量与重心组合模式下，都能够保证纵向、航向和横向的稳定。
- (b) 在不同的飞行状态和飞行模式间进行转换时，所有轴的瞬态响应必须是平稳、收敛的，并以相对于目标飞行路径的最小过冲来展示其阻尼特性。
- (c) 除了通过计算或模拟获得的数据之外，还必须以相关飞行试验的结果来支持稳定性分析工作。

失速

第 HY.181 条 失速及失速响应

- (a) 在飞行手册中明确申报的失速速度计算方式。计算方式中应考虑失速迎角和失速速度等多角度。
- (b) 在任何模式时都不允许失速发生（自动模式或手动模式）
- (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 HY.221 条 尾旋

除非是在由审查当局所认可和确定的条件下出现尾旋和陀螺翻转的情况(即用作一个符合 HY.1365 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和陀螺翻转情况而进行特别设计，上述情况可能是由于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者所证实的方法所引起的。

地面控制特性

第 HY.231 条 纵向稳定性和控制

陆上无人机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 HY.233 条 航向稳定性和控制

- (a) 必须确定风速的 90° 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) 除了无人机仅被设计采用通过降落伞的方式收回，否则无人机在以正常着陆速度关(发动)机着陆时，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 HY.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; 及
 - (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 HY.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 HY.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 HY.251 条 振动和抖振

在直到 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 HY.253 条 高速特性

如果最大工作速度 V_{M0}/M_{M0} 是依据 HY.1501 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 HY.1927 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 , HY.251 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

在超过 HY.251 展示规定的最大速度的任何速度下, 任意轴向都不会发生控制反转。

C 章 无人机结构

总则

第 HY.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 HY.331 至第 HY.473 条中规定的载荷，则可以使用这些简化结构设计准则。

第 HY.303 条 安全系数

对于其失效将引起危险的或更为严重的失效情况的结构，其安全系数不能小于 1.5。对于其它结构，其安全系数不能小于 1.25。

第 HY.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，此三秒钟的限制不适用。

第 HY.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 HY.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规章第三分部的规定进行试验。

飞行载荷

第 HY.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 HY.1583 至第 HY.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 HY.331 条 对称飞行情况

(a)在确定与第 HY.333 至第 HY.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平尾的平衡载荷。

(b)由于机动和突风引起的平尾载荷的增量，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。

第 HY.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，假定飞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 HY.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 HY.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（50 英尺/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（25 英尺/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：

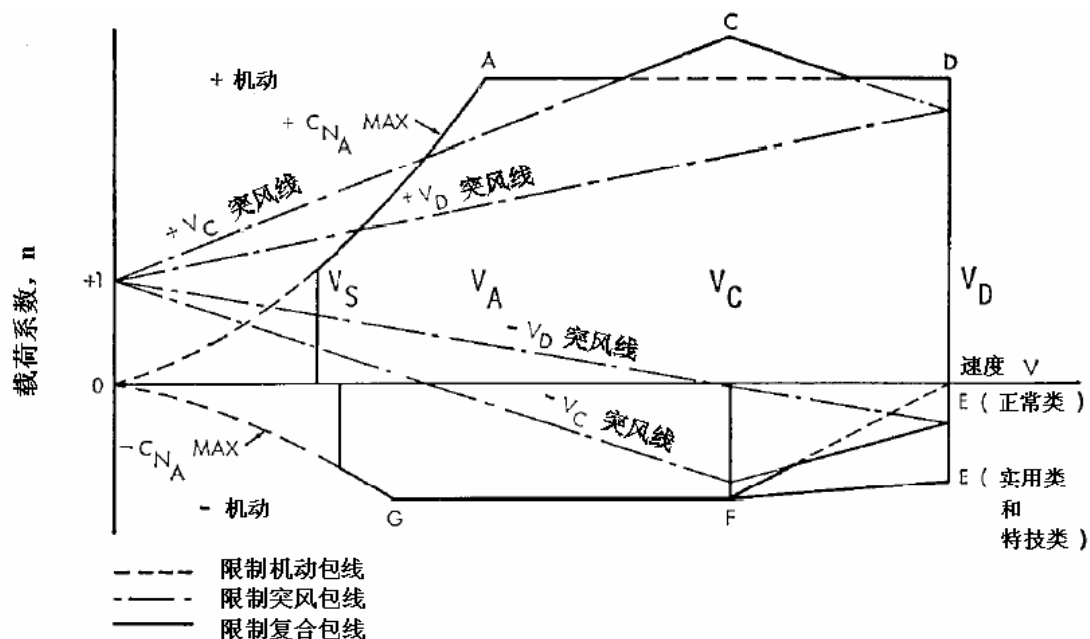
s 为进入突风区的距离，米（英尺）；

$\bar{C}$ 为机翼的平均几何弦长，米（英尺）；

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 HY.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 HY.2040 条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他飞行控制内部限制的组，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 HY.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（EAS）。

(a) 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：

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

(2) 在 Wg/S (W/S) 值大于 958 牛/米² (97.7 公斤/米²; 20 磅/英尺²) 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² (488 公斤/米²; 100 磅/英尺²) 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 。

(b)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)1.40 V_{Cmin} ；

(3)在 Wg/S （ W/S ）值大于 958 牛/米²（97.7 公斤/米²；20 磅/英尺²）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²（488 公斤/米²；100 磅/英尺²）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° 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 MD 的高度上）；

(c)设计机动速度 V_A 对于 V_A ，采用下列规定：

(1) V_A 不得小于 $V_s\sqrt{n}$ ，其中：

(i) 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。

(d)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 HY.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 HY.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：

(1)对于无人机，

$$2.1 + \frac{10,886}{W(\text{公斤}) + 4,536} \quad \left(2.1 + \frac{24,000}{W(\text{磅}) + 10,000} \right)$$

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；

(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 HY.341 条 突风载荷系数

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

第 HY.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飞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 HY.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，和；

(2)垂直作用于水平飞行轨迹的正、负突风速度为 7.60 米/秒（25 英尺/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（25 英尺/秒）（EAS）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；和

(2)最大起飞功率所对应的螺旋桨滑流影响。

第 HY.347 条 非对称飞行情况

(a)假定无人机经受到第 HY.349 条和第 HY.351 条的非对称飞行情况。对重心的不平衡气动扭矩，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 HY.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 HY.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飞机的一侧，75%作用在另一侧。

(b)由第 HY.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 HY.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：

$$\Delta C_m = -0.01 \delta$$

其中：

ΔC_m 是力矩系数增量，和；

δ 是在临界情况下副翼向下偏转的度数。

第 HY.351 条 偏航情况

无人机必须按照第 HY.441 至第 HY.445 条规定的载荷在垂直翼面上产生的偏航载荷来设计。

第 HY.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 HY.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 HY.333 条(d)中飞行情况 A 的限制载荷同时作用。

(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) 对有 5 个或 5 个以上汽缸的发动机，为 1.33。

(2) 对于 4 缸、3 缸或 2 缸的发动机，系数分别取 2、3 和 4。

第 HY.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；或

(2) 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 HY.367 条 发动机失效引起的非对称载荷

(a) 涡轮螺旋桨飞机必须按临界发动机失效所引起的非对称载荷进行设计，其中包括下述情况与螺旋桨阻力限制系统单个故障的组合。

(1) 在 V_{MCA} 和 V_D 之间的各种速度下，由于燃油流动中断而引起功率丧失所产生的载荷作为限制载荷；

(2) 在 V_{MCA} 和 V_D 之间的各种速度下，由于发动机压气机和涡轮脱开或由于涡轮叶片失落所产生的载荷作为极限载荷；

(3) 上述发动机失效引起的推力减小和阻力增加的时间历程，必须由试验或其他适用此特定发动机—螺旋桨组合的资料予以证实；

(b) 考虑到特殊的发动机—螺旋桨—无人机组特性，必须对由飞行控制系统自动执行的校正动作的时间选择和幅度大小进行保守的评估。

第 HY.369 条 机翼后撑杆

(a) 如果采用机翼后撑杆，它必须设计成能承受下列设计速度下的逆流情况：

$$V = 1.26\sqrt{Wg/S} + 8.7, \text{ 节}$$

式中：

Wg/S 为设计最大起飞重量下的翼载，牛顿/米²。

($V = 3.94\sqrt{W/S} + 8.7$ ，节； W/S 为设计最大起飞重量下的翼载，公斤/米²)

($V = 8.7\sqrt{W/S} + 8.7$ ，节； W/S 为设计最大起飞重量下的翼载，磅/英尺²。)

(b)必须采用该特定机翼剖面的气动数据，或采用 C_L 等于-0.8，弦向压力为三角形分布，后缘为峰值，前缘为零。

第 HY.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每一个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HY. 395 条和第HY.625 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。

第 HY.373 条 速度控制装置

如果装有供航路飞行中使用的速度控制装置（例如扰流板和阻力板），则采用下列规定：

(a)无人机必须按第 HY.333 条，第 HY.337 条和第 HY.341 条中规定的对称机动和突风，以及第 HY.441 条和第 HY.443 条中规定的偏航机动和横向突风进行设计。此时速度控制装置在该装置所标明的展态速度以下的各种速度都处于展态；

(b)如果速度控制装置具有自动控制或载荷限制机构，则无人机必须根据该机构所允许的各种速度和相应的速度控制装置的位置，按本条(a)规定的机动飞行和突风情况进行设计。

操纵面和控制系统载荷

第 HY.391 条 操纵面载荷

第 HY.397 至第 HY.459 条中规定的操纵面载荷，是假定在第 HY.331 条至第 HY.351 条规定的情况下产生的。

第 HY.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，和英制：KW），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；

(4) g 为重力加速度。

第 HY.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 HY.391 至第 HY.363 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) 系统的限制载荷，不必超过由飞行控制系统控制的控制系统所能产生的较大载荷。用于设计的飞行控制系统操纵作用力不必超过第 HY.391 条(b)中所规定的最大力；

(2) 系统必须设计成在任何服役使用情况下都结实耐用，要考虑到卡住、地面突风、顺风滑行、控制惯性和摩擦力。可以用第 HY.397 条(b)中规定的最小力产生的载荷进行设计来表明符合此款的要求。

(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) 假定用于设计的飞行控制系统控制控制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 HY.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 HY.405 条 辅助控制系统

辅助控制器件，如机轮刹车、扰流板和调整片的控制器件，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 HY.407 条 配平调整片的影响

配平调整片对操纵面设计情况的影响，只有在操纵面载荷受到控制系统最大作用力的限制时才必须计入。在这些情况中，认为配平调整片朝帮助控制系统的方向偏转，其偏度必须与所考虑情况的速度中预期的最大程度的失配平相对应。

第 HY.409 条 调整片

在任何可用的受载情况下，操纵面调整片必须按飞行包线内很可能得到的空速和调整片偏度的最严重的组合来设计。

第 HY.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 HY.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；磅·英尺）；

c 为铰链线后操纵面的平均弦长，米（英尺）；

S_s 为铰链线后操纵面面积，米²（英尺²）；

q 为动压，帕（公斤/米²；磅/英尺²），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； $14.6\sqrt{W/S} + 14.6$ 英尺/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（88 英尺/秒）（W 为无人机最大重量，公斤（磅）；g 为重力加速度，米/秒²；S 为机翼面积，米²（英尺²））；

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、操纵面及相关的突风锁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（65 节）水平风引起的限制载荷。

水平安定和平衡翼面

第 HY.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 HY.345 条规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。

第 HY.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 HY.333 条(c)所规定的突风速度；

(2)在速度 V_F，对应于第 HY.345 条(a)(2)规定的情况，名义强度为 7.60 米/秒（25 英尺/秒）的正负突风。

(b)[备用]

(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：

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量，牛顿；

K_g 为第 HY.3050 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} 为后平尾升力曲线的斜率，1/弧度；

S_{ht} 为后平尾的面积，米²；

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$ 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：

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量，公斤；

K_g 为第 HY.3050 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} 为后平尾升力曲线的斜率，1/弧度；

S_{ht} 为后平尾的面积，米²；

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

英制：

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{498} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

其中：

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量，磅；

K_g 为第 HY.3050 条定义的突风缓和系数；

U_{de} 为得到的突风速度，英尺/秒；

V 为无人机当量速度，节；

a_{ht} 为后平尾升力曲线的斜率；1/弧度；

S_{ht} 为后平尾的面积，英尺²；

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

第 HY.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 HY.421 至第 HY.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飞机，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。

垂直翼面

第 HY.441 条 机动载荷

(a) 在直至 V_A 的各速度，垂直翼面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° 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) 临界发动机突然失效，而纠正动作又有延迟。

第 HY.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 HY.333 条(c)中 V_C 时所规定的横向突风。

