大型货运无人机适航标准（草案）

2019年8月

更改记录

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| 序号 | 页次 | 条文号 | 更改单号 | 更改日期 |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |

目 录

[第一分部 总则 1](#_Toc13495042)

[第HY.1001条 总则 1](#_Toc13495043)

[第HY.1002条 适用范围 1](#_Toc13495044)

[第二分部 无人机总体要求 1](#_Toc13495045)

[总则 1](#_Toc13495046)

[第HY.2001条 符合性证明 1](#_Toc13495047)

[第HY.2002条 载重分布限制 1](#_Toc13495048)

[第HY.2003条 重量限制 1](#_Toc13495049)

[第HY.2004条 空重和相应的重心 2](#_Toc13495050)

[第HY.2005条 可卸配重 2](#_Toc13495051)

[第HY.2006条 螺旋桨转速和桨距限制 2](#_Toc13495052)

[性能 2](#_Toc13495053)

[第HY.2101条 总则 2](#_Toc13495054)

[第HY.2102条 失速速度 3](#_Toc13495055)

[第HY.2103条 最低示范速度 3](#_Toc13495056)

[第HY.2104条 起飞速度 4](#_Toc13495057)

[第HY.2105条 起飞性能 4](#_Toc13495058)

[第HY.2106条 加速-停止距离 4](#_Toc13495059)

[第HY.2107条 爬升：总则 4](#_Toc13495060)

[第HY.2108条 爬升：发动机工作 4](#_Toc13495061)

[第HY.2109条 航路爬升/下降 5](#_Toc13495062)

[第HY.2110条 滑翔：单发无人机 5](#_Toc13495063)

[第HY.2111条 参考着陆进场速度 5](#_Toc13495064)

[第HY.2112条 着陆距离 5](#_Toc13495065)

[第HY.2113条 中断着陆 6](#_Toc13495066)

[飞行特性 6](#_Toc13495067)

[第HY.2201条 总则 6](#_Toc13495068)

[控制和机动性 6](#_Toc13495069)

[第HY.2301条 总则 6](#_Toc13495070)

[第HY.2302条 纵向控制 6](#_Toc13495071)

[第HY.2303条 最小控制速度 7](#_Toc13495072)

[第HY.2304条 着陆控制 8](#_Toc13495073)

[第HY.2305条 滚转率 8](#_Toc13495074)

[配平 8](#_Toc13495075)

[第HY.2401条 配平 8](#_Toc13495076)

[稳定性 9](#_Toc13495077)

[第HY.2501条 总则 9](#_Toc13495078)

[第HY.2502条 纵向静稳定性 9](#_Toc13495079)

[第HY.2503条 纵向静稳定性的演示 9](#_Toc13495080)

[第HY.2504条 航向和横向静稳定性 10](#_Toc13495081)

[第HY.2505条 动稳定性 10](#_Toc13495082)

[失速 11](#_Toc13495083)

[第HY.2601条 机翼水平失速 11](#_Toc13495084)

[第HY.2602条 转弯飞行失速和加快转弯失速 11](#_Toc13495085)

[第HY.2603条 失速警告 12](#_Toc13495086)

[尾旋 12](#_Toc13495087)

[第HY.2701条 尾旋 12](#_Toc13495088)

[地面控制特性 13](#_Toc13495089)

[第HY.2801条 纵向稳定性和控制 13](#_Toc13495090)

[第HY.2802条 航向稳定性和控制 13](#_Toc13495091)

[第HY.2803条 在无铺面的道面上的使用 13](#_Toc13495092)

[其他飞行要求 13](#_Toc13495093)

[第HY.2901条 振动和抖振 13](#_Toc13495094)

[第HY.2902条 高速特性 13](#_Toc13495095)

[第HY.2903条 应急处置 14](#_Toc13495096)

[第三分部 无人机平台 15](#_Toc13495097)

[无人机结构 15](#_Toc13495098)

[总则 15](#_Toc13495099)

[第HY.3001条 载荷 15](#_Toc13495100)

[第HY.3002条 安全系数 15](#_Toc13495101)

[第HY.3003条 强度和变形 15](#_Toc13495102)

[第HY.3004条 结构符合性的证明 15](#_Toc13495103)

[飞行载荷 15](#_Toc13495104)

[第HY.3011条 总则 15](