(c) 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；

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

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

U_{de} 为规定的突风速度，米/秒；

ρ 为空气密度，公斤/米³；

W 为在特定载荷情况下适用的无人机重量，公斤；

S_{vt} 为垂直翼面面积，米²；

$\overline{c_t}$ 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} 为从飞机重心到垂直翼面压心的距离，米；

g 为重力加速度，米/秒²；

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；

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

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

U_{de} 为规定的突风速度，米/秒；

ρ 为空气密度，牛顿·秒²/米⁴

W 为在特定载荷情况下适用的无人机重量，公斤；

S_{vt} 为垂直翼面面积，米²

$\overline{c_t}$ 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} 为从飞机重心到垂直翼面压心的距离，米；

g 为重力加速度，米/秒²

V 为无人机当量空速，米/秒。

英制：

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{vt}}{498}$$

其中：

L_{vt} 为垂直翼面载荷，磅；

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

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

U_{de} 为规定的突风速度，英尺/秒；

ρ 为空气密度，斯拉格/英尺³；

W 为在特定载荷情况下适用的无人机重量，磅；

S_{vt} 为垂直翼面面积，英尺²

$\overline{c_l}$ 为垂直翼面平均几何弦长，英尺；

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，英尺；

l_{vt} 为从飞机重心到垂直翼面压心的距离，英尺；

g 为重力加速度，英尺/秒²

V 为无人机当量空速，节。

第 HY.445 条 外置垂直翼面或翼尖小翼

(a)如果在水平翼面或机翼上安装了外置垂直翼面或翼尖小翼，则水平翼面或机翼必须根据其最大载荷与这种垂直翼面或小翼所引起的载荷以及因此而导致的作用在水平翼面或机翼上的力和力矩的组合来设计。

(b)当水平翼面（或机翼）将外置垂直翼面或翼尖小翼分成上下两部分时，则垂直翼面的临界载荷（按第 HY.441 条和第 HY.443 条确定的单位面积载荷）必须按下列规定施加：

(1)水平翼面（或机翼）以上和以下的垂直翼面面积分别受 100%和 80%的载荷；

(2)水平翼面（或机翼）以上和以下的垂直翼面面积分别受 80%和 100%的载荷。

(c)第 HY.441 条和第 HY.443 条的偏航情况应用于本条(b)所述的垂直翼面时，必须计及外置垂直翼面或翼尖小翼的端板效应。

(d)在使用合理的方法进行载荷计算时，对于结构载荷情况必须同时施加第 HY.441 条中作用在垂直翼面上的机动载荷和 lg 的水平翼面或机翼载荷，包括垂直翼面在水平翼面或机翼上产生的诱导载荷和作用在水平翼面或机翼上的力或力矩。

副翼和特殊设置

第 HY.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。

第 HY.459 条 特殊装置

对于采用气动操纵面的特殊装置（例如缝翼和扰流板），其受载情况必须由试验数据确定。

地面载荷

第 HY.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 HY.473 条 地面载荷情况和假定

(a)除了第 HY.479、第 HY.481 和第 HY.483 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 $0.510(Wg/S)^{1/4}$ 米/秒 ($0.902(W/S)^{1/4}$ 米/秒； $4.4(W/S)^{1/4}$ 英尺/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 (10 英尺/秒)，也不得小于 2.13 米/秒 (7 英尺/秒)。

(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飞机重量的比值。

(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 HY.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 HY.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 HY.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、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 HY.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 HY.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、尾翼及其贯穿结构和连接结构、可动操纵面及与其连接结构、机身中失效后可能引起灾难性后果的复合材料机体结构进行评定。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；或

(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；或

(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 HY.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役经验（如果有服役经验）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 HY.575 条 检查及其他方法

必须根据第 HY.572 或第 HY.573 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 HY.1529 条要求的持续适航文件的适航性限制条款。

无人机通用化设计

第 HY.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 HY.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他性能；
- (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 HY.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 HY.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 HY.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 HY.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 HY.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 HY.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 HY.303 条规定的安全系数必须乘以第 HY.621 至第 HY.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 HY.621 条 铸件系数

(a)总则在铸件质量控制所需的规定以外，还必须采用本条(b)至(d)规定的系数、试验和检验。检验必须符合经批准的规范，除作为液压或其他流体系统的零件而要进行充压试验的铸件和不承受结构载荷的铸件外，本条(c)和(d)适用于任何结构铸件。

(b)支承应力和支承面本条(c)和(d)规定的铸件的支承应力和支承面，其铸件系数按下列规定：

(1)不论铸件采用何种检验方法，对于支承应力取用的铸件系数不必超过 1.25；

(2)当零件的支承系数大于铸件系数时，对该零件的支承面不必采用铸件系数。

(c)**关键铸件**对于其损坏将妨碍无人机继续安全飞行和着陆的每一铸件，采用下列规定：

(1)每一关键铸件必须满足下列要求之一：

(i)具有不小于 1.25 的铸件系数；100%接受目视、射线和磁粉、渗透或其他经批准的等效无损检验方法之一的检验，或

(ii)具有不小于 2.0 的铸件系数，100%接受目视和经批准的无损检验方法的检验。如果已制定质量控制程序并经批准,且可接受的统计分析表明可以减少无损检验量,则无损检验量可以从 100%下调,并且采用抽样原则。

(2)对于铸件系数小于 1.50 的每项关键铸件，必须用三个铸件样品进行静力试验并表明下列两点：

(i)在对应于铸件系数为 1.25 的极限载荷作用下满足第 HY.3010 条的强度要求；

(ii)在 1.15 倍限制载荷作用下满足第 HY.3010 条的变形要求。

(3)典型的关键铸件有：结构连接接头、舵机系统零件、操纵面铰链和配重连接件、燃油箱和滑油箱的支座和连接件等。

(d)**非关键铸件**除本条(c)或(e)规定的铸件外，对于其他铸件采用下列规定：

(1)除本条(d)(2)和(3)规定的情况外，铸件系数和相应的检验必须符合下表：

铸件系数	检验
等于或大于 2.0	100%目视
小于 2.0 大于 1.5	100%目视和磁粉或渗透，或等效的无损检验方法
1.25 至 1.50	100%目视、磁粉或渗透和射线，或经批准的等效的无损检验方法

(2)如果已制定质量控制程序并经批准，本条(d)(1)规定的非目视检验的铸件百分比可以减少；

(3)对于按照技术条件采购的铸件（该技术条件确保铸件材料的机械性能，并规定按抽样原则从铸件上切取试件进行试验来证实这些性能），规定如下：

(i)可以采用 1.0 的铸件系数，和；

(ii)必须按本条(d)(1)中铸件系数为“1.25 至 1.50”的规定进行检验，并按本条(c)(2)进行试验。

(e)**非结构铸件**非结构铸件不要求进行评定、试验或详细检验。

第 HY.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 HY.657 条和条 HY.693 条规定的系数，则满足本条(a)的要求。

第 HY.625 条 接头系数

对于采用了 1.5 倍安全系数(第 HY.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 HY.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 HY.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 $V-n$ 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)必须用飞行颤振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、控制反效和发散的任何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（260 节）（EAS）；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 HY.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 HY.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。

(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。

第 HY.631 条 鸟撞

- (a) 根据第 HY.335 条选定，当在海平面无人机撞击时的速度（相对于沿着无人机的飞行路径的小鸟）等于 V_c 时，无人机的设计必须确保 2 磅的小鸟造成的撞击不会导致不受控制的飞行和/或不受控制的撞击。只有基于在充分有代表性的相似设计结构实施过测试时，才可以通过分析来表明符合性。
- (b) 结构设计时必须评估结构承受外来物冲击的影响，可以采用分析计算方法表明结构的符合性。
- (c) 无人机针对鸟撞的保护程度应根据无人机的预期尺寸和使用进行合理分析确定。

机翼

第 HY.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 HY.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 HY.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) 如果采用可调水平安定面，则必须有止动器将其行程限制在能安全飞行和着陆的范围内。

第 HY.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 6.67。
- (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 HY.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 HY.721 条 总则

以下部分用于常规起落架布置。如果提出新设计，验收方法应与审查机构商定。

第 HY.723 条 减震试验

(a)必须表明, 根据第 HY.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 HY.725 条 限制落震试验

(a)如果用自由落震试验来表明满足第 HY.723 条(a)的要求, 则必须用完整的无人机或用位置正确的机轮、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:

$$h = 0.0414(W/S)^{1/2} \text{ 米}, (h = 3.6(W/S)^{1/2} \text{ 英寸})$$

但是, 自由落震高度不得小于 0.234 米 (9.2 英寸), 也不需大于 0.475 米 (18.7 英寸)。

(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 (磅);

h 为规定的自由落震高度, 毫米 (英寸);

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 (英寸);

$W = W_M$, 用于主起落架, 公斤 (磅), 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 (磅), 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 (磅), 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 的向前载荷系数;

L 为假定的机翼升力与飞机重力之比, 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 HY.473 条的着陆情况所用的限制惯性载荷系数。

第 HY.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 HY.479 至第 HY.483 条的地面载荷要求，则必须进行符合第 HY.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 HY.3685 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 HY.479 至第 HY.483 条规定的各设计情况的临界着陆情况。

第 HY.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 HY.723 条(b)规定的储备能量吸收要求，则落震高度不得小于第 HY.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 HY.725 条相同。

第 HY.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 $1.6V_{SI}$ 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 HY.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 $1.6V_{SI}$ 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 HY.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控制站中工作所需的开关，来通知无人机机组成员，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造成设备损坏的程度降至最低。

第 HY.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；和

(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 HY.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)如果使用特殊构造的轮胎，则机轮必须清楚和明显地标明其特点。标记必须包括制造厂名、尺寸、帘线层数与该轮胎的识别标记。

(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 HY.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：

$$KE = \frac{0.0135WV^2}{N} \text{ 公斤} \cdot \text{米} \quad (KE = \frac{0.0443WV^2}{N} \text{ 磅} \cdot \text{英尺})$$

式中：KE 为每个机轮的动能（公斤·米）（磅·英尺）；

W 为设计着陆重量（公斤）（磅）；

V 为无人机速度（节）。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)在临界发动机处于起飞功率时，刹车必须能防止机轮在铺筑的跑道上滚动，但无需防止机轮刹死时飞机在地面的移动。

(c)在确定第 HY.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)如果装有防滑装置，则该装置及有关系统必须设计成任何可能的单个失效故障不可能使飞机刹车能力或方向控制降低到有害程度。

第 HY.745 条 前轮/尾轮操纵

如果装有前轮/尾轮操纵装置，必须证明在起飞和着陆期间发生侧风或一台发动机失效时，地面机组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。

第 HY.747 条 起落架布置

第 HY.749 至第 HY.753 条中的情况，适用于常规布局的主、前起落架或主、尾起落架飞机。

第 HY.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)对于尾轮式无人机，处于正常水平飞行姿态；

(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，假定机翼升力，且轮胎滑动摩擦系数为 0.8。然而，阻力载荷不得小于最大垂直地面反作用力的 25%（忽略机翼升力）。

(c)在确定着陆情况的机轮起旋和回弹载荷时，如果缺乏具体的试验或更为合理的分析，则必须使用附件 D 中阐述的方法。如果使用了附件 D，则设计时采用的阻力分量不得小于附件 C 中给出的值。(d)对带有翼尖油箱或由机翼支持的大型外挂质量（如涡轮螺旋桨或喷气发动机）的无人机，其翼尖油箱和支撑油箱或大型外挂质量的结构，必须根据本条(a)(1)水平着陆情况的动态响应的影响来设计。在计算动态响应的影响时，可以假定无人机升力等于无人机重量。

第 HY.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)对于尾轮式无人机，主轮和尾轮同时接地；

(2)对于带有前轮的无人机，采用失速姿态，或采用使无人机的每一部分与地面之间的间隙最小时的**最大角度。

(b)对尾轮式无人机，假定在最大垂直载荷出现以前，机轮的圆周速度已达到了无人机的水平速度，地面反作用力为垂直的。

第 HY.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 HY.749 条所得到的**侧主起落架载荷相同。

第 HY.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 HY.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 HY.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 HY.759 条 尾轮补充情况

在确定尾轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时，采用下列规定：

- (a)对于障碍载荷，在机尾下沉着陆情况下得到的限制地面反作用力，假设是向上和向后 45° 通过轮轴作用。可以假定减震支柱和轮胎在静态位置；
- (b)对于侧向载荷，假定等于尾轮静载荷的限制垂直地面反作用力与等值的侧向分力相组合。此外采用下列规定：
 - (1)如果尾轮可偏转，则假定尾轮相对无人机纵轴转动 90° ，其合成地面载荷通过轮轴；
 - (2)如果装有锁、转向控制装置或减摆器，仍假定尾轮处于拖曳位置，并且侧向载荷作用于轮胎接地点上；
 - (3)假定减震支柱和轮胎在静态位置。
- (c)如果采用尾轮、缓冲器或吸能装置来表明对第 HY.925 条(b)的符合性，则要满足下列要求：
 - (1)必须针对尾轮、缓冲器或吸能装置确定适当的设计载荷；和
 - (2)尾轮、缓冲器或吸能装置的支持结构必须设计成能承受本条(c)(1)的载荷。

第 HY.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 HY.763 条 千斤顶载荷

(a)无人机以设计最大重量支承在千斤顶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 HY.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，必须施加足够的飞机惯性力；

(ii)所有载荷必须由飞机惯性力相平衡。

(d)规定的牵引载荷如下，表中 w 是设计最大重量：

牵引点	位置	大小	载荷序号	方向
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°
			3	向后，平行于阻力轴线
			4	向后，与阻力轴线成 30°
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°	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°	0.15w	11	在机轮平面内向前
			12	在机轮平面内向后

第 HY.767 条 地面载荷：多轮起落架装置上的非对称载荷

(a)**回转载荷** 假定无人机在下述状态围绕一侧主起落架回转：

(1)在回转组件上的刹车是刹死的；

(2)相应于限制垂直载荷系数 1.0 和摩擦系数 0.8 的载荷，施加于这个主起落架及其支承结构上。

(b)**非均匀轮胎载荷** 第 HY.471、HY.473、HY.747 至第 HY.753 条确定的载荷必须以 60% 和 40% 的分配关系，依次施加于每个双轮起落架的双轮和轮胎上。

(c)**泄气轮胎载荷** 对泄气的轮胎情况如下：

(1)必须将第 HY.471、HY.473、HY.747 至第 HY.753 条确定的载荷的 60%，依次施加于起落架的每一个机轮上；

(2)第 HY.755 条和第 HY.757 条确定的限制阻力和侧向载荷的 60% 和限制垂直载荷的 100% 或本条(c)(1)所得到的较小的垂直载荷，必须依次施加于双轮起落架的每一个机轮上。

有效载荷和装货设施

第 HY.775 条 有效载荷舱玻璃

如果有效载荷舱安装内层玻璃板，则必须采用非碎裂性材料，如非碎裂性安全玻璃。

第 HY.783 条 舱门

无人机上每个外部舱门或舱口盖，必须满足下列要求：

- (1)每个外部舱门（包括货舱和服务性舱门）或舱口盖必须有措施锁定和保险，以防止在飞行中被货物无意打开，或是由于在关闭过程中或关闭后机构损坏或单个结构元件损坏而打开；
- (2)必须有对锁定机构作直接目视检查的装置，来确定那些打开时首先作非向内运动的外部舱门是否完全关闭并锁定，在地面人员使用手电筒或等效光源的工作照明条件下，必须能看清该装置；
- (3)如果外部舱门没完全关闭并锁定，必须有目视警告装置来告知地面人员。对于打开时首先作非向内运动的舱门，该装置必须设计成使导致误示关闭和锁定的任何故障或综合故障是不可能的。

第 HY.787 条 有效载荷舱或货舱

每个有效载荷舱或货舱必须符合下列要求：

- (1)根据其标明的最大载重及本规章规定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。
- (2)必须有措施防止货舱内装载物因移动而造成危险，对于任何控制装置、电线、管路、设备或附件，如其破坏或损伤将影响安全使用，则必须有防护措施。

防火

第 HY.855 条 货舱和有效载荷舱防火

每个货舱和有效载荷舱内能引燃舱内物品的热源必须屏蔽和隔绝，防止引燃货物和相应有效载荷。

- (c) 必须考虑对飞机关键结构和系统（如飞行控制系统）的防护；

第 HY.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、防火的包容物或
 - (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 HY.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 HY.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 HY.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

E 章 无人机动力系统

总则

第 HY.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运行高度，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，在吸入的水与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 HY.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审查机构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) 发动机隔离

在多台发动机应用的情况下，各动力装置的布置必须相互隔离，使得任一发动机失效或故障，或者任一能影响发动机的系统失效或故障（包括发动机舱内被火烧坏）时，不会发生下列情况：

(1) 妨碍其余发动机继续安全运行；或者

(2) 需要任何机组成员立刻采取行动以保持其余发动机继续安全运行。

(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。

(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控制站（UCS）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。

第 HY.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审查机构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，则必须表明任何从将盘上脱落的冰不会产生不安全状况

第 HY.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 HY.909 条 涡轮增压系统

(a)每台涡轮增压器必须通过发动机型号合格证或随无人机设计批准予以批准，或者必须表明涡轮增压器系统在正常的发动机安装及在发动机环境中工作时，满足下列要求：

(1)能够经受审查机构规定的耐久试验，而没有缺陷产生，并且

(2)对发动机没有不利的影响。

(b)在服役中预期出现的操纵系统故障、振动、异常转速及温度，均不得损坏涡轮增压器的压气机或涡轮。

(c)涡轮增压器的壳体，必须能包容压气机或涡轮在正常转速控制装置不工作时可能出现的最高转速情况下失效时产生的碎片。

(d)如安装中间冷却器，则必须符合下列要求：

(1)中间冷却器的安装结构的必须设计成能够承受施加于系统的载荷；

(2)必须表明，在安装的振动环境下，中间冷却器的失效不会造成中间冷却器的一部分被吸入发动机；

(3)流经中间冷却器的气体不能直接排放到无人机系统部件上，除非表明在各种工作状态下，这样排放不会对无人机系统造成危害；

(e)必须对受涡轮增压器系统安装影响的发动机功率、冷却特性、使用限制和程序进行评估。根据本规章 HY.1581 条的要求，无人机系统飞行手册必须包括涡轮增压器的操作程序和限制。

第 HY.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)桨尖与飞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飞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飞机的各静止部分之间必须有正的间距。

第 HY.929 条 发动机安装的防冰

在审定要求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 HY.933 条 反推力系统

(a)涡轮喷气和涡轮风扇发动机的反推力系统：

(1)预定仅用于地面工作的系统，必须设计成空中发动机产生的任何反推力不超过飞行慢车推力。此外，必须通过分析或试验，或者二者组合表明：

- (i)每一可操纵的反推必须能够被恢复至前推位置，或
- (ii)在反推处于任何可能的位置时，无人机能够持续安全飞行和着陆。

(2)预定在飞行中使用的系统，必须设计成在系统正常工作时不会产生不安全状况。每一系统在所有运行条件下（包括地面运行）的失效情况都要按照 HY.1309 进行评估。概率极小的结构元件的失效不必考虑。

(3)每一系统必须有措施防止在反推力系统故障时发动机产生的推力大于慢车状态推力。除非表明，在运行中预期的最临界反推力情况下，仅用气动力措施就可以保持持航向操纵，发动机可以产生更大的推力。

(b)对于螺旋桨反推力系统

(1)每一系统必须设计成，在任何运行条件下，系统的单一失效或失效的可能组合或故障不会引起不希望的反推力。如果结构元件的失效概率极小，则这种失效可不必考虑。

(2)对于桨叶能从飞行低距位置移动到明显小于正常飞行低距位置的螺旋桨系统，必须通过失效分析、试验或两者组合来表明满足本条(1)的要求。为表明螺旋桨及其相关安装部件型号合格审定符合性所作的分析，可以包括在上述分析之内或作为其依据。由发动机和螺旋桨制造人所完成的恰当的分析 and 试验具有可信度。

第 HY.934 条 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

涡轮喷气或涡轮风扇发动机反推系统必须满足经审查机构同意的相关要求

第 HY.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 HY.939 条 动力装置的工作特性

- (a) 必须在飞行中检查涡轮增压发动机的工作特性，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) 必须在飞行中检查涡轮增压活塞发动机的工作特性，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，不会出现任何因偶然性的油门过大、喘振、液锁或汽塞等导致的不利特性。
- (c) 对于涡轮增压发动机，进气系统不得因正常工作期间的气流畸变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 HY.943 条 负加速度

无人机在第 HY.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 HY.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（包括申请审定的任何机动飞行，在机动飞行期间，允许发动机工作），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) 涡轮增压发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时，必须能在其整个流量和压力范围内持续地工作：燃油先在 27°C（80° F）时用水饱和，并且添加 3.8 升水并冷却到运行中很可能遇到的最临界结冰条件。

第 HY.953 条 燃油系统的独立性

- (a) 多发无人机系统的燃油系统的布置必须至少在一种系统构型下，使任一部件的失效不会导致一台以上的发动机丧失功率，或者需要无人机系统机组立即采取行动来防止一台以上的发动机丧失功率。自动的行动也要符合本条要求。
- (b) 如果在多发无人机系统上使用单个油箱（或多个燃油箱相互连接作为单个油箱），则必须提供下列措施：
 - (1) 在油箱上，每台发动机都有独立的油箱出口和一个关断活门。如果该关断活门至发动机舱之间的管路所容纳可能逸入发动机舱的燃油量不超过 0.946L（1 夸脱）（或如果表明安全，可以为更大量），则该关断活门也可以作为防火墙关断活门；
 - (2) 至少布置两个通气口以将其同时堵塞的可能性降至最低；
 - (3) 加油口盖的设计必须将不正确安装或飞行中丢失的可能性降至最低；
 - (4) 燃油系统中，从燃油箱的每个出口到任何发动机之间的部件独立于系统中为其他发动机供油的部件。

第 HY.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 HY.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 HY.959(a)条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；

(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)重力供油系统 重力供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须为在本规章批准的最大起飞功率或推力下的发动机燃油消耗量的 150%。

(c)泵压供油系统 活塞发动机的泵压供油系统的燃油流量，必须是发动机在批准的最大起飞功率状态下要求燃油流量的 125%。

(1)燃油泵必须能够提供上述流量，而且在起飞期间，当泵运转时必须提供该流量；

(2)当燃油泵工作时，燃油压力不能超过发动机燃油进口压力限制，除非表明不会产生不利影响。

(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；及

(2)如果在无人机控制站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)多燃油箱：对于由一个以上油箱供油的活塞发动机，如果因所选油箱内的燃油耗尽而使发动机功率损失明显时，在平飞状态下转为由其它任何满油箱供油后，发动机达到 75%的最大连续功率的时间不得大于下列数值：

(1)对于自然吸气式单发无人机，为 10 秒；

(2)对于涡轮增压单发无人机，20 秒，如果在 10 秒钟内可以恢复 75%最大连续自然吸气功率；

(3)对于多发无人机，为 20 秒。

(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)对于多发无人机，尽管本条(d)允许更低的燃油流量，燃油必须自动地不间断地流向任何有关的发动机，直到预定供该发动机使用的所有燃油用完为止。此外：

- (i)本条“预定供该发动机使用的燃油”指的是预期供指定发动机使用的任何油箱中的所有燃油；
- (ii)燃油系统的设计必须清楚的指出任何油箱中预定供给每台发动机的油量；
- (iii)为表明对本条款的符合性，要求在完成发动机工作的起动阶段后，无人机机组成员不得进行任何操作。
- (3)对于单发无人机，要求在完成发动机工作的起动阶段后，无人机机组成员不得采取进行任何操作。

第 HY.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 HY.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 HY.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 HY.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飞机时,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)对于涡轮发动机燃油,初始温度必须为 $43^{\circ}\text{C}(110^{\circ}\text{F})$, $-0^{\circ}\text{C}(-0^{\circ}\text{F})$, $+2.7^{\circ}\text{C}(+5^{\circ}\text{F})$ 或请求批准的最高外界温度,取最临界的温度。

第 HY.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)对于特定的应用,必须表明软油箱衬垫是可接受的。
- (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 HY.1935(b)条的规定进行调节,以考虑按第 HY.959 条确定的不可用燃油。

第 HY.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)对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于无人机结构的非金属油箱,为 24.2 千帕 (0.25 公斤/厘米²),或当油箱处于满油状态,无人机以最大极限加速度飞行时产生的压力,两者中取大值；
 - (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)对于箱壁支持于无人机结构和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱,在真实的或模拟的支承条件下,对特定设计的首件油箱,为13.7千帕(0.14公斤/厘米²),支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

(b)每个具有大的无支承或无加强平面的油箱,其失效或变形可能引起燃油泄漏,必须能够承受下列试验而不会导致漏油、失效或油箱壁的过度变形:

(1)必须用完整的油箱组件连同其支承件作振动试验,试验时的固定方式应模拟实际安装情况;

(2)除了本条(b)(4)规定外,油箱组合件必须在装有2/3油箱容量的水或其他合适试验液,以不小于0.8毫米振幅(除非证实可采用其他振幅)振动25小时;

(3)振动试验频率必须按如下规定:

(i)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内,由转速引起的振动频率中没有临界频率,则振动试验频率为:

(A)对于螺旋桨驱动的无人机,螺旋桨最大连续转速(转/分)乘以0.9得到的数值,以每分钟循环数计;

(B)对于非螺旋桨驱动的无人机,振动试验频率为2000循环/分钟。

(ii)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内,由转速引起的振动频率中只有一个临界频率,则必须以此频率作为试验频率;

(iii)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内,由转速引起的振动频率中有多个临界频率,则必须以其中最严重的作为试验频率。

(4)在本条(b)(3)(ii)和(iii)的情况下,必须调整试验时间,使达到的振动循环数与按本条(b)(3)(i)规定频率在25小时内所完成的振动循环数相同;

(5)试验时,必须以每分钟16至20个整循环的速率绕与机身轴线平行的轴摇晃油箱,摇晃角度为水平面上下各15°(共30°),历时25小时。

(c)如果整体油箱所采用的构造和密封方法未被先前试验数据或使用经验证明是合适的,则该油箱必须能经受本条(b)(1)至(4)规定的振动试验。

(d)每个具有非金属软油箱的油箱舱,必须装有室温的燃油,经受本条(b)(5)规定的晃动试验。另外,必须用一个与无人机上所用的基本结构相同的软油箱样件,安装在一个合适的试验油箱舱内,用温度为43℃(110°F)的燃油进行晃动试验。

第HY.967条 燃油箱安装

(a)每个燃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:

(1)如有必要,必须在油箱与其支承件之间设置隔垫,以防擦伤油箱;

(2)隔垫必须不吸收液体,或经处理后不吸收液体;

(3)如果使用软油箱,则软油箱的支承必须使其不必承受油液载荷;

(4)每个油箱舱内表面必须光滑,且不具有会磨损软油箱的凸起物,除非满足下列要求之一:

(i)在凸起物处,具有保护软油箱的措施;

(ii)软油箱本身构造具有这种保护作用。

(5)在任何运行条件下,每个囊式油箱的气相空间均必须保持正压,但已表明零压或负压不会引起囊式油箱塌陷的特殊情况除外;

(6)加油口盖不适当的扣紧或丢失,不可引起囊式油箱的塌陷或燃油的虹吸(少量的溢漏除外)。

(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(1/2 英寸)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)不适用

(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)最临界的起落架折损。当表明符合本条(e)(2)要求时,必须考虑有一台发动机安装节撕裂,除非所有发动机都安装在机翼的上方或安装在尾翼或机身上。

第 HY.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 HY.971 条 燃油箱沉淀槽

(a)当适用时,每个燃油箱均必须有可排放的沉淀槽,在正常地面和飞行姿态时,其有效容积为油箱容积的 0.25%或 0.24 升(两者中取大值)。

(b)无人机处于正常地面姿态时,每个油箱必须能从油箱任何部位将危险量的水排入沉淀槽。

(c)如果审查机构要求,每个活塞发动机的燃油系统必须具有一个排放用的积液槽或腔,容积为每燃油箱容积 75.7 升 30cm³,在正常的飞行姿态,油箱出口的位置应使水从油箱的所有部位(不包括沉淀槽)排入积液槽或腔。

(d)按本条(a)、(b)、(c)要求而设置的每一沉淀槽、积液槽和积液腔的放液嘴,必须符合第 HY.999 条(b)(1)和(2)规定。

第 HY.973 条 油箱加油口接头

(a)每个油箱加油口接头均必须按第 HY. 1557 条(c)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 HY.975 条(a)的要求。

(d)除压力加油点外,每个加油点均必须有使飞机与地面加油设备电气搭铁的设施。

(e)如果无人机发动机将汽油作为唯一的可允许燃油,燃油加油口的内径不能大于 6 厘米。

(f)对于涡轮喷气发动机无人机,燃油加油口的内径不能小于 75 毫米。

第 HY.975 条 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

(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。安装的任何排放嘴应该是便于排放。
- (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飞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。
- (8)必须安排通风口以防止将排出的燃油或燃油蒸汽重新吸入无人机。
- (b)每个具有蒸气消除接头的汽化器和每个使用蒸气返回装置的燃油喷射发动机,必须有排放管将蒸气引回到某一燃油箱内。如果装有多个油箱,以及由于某种理由必须按一定顺序使用各油箱时,则必须将蒸气排放回输管引至首先使用的油箱,除非这些油箱的相对容量表明将蒸气引回到其他油箱更为可取。

第 HY.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网:
 - (1)对于活塞发动机无人机,该滤网为 8-16 目/英寸;
 - (2)对于涡轮发动机无人机,该滤网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。
- (b)每个燃油箱出油口滤网的流通面积,必须至少是出油口管路截面积的 5 倍。
- (c)每个滤网的直径,必须至少等于燃油箱出油口直径。
- (d)每个滤网必须便于检查和清洗。

第 HY.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 HY.991 条 燃油泵

- (a)主油泵 对主油泵,采用下列要求:
 - (1)对于由多台燃油泵向发动机供油的活塞发动机安装,发动机必须至少有一台燃油泵由发动机直接驱动。该泵必须满足第 HY.955 条的要求。该泵为主燃油泵。
 - (2)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)。此外,还必须满足下列要求:
 - (i)每台涡轮发动机必须至少有一台主燃油泵;
 - (ii)每台发动机主燃油泵的动力源,必须独立于任何其它发动机主燃油泵的动力源;

(iii)对于每台主燃油泵(经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外), 必须有允许正排量式燃油泵旁路通油的措施。

(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)保留。

(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 HY.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)燃油管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接, 必须使用软管组件。

(d)必须表明软管适合于其特定用途。

(e)暴露在高温下可能受到不利影响的软管, 不得用于在运行中或发动机停车后温度过高的部位。

(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 HY.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 HY.995 条 燃油阀和燃油控制器

(a)无人机地面控制站(UCS)指挥必须具有能使无人机机组在飞行中快速分别切断发动机供油的手段。

(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)每个燃油阀手柄以及手柄与阀门机构的连接必须具有将不正确安装的可能性减至最小的设计特点。

(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)燃油箱选择阀必须满足下列要求:

(1)需用独立的特定动作才能将选择器置于“断开”位置;

(2)燃油箱选择器的选择位置应使从某一油箱转换到另一油箱时, 不可能通过“断开”位置。

第 HY.997 条 燃油滤网或燃油滤

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网或燃油滤:

(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 HY.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)以及第 HY.971 条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。

滑油系统

第 HY.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 HY.1013 条 滑油箱

- (a)安装 滑油箱的安装必须满足下列要求：
 - (1)第 HY.967 条(a)和(b)的要求；
 - (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)用于活塞发动机的滑油箱，必须具有不小于 10%油箱容积或 1.9 升（0.5 美加仑）的膨胀空间（取大值）；
 - (2)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。
- (c)加油口接头 滑油箱加油口均必须按第 HY.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。

(f)软滑油箱衬垫 软滑油箱衬垫必须是可接受的类型。

第 HY.1015 条 滑油箱试验

除按下列规定外,滑油箱必须按第 HY.965 条进行试验:

(a)油箱结构的试验压力必须用 34.5 千帕 (0.35 公斤/厘米²; 5 磅/英寸²) 来代替第 HY.965(a)中规定的压力;

(b)对于具有非金属软油箱的油箱舱,试验液必须用滑油来代替第 HY.965(d)中规定的燃油,软油箱试样进行晃动试验时,必须用温度为 120°C (250° F) 的滑油。

(c)用于涡轮发动机的增压油箱,试验压力不得小于 34 千帕(5 磅/英寸²)加上该油箱的最大工作压力。

第 HY.1017 条 滑油导管和接头

(a)滑油导管 滑油导管必须满足第 HY.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 HY.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)不具备旁路的滑油滤网或滑油滤(装在滑油箱出口处除外),必须具有将滑油滤网或滑油滤与 HY.1929(c)中要求的警告系统相连的措施。

(b)使用活塞发动机的动力装置安装中, 滑油滤网或滑油滤的构造和安装, 必须使得在该滤网或油滤滤芯完全堵塞的情况下, 滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分。

第 HY.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 HY.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 HY.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 HY.1041 条 总则

(a)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)辅助动力单元零部件及流体。

第 HY.1043 条 冷却试验

(a)总则 必须在试验的基础上表明符合第 HY.1041 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)和(d)修正所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;
- (4)对于涡轮增压发动机, 在要求涡轮增压器工作的爬升剖面, 每个涡轮增压器必须工作
- (5)对于活塞发动机, 混合比必须是推荐用于爬升的最贫值。
- (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°C (100° F)。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°C (1, 000 英尺, 温度下降 3.6° F), 一直降到-56.5°C (-69.7° F)为止, 在此高度以上认为温度是恒定的-56.5°C (-69.7° F)。然而对于冬季使用的装置, 申请人可以选用低于 37.8°C (100° F)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)气缸筒温度的修正系数 气缸筒温度必须进行修正,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(冷却试验中记录的气缸筒最高温度首次出现时的外界空气温度)差值的 0.7 倍。

第 HY.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 HY.1041。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。

第 HY.1047 条 活塞发动机无人机冷却试验程序

必须表明爬升阶段符合第 HY.1041 条的要求。必须以无人机系统飞行手册中规定的程序飞行,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。

必须表明爬升阶段(或者下降阶段,对于多发无人机,一发不工作爬升率为负值)符合 HY.1041 的要求。无人机系统必须以对于冷却来说最为临界的性能要求所对应的构型和速度,按照无人机系统飞行手册中建议的程序飞行。

进气系统

第 HY.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)活塞发动机的安装必须表明有充足的进气源,并必须符合下列要求:

(1)主进气口可以位于发动机罩内,条件是发动机罩的该部分与发动机附件区用耐火隔板隔开,或者有防止出现回火火焰的手段;

(2)备用进气口(如果适用)必须位于被屏蔽的位置,并且如果出现回火火焰会引起危险,则不得放在发动机罩内;

(3)通过备用进气系统(如果适用)供给发动机空气,除由于空气温度上升引起的功率损失之外,不得引起过多的功率损失。

(c)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，与第 HY.939 (c)一致。

第 HY.1093 条 进气系统的防冰

(a)活塞发动机 活塞发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施，除非由其他方法来满足上述要求，否则必须表明，在温度-1℃（30° F）无可见水汽的空气中符合下列规定：

(1)装有普通文氏管式汽化器海平面发动机无人机的预热器，能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 50℃（90° F）的温升；

(2)装有普通文氏管式汽化器高空发动机无人机的预热器，能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 66.7℃（120° F）的温升；

(3)装有有助于防冰的化油器的高空发动机无人机的预热器，能在发动机以 60%最大连续功率运转情况下提供下述之一种温升：

(i)55.6℃（100° F）；

(4)装有有助于防冰的燃油计量装置的海平面发动机无人机的受保护的备用气源，发动机在 75%最大连续功率状态下，该气源的预热不低于 15.5℃（60° F）；

(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)由审查当局规定的结冰条件；

(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℃(15—30°F)、液态水含量不小于 0.3 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，发动机可以按审查当局可接受的方式间歇地加大转速到中等功率(推力)。

(c)带增压器的活塞发动机 安装带增压器(对进入汽化器之前的空气进行增压)的活塞发动机的无人机，在判断符合本条(a)的规定时，在任何高度上均可利用由此增压所产生的空气温升，只要所利用的温升是在有关的高度和运转条件下因增压而自动获得的。

第 HY.1101 条 进气空气预热器的设计

每一排气加热的进气空气预热器的设计和构造必须满足下列要求：

(a)当发动机工作时，如果没有使用进气空气预热器，保证预热器的通风；

(b)能够检查预热器所包围的排气歧管部分；

(c)能够检查预热器本身的关键部位。

第 HY.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。
- (c) 柔性进气系统管道必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、燃油、滑油、水以及溶剂的影响，而不会产生危害性的退化或分离。
- (d) 对于活塞式发动机安装，进气系统管道必须满足下列要求：
 - (1) 必须具有足够的强度，能够防止正常回火导致的进气系统失效；
 - (2) 进气系统管道如果位于需要灭火系统的区域内，则必须是耐火的。

第 HY.1105 条 进气系统的滤网

如果进气系统采用滤网，则应符合以下规定：

- (a) 每个滤网都必须位于汽化器或燃油喷射系统的上游；
- (b) 滤网不得位于进气系统中空气进入发动机的唯一通道上，除非满足下列要求：
 - (1) 可得到的预热至少为 37.8°C (100° F)；
 - (2) 滤网能用热空气除冰。
 - (c) 滤网不得单用酒精除冰；
 - (d) 必须使燃油不可能冲击到任何滤网上。

第 HY.1107 条 进气系统过滤介质

如果使用过滤介质来保护发动机，防止进气中的外物影响，则必须满足下列要求：

- (a) 过滤介质必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、雨、燃油、滑油以及溶剂的影响。
- (b) 过滤介质必须具有防止从过滤介质分离出来的材料干扰正确的燃油计量的设计特点。

排气系统

第 HY.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，以及；
 - (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) 每个排气热交换器必须有防止热交换器内部发生任何故障后排气口被堵塞的设施。
- (h) 就符合第 HY.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 HY.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)连接在可能有相对运动的部件之间的排气管零件必须采用柔性连接。

第 HY.1125 条 排气热交换器

对于活塞发动机无人机，采用下列规定：

- (a)排气热交换器的构造和安装，必须能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和其他载荷。此外，还应满足下列要求：
 - (1)排气热交换器必须适合于高温下连续工作，并能耐排气腐蚀；
 - (2)必须具有检查排气热交换器关键部位的措施；

动力装置的防火

第 HY.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)对于活塞式发动机
 - (1)动力部分；
 - (2)附件部分；
 - (3)动力部分和附件部分没有隔离的整个动力装置舱。
- (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)辅助动力装置舱；
- (d)任何燃油燃烧加热器和其他燃烧设备。

第 HY.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 HY. 1501 条(e)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℃（2000° F）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 HY.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。活塞发动机上容量小于 23.7 升（25 夸脱）的整体滑油收油池不必是防火的，也不必用防火罩防护。
- (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 HY.1189 条 切断措施

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机组指示的装置。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 HY.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 $1093 \pm 27.5^{\circ}\text{C}$ ($2000 \pm 50^{\circ}\text{F}$);
 - (2)对于板材,必须在大约 64.5 厘米^2 (10 英寸^2) 面积上经受由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 厘米^2 (5 英寸^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 (0.015 英寸);
 - (2)软钢板 (包覆铝层或采用其他防腐措施),厚度 0.457 毫米 (0.018 英寸);
 - (3)镀锡铅钢板,厚度 0.457 毫米 (0.018 英寸);
 - (4)蒙乃尔合金,厚度 0.457 毫米 (0.018 英寸);
 - (5)钢或铜基合金的防火墙接头;
 - (6)钛板,厚度 0.406 毫米(0.016 英寸)。

第 HY.1192 条 发动机附件舱隔板

对于气冷式星形发动机,发动机动力部分和排气系统的所有部分必须用满足第 HY.1191 防火墙要求的隔板与发动机附件部分隔离。

第 HY.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 (24 英寸) 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。

第 HY.1195 条 灭火系统

如果推进系统着火的概率大于灾难性事件可接受的门槛值，则与灭火系统有关的详细要求必须得到审查机构的同意。

(a)对于无人机系统，必须安装灭火系统并且表明符合下列规定：

- (1)必须有为发动机舱服务的灭火系统；
- (2)灭火系统、灭火剂剂量、喷射速率和喷射分布必须足以灭火。可以使用单独的“一次喷射”式灭火系统；
- (3)短舱的灭火系统必须能够同时对被防护短舱的每个火区进行防护。

第 HY.1201 条 灭火系统材料

对于无人机系统，下列规定适用：

- (a)任何灭火系统的材料不得与任何灭火剂起化学反应以致产生危害。
- (b)发动机舱内的每个灭火系统部件必须是防火的。

第 HY.1203 条 火警探测系统

必须按照第 HY.1181 条规定，在每个指定的防火区域安装火警探测系统，并遵守以下规定：

- (a)每个火警探测器系统的构造和安装必须能承受运行中可能遇到的振动，惯性和其他负载；
- (b)火灾探测器不得受可能出现的任何油、水、其他液体或烟气的不利影响；
- (c)必须有手段使无人机机组在飞行中能检查每个火警探测器电路的功能；
- (d)指定火区内每个火警探测系统的导线和其他部件必须至少是耐火的。
- (e)火警探测系统的设计必须尽量减少误报或不恰当的警告，如果发生这些警告，不应导致危险或更严重的事故。

F 章 无人机设备

总则

第 HY.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。

第 HY.1309 条 设备、系统及安装

(a) 无人机系统的设计必须使得，对人员(包括无人机操作员，维护人员和第三方人员)的危险能被降低到合格审定当局接受的水平，还必须能使财产损失或损坏的风险被降低到合格审定当局接受的水平。

(1)当无人机系统的任何一项功能对于持续安全飞行及无人机的着陆必不可少或能够造成损害时，出于保证适航合格证有效性的目的，这些功能以及完成这些功能的设备(包括远离无人机的设备)应被作为无人机系统的一部分予以考虑。它们必须符合本规范提出的适用的适航要求。

(2) 每项设备、每一系统和每一安装必须符合下列要求：

(i)在执行其预定功能时，不得对下列任务设备的响应、运行或精度产生不利影响：

安全运行的必要设备；或

其它设备，除非有一种手段来通知无人机机组成员这种影响或后果。

(ii)其设计必须能防止，在出现了可能的故障或失效时对无人机系统造成危害。

(b) 必须对每项设备、每一系统和每一安装的设计进行单独检查，并且还要按照与其它系统和安装的关系进行检查，从而确定：

(a) 无人机的持续安全飞行和着陆是否依赖于其功能；和

(B) 某一系统的失效是否会明显地降低无人机的性能或明显地降低无人机组人员处理不利运行状态的能力。

对于按照本条(a)或(B)款分类识别出的每项设备、系统和安装，其设计必须符合下列附加要求：

(1)在任何可以预见的使用条件下，必须能执行其特定的功能。

(2) 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，申请者必须证明：

每一个灾难级失效状态发生概率为极不可能的；

每一个危害性失效状态发生概率为是不可能的；

每一个主要的失效状态发生概率为可能性较低的；

(3)针对不安全的系统运行状态和能使无人机操作员采取适当的纠正动作，必须能提供警告信息以便警示无人机操作员，系统、操控件和相关监控及警告措施的设计必须使得可能造成附加危害的无人机操作员的误操作最小化。

(4) 可以通过分析和必要时，通过适当的地面、飞行或模拟器试验来表明符合本条(b)(2)款的要求，分析中必须考虑：

(i)可能的失效模式，包括外部原因造成的故障和损伤；

(ii)多重失效的概率，和未被检测出缺陷的概率；

(iii) 对无人机和第三方的影响结果，要考虑飞行阶段和运行条件；和

(iv) 无人机操作员的警告信号(线索)、要求的纠正动作和无人机操作员确认缺陷的能力。

(c) 凡其功能为审查所要求, 并且需要能源的每项设备、每一系统及每一安装均为该能源的“基本载荷”。能源供应必须不会影响到无人机的安全。能源及其系统必须能够在所有可能的工作组合与可能的最大持续时间内对下列能源载荷提供能源:

(1) 系统功能正常时, 连接到能源分配系统的负载;

(2) 下列失效情况下的基本负载:

(i) 多发无人机单发失效情况; 或

(ii) 任何能源转换装置或能源储存装置失效情况。

(3) 在任何一个能源供应系统、分配系统或其它使用系统出现任何失效或故障后, 按照操作规则的规定, 应为基本载荷提供替代能源, 或使基本载荷具备想要或指定级别的余度。

(4) 若可能, 冗余系统应利用冗余能源, 来维持对应于该冗余等级的希望安全等级(或失效概率)。

(d) 在确认与本条(c) (2) 款的符合性时, 按照授权的运行种类在符合安全性的监控程序条件下, 可以做出减小能源负载的假定。

(e) 在表明本条关于电源系统及设备的设计与安装的符合性时, 必须按照 HY.867 来考虑最严重的环境和大气条件, 包括射频能量及闪电影响(直接和非直接两种)。对于本条要求或使用符合本条的发电、配电和用电设备, 可以通过环境试验、设计分析或参照在其它无人机上已有的类似的运行经验来表明其在预期的环境条件下能够持续安全运行。

(f) 本章节中“系统”是指无人机设计、无人机控制站、指令和控制数据链路以及通信系统中所包含的各种气动系统、液压系统、电气系统、机械系统、动力装置系统, 但下列系统除外:

(1) 作为已合格发动机部分的无人机动力装置系统;

(2) 按照第三分部规格要求的无人机飞行结构。

无人机飞行控制与管理系统

飞行操纵与伺服子系统

第 HY.1311 条 总则

(a) 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。

(b) 此分部不适用 (见 HY.1939 条)

第 HY.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 HY.405 中进行了定义。

第 HY.1315 条 止动器

(a) 操纵系统必须设置能确实限制由该系统操纵的每一可动气动面运动范围的止动器; (b) 每个止动器的位置, 必须使磨损、松动或松紧调节不会导致因操纵面行程范围的变化而对飞机的操纵特性产生不利的影响; (c) 每个止动器必须能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。

第 HY.1317 条 配平系统

无人机若配备配平系统应满足:

(a) 必须采取适当的预防措施, 防止由飞行控制系统发出的无意的、非正常的或粗暴的配平操作:

- (1) 对单发无人机, 使用纵向配平装置;
- (2) 对多发无人机, 使用纵向和航向配平装置。
- (b)配平装置必须设计成当主飞行操纵系统任一连接或传动元件损坏时, 使用纵向配平装置可以提供安全飞行和着陆的足够操纵;
- (c)配平系统的调整片操纵必须是不可逆的, 但调整片已作适当的平衡和没有不安全的颤振特性者除外。不可逆调整片, 从调整片到不可逆装置在无人机结构连接处之间的系统部分, 必须具有足够的刚性和可靠性;
- (d)必须演示在用动力驱动的配平系统出现了使用中可以合理预期的任何可能失控之后, 无人机是可以由飞行控制系统安全操纵的, 并且无人机机组成员能够完成安全着陆所需的一切机动和操作动作。此项演示必须在临界无人机重量和重心位置下进行;

第 HY.1319 条 操纵系统锁

如果有一种锁住操纵系统的装置, 则:

- (a) 在本分部不适用(见 HY.2001 飞行控制系统锁紧警告)。
- (b) 必须有方法来:
 - (1) 在锁住状态下给地面工作人员警告;
 - (2) 不适用。
- (c) 该装置必须具有防止它在飞行中可能被无意锁住的措施。

第 HY.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 HY.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 HY.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)必须有措施防止钢索或管子拍击其他零件。
- (d)飞行控制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 HY.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 HY.1327 条 弹簧装置

除非弹簧的损坏不会引起颤振或不安全的飞行特性，否则控制系统内所使用的任何弹簧装置必须通过模拟服役条件的试验来确定其可靠性。

第 HY.1329 条 钢索系统

(a)使用的每种钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头和滑轮，必须满足经批准的技术要求。此外还应满足下列要求：

(1)主控制系统不得采用直径小于 3.2 毫米（1/8 英寸）的钢索；
(2)钢索系统的设计必须在各种运行情况和温度变化下在整个行程范围内使钢索张力没有危险的变化；

(3)必须能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

(b)每种滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。每个滑轮必须装有紧靠的保护装置，以防止钢索松弛时的错位或缠结。每个滑轮必须位于钢索通过的平面内，使钢索不致磨擦滑轮的凸缘。

(c)安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3° 。

(d)在控制系统中需受载或活动的 U 形夹销钉，不得仅使用开口销保险。

(e)连接到有角运动的零件上的松紧螺套，必须能确实防止在整个行程范围内发生卡滞。

(f)调整片控制钢索不是主控制系统的一部分，当调整片处于在最不利位置而飞机尚能安全控制的无人机上，调整片钢索直径可以小于 3.2 毫米（1/8 英寸）。

第 HY.1331 条 关节接头

有角运动的控制系统的关节接头（在推拉系统中），除了具有滚珠和滚柱轴承的关节接头外，用作支承的最软材料的极限支承强度必须具有不低于 3.33 的特殊安全系数。对于钢索操纵系统的关节接头，该系数允许降至 2.0。对滚珠和滚柱轴承，不得超过经批准的载荷额定值。

第 HY.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 HY.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。
- (c) 如果在多发无人机上采用襟翼交连，则其设计必须计及由于对称面一边的发动机不工作而其余发动机为起飞功率(推力)时飞行所产生的不对称载荷。对于单发无人机和襟翼不受滑流影响的多发无人机，可以假定 100%的临界气动载荷作用在一边，另一边则是 70%。

第 HY.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) 必须通知无人飞行机组人员和地面人员（如适用）；或者
- (b) 必须自动阻止启动起飞。

动力操纵与伺服子系统

第 HY.1339 条 无人机动力装置的控制器件：总则

- (a) 必须表明柔性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部分，必须至少是耐火的。
- (f) 所有发动机控制器作为发动机安装的一部分必须正确执行，以确保：
- (1) 每个发动机控制都能执行预期的功能
 - (2) 每个发动机控制器的连接装置、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 HY.1341 条 发动机控制器件

对于活塞单发无人机，功率或推力控制器件必须设计成如果控制器件在发动机燃油计量装置处脱离，无人机能够持续安全飞行。

第 HY.1343 条 混合比控制器件

每一发动机混合比控制器必须设计成如果控制器在发动机燃油计量装置处脱离，无人机能够持续安全飞行。

第 HY.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润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概率减到最小。
- (d)任何由发动机远距驱动的附件，如果在发生故障后继续转动会造成危害，则必须有措施防止其继续转动，而不影响发动机继续工作。
- (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润滑油系统和附件系统。

第 HY.1347 条 发动机点火系统

当需要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 HY.1349 条 空速测量装置

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。

第 HY.1351 条 静压测量装置

- (a)除了本条(b)(3)的说明外，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)至(b)(3)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)必须以下列方法进行验证试验，以演示静压测量装置的完整性：

(i)非增压无人机 将静压系统抽气到压差约为 3,400 帕 (25 毫米汞柱; 1 英寸汞柱), 或高度表读数高于试验时无人机海拔高度 300 米 (1,000 英尺), 停止抽气一分钟, 指示高度的减小值不得大于 30 米 (100 英尺);

(3)如果按照民用航空规章运行规则的要求为任何装置或系统配置静压系统时, 每个静压孔的设计和位置必须使在无人机遇到结冰情况时, 静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度数据与主静压系统提供的高速数据相差 15 米 (50 英尺) 以上时, 必须在无人机控制系统和/或自动控制系统中为备用静压系统提供一个自动修正。

(c)除本条(d)规定的情况外, 如果静压测量装置包括有主静压源和备用静压源, 则静压源选择装置的设计必须满足下列要求:

(1)选用任一静压源时, 另一个静压源断开;

(2)两个静压源不能同时断开。

(d)对于非增压无人机, 如果能够用演示表明, 在选用任一静压源时, 静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化, 则本条(c)(1)的规定不适用。

(e)每个静压测量装置必须在飞行中校准, 以确定系统误差。在海平面标准大气下所指示的气压高度的系统误差 (不包括测量装置校准误差), 在 $1.3V_{S0}$ (襟翼展态) 至 $1.8V_{S1}$ (襟翼收态) 速度范围内对应的无人机构型下, 每 100 节不超过 ± 10 米 (± 30 英尺)。速度小于 100 节时, 该误差允许为 ± 10 米 (± 30 英尺)。

(f)[备用]

(g)对于按本规章第 HY.1525 条禁止在已知的结冰条件下飞行的无人机, 本条(b)(3)不适用。

第 HY.1353 条 磁航向测量装置

(a)除本条(b)规定外, 采用下列规定:

(1)每个磁航向测量装置 (如果有的话) 必须安装成使其精度受无人机振动或磁场的影响最小;

(2)经补偿的安装偏差, 平飞时任何航向上不得大于 10° 。

(b)如果无人机上安装了一个稳定磁航向测量装置, 其平飞时任何航向的偏差均不大于 10° , 或者安装了一个陀螺航向测量装置, 则非稳定磁航向测量装置的偏差在用电系统工作时可以大于 10° 。偏差超过 10° 的非稳定磁航向测量装置必须按第 HY.1585 条(h)设置标牌。

第 HY.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内时, 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。

对于每个使用能源的测量装置(这些仪表对使用能源的持续安全操作非常关键), 采用下列规定:

(a) 能源必须在进入测量装置处或其附近测量(也见 HY.2001)。对于电气和真空/压力测量装置, 当电压或真空/压力分别处在批准的范围内时, 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) 一个测量装置的失效不会影响对其余测量装置的正常供能;
- (2) 一个能源的供能失效时, 不会影响来自任何其它能源的正常供能。
- (c) 必须至少有两个独立的能源(在多发无人机上不由同一发动机驱动), 并有手动或自动措施来选择每一能源。

第 HY.1357 条 动力测量装置安装

- (a) 如下要求适用:
 - (1) 动力装置和辅助动力装置仪表的每根管路必须满足 HY.993 的要求。
 - (2) 每根装有充压可燃液体的管路必须符合下列规定:
 - (i) 在压力源处有限流孔或其它安全装置, 以防管路破损时逸出过多的液体; 及
 - (ii) 管路的安装和布置要使液体的逸出不会造成危害。
 - (3) 使用可燃液体的每个动力装置和辅助动力装置仪表, 其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危害。
- (b) 见 HY.1935。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 HY.959(a)确定的不可用燃油时, 其读数为“零”;
 - (2) 每个用作燃油油量表的外露式目视油量表必须加以防护, 以免损坏(泄露等);
 - (3) 每个外露式目视油量表处有会存集水和结冰的凹陷时, 必须有可以在地面排水的装置;
 - (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) 在本分部不适用(见 HY.1935 燃油量和滑油量数据);
 - (6) 在本分部不适用(见 HY.1935 燃油量和滑油量数据)。
- (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。

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(也见 HY.1935 燃油量和滑油量数据)。

飞行控制与管理

第 HY.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、速度和轨道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, 可以由无人机机组成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, 不需要从无人机控制站进行输入操作。
 - (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机组成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 HY.334 中定义的飞行包线保护范围

之内。

(d) 无人机机组成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) 在诸如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发射阶段；
- (3) 在到达了 HY.1361 和 HY.1363 中规定的决断点后的着陆阶段；
- (4) 对于被设计采用降落伞进行回收的无人机，在使用降落伞着陆时；

(e) 在无人机机组成员可以获得的调整范围内(任意)，飞行控制系统的设计和调整必须要保证，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) 在本分部不适用(见 HY.1977 无人机控制模式指示)。

(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审查当局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 and 数据范围进行校验。

第 HY.1361 条 自动起飞系统-自动着陆系统一总则

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，无人机机组通过指挥和控制数据链监视无人机控制系统（UCS）的整个过程，但不需要执行任何手动“驾驶动作”，除非根据第 HY.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，必须确保飞机继续安全飞行。

(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控制系统（UCS）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（如适用），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机组转为手动滑行模式: 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) 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 HY.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。无人机机组成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(决断速度或抬后轮速度 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 HY.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, 应急回收能力必须具有预期的功能。

(c) 应急回收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, 应急回收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。

(f) 当应急回收能力, 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。

第 HY.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工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。

(3) 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终止功能使无人机停下来。

(b) 自动滑跑系统必须包含手动终止功能，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 HY.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) 对系统本身及其运行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) 任何一台电力发电装置失效时，必须有措施立即向地面机组发出警告；

(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°C (2,000° F) 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 or 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。

第 HY.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压力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压力不存在问题。

(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，均不得损坏周围的飞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向那些紧急程序不可缺少的载荷提供充足的电能供应。前面提到的持续时间包括无人机机组成员意识到电能缺失和采取必要措施所需要的时间；

(i)当适用时，蓄电池的安装必须与关于蓄电池安全的相关国家性规定相符合。

第 HY.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)要求无人机机组人员进行远程操作，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 HY.1375 条 电气系统防火

(a)电气系统的每一部件必须满足第 HY.863 条和第 HY.1182 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° 试验时，必须是自熄的。其平均烧焦长度不得超过 76 毫米（3 英寸），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 HY.1377 条 总开关装置

(a) 除本条(b)的情况外，在无人机上必须有一个总开关装置，以便易于当无人机处于地面时，地面工作人员断开每一电源与配电系统的连接。

(b) 载荷电路可以连接成在总开关断开后仍然有电，如果：

(1) 将这些电路隔离或在实物上加以物理遮蔽，以防其由于任何可燃液体系统渗漏或破裂时可能溢出的可燃液体或蒸气点燃；

(2) 这些电路是发动机持续运行所需的；

(3) 这些电路是用靠近电源处的、额定值等于或小于 5 安培的电路保护装置保护的。此外，不得用两个或两个以上本条(b)(2)所安装的电路向一个大于 5 安培的载荷供电。

第 HY.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。

第 HY.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的间距或绝缘材料，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 HY.1383 条 外部灯光

(a)任何运行规则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)滑行和着陆灯，如果需要，必须设计成可以为夜间运行提供足够照明。

其他设备

第 HY.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 HY.1309 条(b)(1)和(2)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 HY.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) 在本分部不适用(见 HY.1995 液压系统指示器);

(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)压力不会超过大于设计工作压力安全限制, 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。

(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—如果满足下列要求, 蓄压器或蓄液箱可以安装在防火墙的发动机一侧:

(1) 它们是发动机或螺旋桨系统整体的一部分;

(2) 液压油箱是非增压的, 并且所有这种非增压液压油箱箱的总容积不大于 1 升(1 美制夸脱)。

第 HY.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, 条件是审查当局认为该方法与所要求的试验等效。

第 HY.1459 条 无人机机载飞行记录器

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

(1)飞机记录器应获得空速、高度和航向数据。数据的来源符合第 HY.1349 条、第 HY.1351 条和第 HY.1353 条中相应的精度要求;(2) 采集垂直加速度数据的传感器应刚性固定;

- (3) 其供电应来自对飞行记录器的工作最为可靠的汇流条，而不危及对重要负载或应急负载的供电；
- (4) 应能在飞行前检查记录器存储介质的数据记录是否正常；
- (5) 除了由发动机驱动的发电机系统单独供电的记录器外，应备有自动装置，在撞损冲击后 10 分钟内，能使具有数据抹除装置的记录器停止工作并停止抹除装置的功能。
- (6) 记录时间基准参考信号。例如，GPS 时间信号可以用于此目的。
- (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控制站上显示的相应读数（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) 当运行规则有要求时，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，以决定是否有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 HY.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 HY.1501 条 总则

(a)必须制定第 HY.1505 条至第 HY.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 HY.1541 条至第 HY.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机组人员使用。

第 HY.1505 条 空速限制

(a)不许超越速度 V_{NE} 必须按下述要求制定:

(1)不小于第 HY.335 条所允许的 V_D 最小值的 0.9 倍;

(2)不大于下列小者:

(i)按第 HY.335 条确定的 V_D 的 0.9 倍;

(ii)按第 HY.251 条表明的最大速度的 0.9 倍。

(b)最大结构巡航速度 V_{NO} 必须按下述要求制定:

(1)不大于下列小者:

(i)第 HY.335 条确定的 V_C ;

(ii)本条(a)所确定的 V_{NE} 的 0.89 倍。

(2) 由飞行包线保护(由飞行控制系统所维持)所允许的最大速度等于或小于 V_{NO}

(c)本条(a)和(b)不适用于涡轮增压发动机无人机, 或按第 HY.335(b)(4)确定设计俯冲速度 V_D/M_D 的无人机。对于这些无人机, 必须确定最大使用限制速度(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。但在试飞或无人机机组训练飞行中, 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 HY.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 和按第 HY.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 HY.251 表明的最大速度之间的速度余量, 不得小于按第 HY.335(b)确定的 V_C/M_C 和 V_D/M_D 之间的速度余量, 或按第 HY.253 条进行试飞时认为是必需的余量。

第 HY.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 HY.335(c)的规定 $V_S\sqrt{n}$ 确定。

第 HY.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 HY.345 条(b)允许的 V_F 的最小值; 和

(2)不大于第 HY.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、空速和发动机动力的其他组合情况。

第 HY.1513 条 最小控制速度

必须将按第 HY.149 条确定的最小控制速度 V_{MC} 制定为使用限制。

第 HY.1519 条 重量和重心

必须将按第 HY.23 确定的重量和重心限制制定为使用限制。

第 HY.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审查机构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) 最大允许进气压力(对活塞发动机)；
- (3) 最高允许燃气温度(对涡轮发动机)；
- (4) 与本条(b)(1)至(3)制定的限制相对应的功率(推力)在使用时间上的限制；
- (5) 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) 最大允许进气压力(对活塞发动机)；
- (3) 最高允许燃气温度(对涡轮发动机)；
- (4) 气缸头、冷却液和滑油的最高温度。

(d) **燃油标号或牌号** 必须规定最低燃油标号(对活塞发动机)或燃油牌号(对涡轮发动机)。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** 所有无人机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 HY.1041 条至第 HY.1047 条有关冷却规定时的最高外界大气温度。

第 HY.1523 条 最小地面飞行机组

必须考虑下列因素来规定最小地面飞行机组，使其足以保证安全运行：

- (a) 每个机组成员的工作量。
- (b) 有关机组成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 HY.1525 条所核准的运行类型。

第 HY.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 HY.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 HY.1529 条 持续适航文件

申请人必须满足以下要求编制审定方可接受的持续适航文件。如果有计划保证在交付第一架飞机之前或者在颁发标准适航证之前，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：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)申请人必须向审定方提交一份文件，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)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地面站特点和数据链路的说明；

(ii)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查资料；

- (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。
- (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 HY.1541 条 总则

- (a)无人机系统必须装有下列标记和标牌:
 - (1)第 HY.1543 条至第 HY.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,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)对于要取得多于一种类别合格证的无人机必须符合下列要求:
 - (1)申请人必须选择一种类别作为制定标记和标牌的基础;
 - (2)该无人机要取得合格证的全部类别的标牌和标记资料,必须列入无人机系统飞行手册。

第 HY.1543 条 仪表标记: 总则

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)当标记位于仪表的表面玻璃上时,有使表面玻璃与刻度盘盘面保持正面定位的措施;
- (b)每一弧线和直线有足够的宽度,并处于适当位置,使地面飞行机组人员清晰可见。
- (c)所有相关的仪表必须以相协调的单位校准。

第 HY.1557 条 其他标记和标牌

- (a)货舱和配重位置 每个货舱以及每一配重位置必须装有标牌,说明按装载要求需要对装载物(包括重量)作出的任何必要的限制。
- (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:
 - (i)对以活塞发动机为动力的飞机:
 - (A)“航空汽油”字样;

(B)最低燃油标号。

(ii)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 HY.1559 条 使用限制标牌

(a)必须有地面机组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；和

(2)所有标牌适用的无人机审定类别。

(b)对于按一种以上类别审定合格的无人机必须在地面机组人员能清楚的标牌上声明其他限制见飞行手册。

(c)必须有地面机组人员能看清楚的一个标牌，规定按第 HY.1525 条无人机运行或禁止无人机运行的运行类型。

第 HY.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，以方便地面机组人员。

无人机飞行手册和批准的手册资料

第 HY.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 HY.1583 条至第 HY.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必需的其他资料。

(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 HY.1583 条至 HY.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控制站中相应的指示器、数据显示器和标牌上的标示所用的单位一样。

(d) 除非另有规定，否则所有无人机系统飞行手册使用速度必须以指示空速表示。

(e) 无人机机组成员必须易于接近无人机控制站中的无人机系统飞行手册。

(f) 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。

(g) 如果无人机控制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控制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控制站内进行无人机移交的程序(若该控制站有此能力)。

(h) 必须在无人机系统飞行手册中对从无人机上放射出来的辐射对燃油、习惯活动和人员造成的危害结果进行说明。如果无人机发射出了辐射，还应该在手册中规定适当的躲避距离。

(i) 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 HY.1583 条 使用限制

飞行手册必须包括按本规章确定的使用限制，包括以下内容：

(a)空速限制 必须提供下列资料：

(1)按第 HY.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)速度 V_A 、 V_0 、 V_{LE} 和 V_{LO} 及其意义；

(b)动力装置限制 必须提供下列资料：

(1)第 HY.1521 条要求的限制；

(2)对限制的解釋(当需要时)；

(3)按第 HY.2015 条至第 HY.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) 对于两行程发动机，燃油/润滑油比。

(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 HY.63 条(b)(1)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 HY.63 条(b)(2)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 HY.55 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(若利用)。

(5)按第 HY.343 条规定制定最大零机翼燃油重量(当有关时)。

(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)最小飞行机组

最小无人机机组和最大地面站能力：按 HY.1523 条确定的最小无人机机组的数量和职能。另外，必须按照 HY.1903(a)的要求在无人机系统飞行手册中对经许可的在无人机控制站工作的最多人数进行说明。

(h) 运行类型 必须提供飞机可以或不得使用的运行类型，以及飞机可以或不得使用的气象条件。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。

(i)最大使用高度 按第 HY.1527 条确定的最大高度。

(k)许用的横向燃油装载 最大许用的横向燃油装载差，如果其小于最大可能装载差。

(l)货舱装载 对每一货舱或区域以下资料适用：

(1)最大许用载重；和

(2)最大装载密度。

(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(适用时)。

- (o)吸烟：在无人机控制站中，及任何无人机系统元素周围有关吸烟的任何限制。
- (p)道面类型 可能使用的道面类型的说明(见第 HY.45 条(g)和第 HY.1587 条(a)(4)、(b)(2))
- (q) 布局限制 对于所有因无人机控制站、指令与控制数据线路、起飞(或发射)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） 必须无人机系统飞行手册在说明，
- (1)自动起飞和着陆系统获得认证的限制（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) 在启用自动起飞与着陆系统前所需要的最少可用设备。

第 HY.1585 条 使用程序

- (a)对于每架无人机，必须提供正常、不正常(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) 若适用，飞行中再启动任一涡轮发动机的程序，包括高度的影响；
 - (5) 按 HY.73 和 HY.75 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)对单发飞机，除本条(a)外，还必须按第 HY.67 条提供在发动机失效后滑翔，以及随后的强迫着陆的程序、速度和构型。
- (c) 对所有多发无人机，除本条(a)外，还必须提供下述资料：
- (1) 一台或多台发动机不工作进场和着陆的程序、速度和构型；
 - (2) 一台或多台发动机不工作中断着陆的程序、速度和构型，能安全进行中断着陆的条件，或不要试图进行中断着陆的警告；
 - (3) 按 HY.149(d)确定的 V_{SSE} ；除了适用的本条(a)和本条(b)或(c)外，还必须提供如下资料：
 - (i) 按照 HY.51(a)和(b)，HY.53(a)和(b)进行正常起飞，按照 HY.65 和 HY.69(a)进行随后的爬升的程序、速度和构型；
 - (ii) 由于发动机失效或其它原因而放弃起飞的程序。
- (d) 对于多发无人机，除本条(a)和(c)外，还必须提供下述资料：
- (1) 发动机失效后继续起飞的程序和速度，继续安全起飞的条件，或不要试图继续起飞的警告。
 - (2) 按 HY.65 起飞或按 HY.69(b)巡航，发动机失效后继续爬升的程序、速度和构型。
- (e) 除本条(a)和(c)外，还必须提供下述资料：
- (1) 正常起飞的程序、速度和构型；
 - (2) 按 HY.55 进行加速—停止的程序和速度；
 - (3) 发动机失效后继续起飞的程序和速度。

(f) 燃油

(1) 对多发无人机, 必须提供识别每个使用条件的资料, 在这些使用条件下, 第 HY.953 规定的燃油系统独立性是安全性所必需的, 同时提供配置燃油系统表明在符合该条时所用的构型的指示;

(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。

(g) 对于表明符合 HY.1371(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。

(h) 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。

(i) 必须提供飞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 HY.1587 条 性能资料

除非另有规定, 必须提供 HY.45(b)要求的关于高度和温度范围的性能资料, 以及 HY.25 要求的预想的无人机构型、发机构型和重量范围的性能资料。所有性能应基于最低发动性能。若采用了其它发动机性能, 则飞行手册中应予以说明。

(a) 必须提供下列资料:

(1) 在最大重量时按 HY.49 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 HY.69(a)确定的全发工作定常爬升率和爬升梯度;

(3) 按 HY.75 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 HY.45(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 150 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 HY.334 所确定)。

(b) 除本条(a)外, 还必须提供按 HY.77(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 HY.53 确定的起飞距离和其有效的道面类型;

(2) 按 HY.45(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) 对多发无人机, 按 HY.66 确定的一台或多台发动机不工作的起飞爬升/下降梯度;

(5) 对多发无人机, 按 HY.69(b)确定的一台或多台发动机不工作的航路爬升/下降率和梯度;

(6) 对单发无人机, 按 HY.71 确定的滑翔性能。

(d) 除(a)条外, 还必须提供下列资料:

(1) 按 HY.55 确定的加速—停止距离;

(2) 不适用;

(3) 不适用;

(4) 按 HY.45(g)确定的, 或干或湿、非平坦坚硬道面对加速—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) 不适用;

(7) 按 HY.69(b)确定的一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度;

(8) 50%逆风分量和 150%顺风分量对净起飞飞行航迹、一台或多台发动机不工作的航路爬升/下降梯度的影响;

(9) 不适用;

(10) 按 HY.1349(b)和(c)确定的指示空速和校准空速的关系;

(11) 按 HY.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 HY.1589 条 载重资料

必须提供下列载重资料:

(a) 无人机在按第 HY.25 条称重时, 所装每项设备的重量和位置;

(b) 对于按第 HY.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 HY.23 条确定的限制内。

第 HY.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 HY.1709, HY.1711(a)和 HY.1713(c)的要求。

H 章 无人机数据链路

第 HY.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 (ATC: Air Traffic Control) 通信子系统;

(3) 有效载荷数据链路子系统。

目前第五分部仅涵盖指挥和控制数据链路子系统。ATC 通信和有效载荷数据链路根据运行材料进行调整。

(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) 从无人机地面控制站 (UCS) 向无人机 (上行链路) 传送无人机机组人员命令;

(2) 从无人机向无人机地面控制站 (UCS) (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段应为合法的无线电频率。

第 HY.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 HY.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 HY.1431 条。
- (d)指挥和控制数据链路系统必须符合第 HY.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、雷电和电磁辐射危害。

第 HY.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 HY.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审查机构同意。
- (b)对于每个指挥和控制数据链路，根据 UAV 机组人员的要求，针对上行链路和下行链路的特定可用等级，在无人机地面控制站（UCS）上显示有效最大距离（包括由审查机构同意的安全余量）。在无人机机组请求时，相应的可用性级别必须可显示在无人机地面控制站（UCS）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)必须针对无人飞行机组人员要求，在无人机地面控制站（UCS）中提供最大范围提示，或者在指挥与控制数据链路可能发生故障的情况下自动提供最大范围提示。
- (e)为了防止指挥和控制数据链路全部丢失，必须在无人机地面控制站（UCS）中显示通视信息并向无人机机组提供警告提示。
- (f)指挥与控制数据链路工作时应充分考虑抵抗多径效应。

第 HY.1709 条 指挥和控制数据链路延迟

- (a)根据所有相关条件，无人机系统飞行手册中应规定指挥和控制数据链路中的时间延迟（即‘延迟’）。
- (b)考虑到所有可能的环境条件和设想的运行类型，指挥和控制数据链路延迟不得导致不安全状况。

第 HY.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 HY.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缺失的策略，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)对于任何完全失去指挥和控制数据链路的情况，必须通过清晰明确的听觉和视觉信号警告无人机机组人员。

第 HY.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)必须在无人机系统飞行手册中对遮蔽现象进行说明。
- (c)为了防止指挥和控制数据链路的全部丢失，在接近遮蔽姿态的情况下，应向无人机机组提供警告信号。

第 HY.1715 条 指挥和控制数据链路切换

- (a)在相同的地面控制站内，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)在同一个地面控制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 HY.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。

J 章 无人机地面指挥与控制站

总则

第 HY.1901 条 总则

- (a)无人机系统的无人机地面控制站（UCS）是遥控无人机的设施或设备。无人机系统可能由多个 UCS 组成。
- (b)无人机地面控制站（UCS）的设计必须有助无人机机组对无人机的指挥和控制，以便局方同意进行安全运行。
- (c)当无人机地面控制站（UCS）在移动平台上使用时，局方可能会要求建立特殊条件。
- (d)根据第 HY.1309 条要求，必须使用无人机系统安全分析来表明，无人机地面控制站（UCS）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控制站，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。

第 HY.1903 条 无人机地面控制站基础设施

- (a)必须在“无人机系统飞行手册”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，最大容量等），并确定适用于无人机地面控制站（UCS）的基础设施。
- (b)如果无人机地面控制站（UCS）基础设施是无人机系统的一部分需要进行认证审查，则其设计必须符合本条（a）中规定的参数要求。

第 HY.1905 条 无人机机组工作场所

- (a)无人机地面控制站（UCS）及其设备必须允许工作场所的每个无人机机组人员在正常情况下（不存在不合理的专注和疲劳情况）履行其职责；
- (b)无人机机组工作场所的条件（温度，湿度，振动，噪音，散热等）不得妨碍飞行任务的安全执行。

第 HY.1907 条 最小无人机机组

必须考虑下列因素来规定最小飞行机组，使其足以保证安全运行：

- (a)每个无人机机组成员的工作量的确认，应考虑到至少以下任务：
 - (1)所有重要无人机系统元件的控制与监控；
 - (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)必需的控制器件的可达性和控制简易性。

第 HY.1909 条 无人机机组工作场所灯

无人机机组工作场所灯必须满足如下要求：

- (a)使每个指示器，数据显示，信息，标记，标牌和控制易于阅读和辨别；
- (b)安装时应对灯的直射光线和任何表面反射的光线加以遮蔽，以免直射无人机机组人员的眼睛。

第 HY.1911 条 通信系统

- (a)对于在无人机地面控制站（UCS）中需要超过一名无人机机组成员的无人机系统，或者其操作需要与超过一名无人机机组成员通信的无人机系统，必须对无人机地面控制站（UCS）进行评估，以确定无人机机组人员在工作场所时，是否可以在实际的无人机地面控制站（UCS）环境下没有困难的通话。如果无人机地面控制站（UCS）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，当使用任何耳机时，无人机机组在实际无人机地面控制站（UCS）噪音条件下都可以接收到所有听觉告警。

第 HY.1913 条 语音记录器

- (a)无人机地面控制站（UCS）必须配备和安装审查机构同意的语音记录器，以便记录以下内容：
 - (1)无人机地面控制站（UCS）中发送或接收的语音通信。
 - (2)无人机地面控制站（UCS）中的语音通信。
 - (3)无人机机组使用无人机地面控制站（UCS）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。
- (b)必须安装一支区域话筒来满足本条(a)(2)的记录要求，该话筒要安装在最佳位置，用于记录源自无人机机组工作场所的语音通信和其他地面工作人员的语音通信。如有必要，录音机的前置放大器和滤波器必须进行调整或补偿，话筒的定位必须使得在无人机地面控制站（UCS）噪声条件下所记录和重放的录音通信的可懂度尽可能高。评价可懂度时可以把记录反复重放，用听觉或目视来判断。
- (c)地面站涉及三名以上的无人机机组成员，每个语音记录器的安装必须将本条(a)规定的通话或音频信号根据不同声源分别录在下列通道上：
- (1)一个通道必须专用于每个无人机机组工作场所使用的每个吊杆式或氧气面罩式话筒，耳机或扬声器。
- (2)一个通道必须专用于每个区域话筒。
- (d)每个无人机地面控制站（UCS）录音机必须安装以便满足以下要求：
- (1)从控制台总线接收电力，为语音记录器的操作提供最大的可靠性；
- (2)应具备有音响或目视装置，能在飞行前检查录音机工作是否正常。
- (e) 必须记录通用时间参考信号。
- (a)地面控制站必须配备并安装经审查当局认可的语音记录仪，以保证其能够记录如下：
- (1)地面控制站内被传输或接收的语音通讯；
- (2)地面控制站内的语音通讯；
- (3)无人机机组成员间通过对讲机进行的语音通讯；
- (4)被导入耳机或扬声器内的语音或声音信号。
- (b)(a)(2)本条中的记录要求必须通过安装区域麦克风的方式得到满足，麦克风应安装在能够最好地记录来自于无人机机组成员工作场地的语音通讯的位置，以及其它地面工作人员与控制站之间的语音通讯的位置。麦克风必须按照上述要求定位安装，如果有必要，还必须对记录仪的预放大器和过滤器进行调整或补充，以保证当记录仪处于噪音环境并回放时，所记录的通讯内容的可理解性能够尽可能地高。可采用重复播放所记录的声音或视觉记录的方法来对通讯的可理解性进行评估；
- (c)当无人机地面工作站中的机组成员超过三名时，必须将频道分配给每一个区域麦克风；
- (d)必须安装地面控制站语音记录仪，以保证：
- (1)语音记录仪能够接收来自于控制站汇流条的电能，汇流条为语音记录仪的操作提供了最高的可靠性；
- (2)通过以声音或视觉的方法提示操作人员在执行任务前对语音记录仪工作是否正常进行检查。
- (e)必须在专门的语音记录仪轨道上记录通用时间基准信号。

第 HY.1915 条 无人机地面控制站数据记录

如果审查机构要求，在无人机地面控制站（UCS）中安装数据记录器必须符合以下要求：

- (a)无人机地面控制站（UCS）必须配备一个数据记录器，用于连续记录通过指挥和控制数据链路传输的所有数据以及无人机地面控制站（UCS）的状态。
- (b)数据记录仪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控制站（UCS）中生成的时间基准；

- (3)必须记录参考的空中交通管制时间。
- (d)所需的无人机系统记录器的时间基准应允许所有记录的数据或信息在任何记录器之间的精度都存在超过半秒的后同步。
- (e)无人机地面控制站（UCS）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 HY.1917 条 无人机地面控制站电气系统

- (a)无人机地面控制站（UCS）中的每个电气系统必须满足如下要求：
 - (1)对电气系统本身及其工作方式和对无人机地面控制站（UCS）其他部件的作用均没有危害；
 - (2)电气系统设计时应将电击风险降至最低；
 - (3)电气系统设计应防止静电，雷击和电磁环境（EME）危害。
- (b)在无人机地面控制站（UCS）的设计必须考虑总电热散发。

第 HY.1919 条 无人机地面控制站电源

- (a)无人机地面控制站（UCS）电源的设计必须使正常和故障条件下的运行不会导致不安全状况。
- (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 HY.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。

无人机地面控制站数据显示

第 HY.1923 条 布局和可见度

- (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机组人员可选择的方式进行清晰布局和可见。
- (b)对于多发无人机，每个动力装置的数据必须是可获得的，并且有关数据必须与相应的发动机对应，显示不致混淆；
- (c)系统安全运行所需的数据必须进行适当分组，并位于无人机机组正常视线范围内。
- (d)如果提供可视指示器来指示仪器故障，则该指示器在所有照明条件下都必须有效。
- (e)在所有无人机地面控制站（UCS）照明条件下，所有显示器、指示和告警都必须可见。

第 HY.1925 条 非全时数据显示

数据链路和无人机地面控制站要求的许多无人机系统参数或状态指示都需要显示，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指示器的非全时显示必须表明不会产生不安全的情况。

第 HY.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地面控制站中随时进行显示，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机组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 HY.1359 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控制站（UCS）中。
- (b)考虑到第 HY.1925 条要求，当无人机机组人员在地面控制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 HY.1505 条至第 HY.1513 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 HY.2025（b）条要求识别无人机；
 - (10)风向和无人机速度等级，如果只有跟踪数据显示给无人机机组。

第 HY.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控制站（UCS）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，系统无法向无人机机组提供警告时，才需要全时段显示。

(1)对于活塞发动机无人机。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)发动机的转速（RPM：转/分）；

(ii) 高空发动机和具有可控螺旋桨的发动机的进气压力。

(c) 考虑到第 HY.1925 条要求，当无人机机组人员在地面控制站中查询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：

(1)针对所有无人机，要求如下：

(i)发动机的滑油压力，不包括单独润滑装置设计的发动机除外；

(ii)发动机的滑油温度，不包括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 HY.1013(d)条的要求，不包括单独润滑装置设计的发动机除外。

(2)针对活塞发动机无人机。除本条(a)，(b)(1)和(c)(1)所要求的动力装置数据外，还需要以下动力装置数据：

(i)具有预热器和进气温度限制的发动机，在预热时可能超出该限制，发动机进气系统空气温度；

(ii)具有整流罩风门片的气冷式发动机的汽缸头温度；

(iii)泵压式供油发动机燃油压力；

(iv)对于每一涡轮增压器装置：

(a)如果规定有汽化器（或歧管）的进气温度限制，必须备有对此种限制温度的数据，如果已表明在所有预定的使用中都不会超过这些限制，则除外；

(b)如果其滑油系统独立于发动机的滑油系统，还必须具有滑油压力和温度数据。

第 HY.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控制站（UCS）中显示，同时经审查机构同意。

第 HY.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 HY.1707 条要求。

第 HY.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机组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)对于仅用于将燃油传输到其他油箱的辅助油箱，如果其相对尺寸、传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，能迅速给无人机机组成员以警告。
- (b)滑油油量数据。如果装有滑油转输系统或备用滑油供油系统，必须有方法在无人机地面控制站（UCS）中指出每个油罐中的滑油油量。

第 HY.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 HY.1361(d) 条要求的相应飞行阶段内向无人机机组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 HY.71 条中所定义的。

控制

第 HY.1939 条 总则

- (a)无人机地面控制站（UCS）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机组成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控制站（UCS）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机组使用。
- (d)每个操纵器件的操作必须简便、平稳和确切，以完成其功能要求。

第 HY.1941 条 安全关键控制

- (a)安全关键控制装置（即要求无人机机组人员立即采取行动）的设计、位置和可达性必须与在紧急情况下无人机机组人员的快速和准确反应相兼容。
- (b)安全关键控制装置在与无人机机组的接口是基于“下拉式菜单”架构的情况下，应满足如下要求：
 - (1)需要无人机机组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，无人机地面控制站（UCS）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 HY.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控制站（UCS）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，使无人机机组清晰可见。
 - (2)所有相关的指示器必须以相协调的单位校准。

第 HY.1945 条 控制器件的动作和表现

无人机地面控制站（UCS）控制器件的设计必须使无人机机组人员能够直观地操作。 这些控制器件的表现必须与载人飞机中存在的常规飞行控制相类似。

第 HY.1947 条 无人机地面控制站（UCS）飞行控制

- (a)无人机地面控制站（UCS）飞行控制是指由无人机机组人员使用第 HY.1359 条中定义的

半自动控制模式操作无人机。

(b)无人机地面控制站(UCS)飞行控制的设计必须允许无人机机组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 HY.1949 条 燃油控制

(a)必须有一种方法随时可供无人机机组人员在飞行中迅速关闭每个发动机的燃油。

(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;和
- (2)发动机的燃油关闭后,允许相应的无人机机组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;和
- (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 HY.1951 条 进气控制

每一自动备用进气门必须具有无人机机组可接近的超控手段(控制功能失效的情况下,可以通过人工设置到某一位置。)。

第 HY.1953 条 发动机控制

在正常、异常和紧急情况下执行所有功能所需的控制必须提供给无人机机组,同时应考虑经飞行控制系统证实的自动化程度。

第 HY.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)无人机机组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 HY.1957 条 混合比控制

当提供有混合比控制器件,发动机必须有一单独的混合比控制器件,混合比控制器件必须设计成防止混淆和被误动操作。

(a)该控制器件必须按下列要求进行组合或布置:

- (1)能单独控制发动机;
- (2)同时控制所有发动机
- (b)对于控制器件移动到贫油或断开位置,必须要有一个单独的、明显的操作。

第 HY.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,则必须成组排列并满足下列要求:

- (1)能单独控制每一螺旋桨;
- (2)能同时控制所有螺旋桨。

(b)在多发飞机上，该控制器件必须易于使所有螺旋桨同步。

第 HY.1961 条 螺旋桨顺桨控制

当有螺旋桨顺桨控制器件的情况下，则必须能够单独顺桨每一螺旋桨，控制器件必须有防止被误动的措施。

第 HY.1963 条 汽化器空气温度控制

如果设计有该装置，则发动机必须有单独的汽化器空气温度控制装置。

第 HY.1965 条 切断控制

对于可以从无人机地面控制站（UCS）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 HY.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，无人机机组人员必须在符合第 HY.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 HY.1969 条 告警、戒备和提示信息颜色代码

安装在无人机地面控制站（UCS）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)琥珀色，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)在无人机地面控制站（UCS）中所有可能的照明条件下都有效。

第 HY.1971 条 无人机自动诊断和监控

- (a)无人机地面控制站（UCS）必须包括无人机系统状态的自动诊断和监控功能，并向无人机机组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“无人机系统飞行手册”中提供。

第 HY.1973 条 工作模式降级的告警

必须对无人机地面控制站（UCS）进行配置，以确保无人机机组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 HY.1975 条 低速警告

- (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控制站中有一个清晰可辨的低速警告，按照如下要求：

- (1)由无人机地面控制站（UCS）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，应在无人机地面控制站（UCS）中提供足够的低速提示和警告。
- (3)在进行第 HY.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）开始发出低速警告，并一直持续到失速发生。此范围不小于 5 节。
- (4)当遵照第 HY.1585 条提供的程序进行时，在全发起飞、一发不工作继续起飞或进场着陆期间不得发生低速警告。
- (b)低速警告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控制站（UCS）内无人机机组人员给予注意的目视低速警告装置是不可接受的。

第 HY.1977 条 无人机控制模式指示

在无人机地面控制站（UCS）中必须有一种装置向无人机机组指示飞行控制系统的主动控制模式。如果启用半自动模式，则必须在无人机人员的清晰视野中触发特定指示器。

第 HY.1979 条 襟翼位置指示

在无人机装备襟翼的情况下，无人机地面控制站（UCS）中必须有襟翼位置指示的措施。

第 HY.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，无人机控制站中必须要有起落架位置指示和告警。

第 HY.1983 条 燃油泵警告

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机组指示任一油泵故障的设施。

第 HY.1985 条 进气指示器

如果无人机装备有进气门，当每一备用进气门未关闭时，必须具有向无人机机组指示的措施。

第 HY.1987 条 蓄电池放电警告

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，则必须有警告有关飞行机组成员的措施。

第 HY.1989 条 动力装置动力作动阀门指示

对于动力作动阀门，应有在无人机地面控制站（UCS）中向无人机机组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 HY.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，必须有能给无人机机组指示的装置。

第 HY.1993 条 无人机电气系统警告和指示

- (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机组发出警告。
- (b)必须有措施在无人机地面控制站（UCS）中向无人机机组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控制站（UCS）电源失效，应立即向无人机机组发出准确无误、清晰可辨的警告。

第 HY.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，必须有向无人机机组指示系统内压力的装置。

第 HY.1997 条 防火警告

如果要求无人机机组采取行动来预防或处置着火（例如关断设备或起动机灭火瓶），则必须备有迅速动作的向无人机地面控制站（UCS）无人机机组报警的装置。

第 HY.1999 条 空速管加温指示器

如果为满足第 HY.1349 条(d)的要求安装了空速管加温系统，则必须设置指示系统，当空速管加温系统不工作时向无人机机组发出指示。

第 HY.2001 条 无人机地面控制站（UCS）配电指示器

每个无人机地面控制站（UCS）配电电路必须在无人机地面控制站（UCS）中有一个指示器，当电源低于安全最小值时，给出指示。

第 HY.2003 条 飞行控制系统锁警告

如果无人机上有一个装置锁定第 HY.1319 条中提到的飞行控制系统，则必须在该装置启用时警告无人机机组。

第 HY.2005 条 飞行航迹偏离警告

在开启第 HY.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，必须警告显示。可接受的偏离应得到审查机构同意。

第 HY.2007 条 无人机安全状态指示

必须在无人机地面控制站（UCS）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，存在辐射危险、激光激励等），则应该通知接近的地面工作人员。

信息、标记和标牌

第 HY.2009 条 总则

在第 HY.1541(a)条规定的每一在无人机地面控制站（UCS）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)易于无人机机组清楚解读。

第 HY.2011 条 空速数据

(a)如果需保持安全飞行，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 HY.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 HY.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，必须有向无人机机组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 HY.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)必须有无人机机组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) 对于多发无人机，由 HY.149(b)确定的最低操纵速度的最大值(一发或多发不工作)， V_{MC} 。

第 HY.2013 条 磁航向或航迹数据

当需要在无人机地面控制站(UCS)中显示磁航向或航迹时，必须自动补偿偏差。

第 HY.2015 条 动力装置数据

每个所需的动力装置，无人机地面控制站(UCS)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 HY.2017 条 滑油油量数据

在无人机地面控制站(UCS)中显示的滑油油量数据必须标出足够密的刻度，以便迅速而准确地指示滑油油量。

第 HY.2019 条 燃油油量数据

在无人机地面控制站(UCS)中显示的每一油量数据按第 HY.1357 条(b)(1)规定在校准的零

读数处标示红线。

第 HY.2021 条 控制器件标记

(a)无人机地面控制站（UCS）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 HY.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，必须在无人机地面控制站（UCS）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：

(1)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 HY.2023 条 使用限制指示

(a)必须在无人机地面控制站（UCS）中有无人机机组能看清楚“该无人机必须按无人机系统飞行手册控制”指示。

(b)必须有无人机机组能看清楚的一个指示，规定按第 HY.1525 条无人机运行或禁止飞机运行的运行类型。

其他

第 HY.2025 条 无人机在两台无人机地面控制站（UCS）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控制站（UCS）中切换的情况下，应满足如下要求：

(a)必须向所有无人机机组人员明确识别正在控制的无人机地面控制站（UCS）；

(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)在两台无人机地面控制站（UCS）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控制站（UCS）必须具备适应紧急情况所需的功能。

第 HY.2027 条 多无人机的指挥和控制

在无人机地面控制站（UCS）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机组，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控制站（UCS）中；
- (c)针对每架无人机，必须为无人机机组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，必须为无人机机组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 HY.2029 条 无人机在同一无人机地面控制站中切换

在无人机地面控制站（UCS）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)必须向所有无人机机组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)在同一无人机地面控制站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 HY.2031 条 多无人机监控

在无人机地面控制站（UCS）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机组清楚地指示其指挥和控制的无人机。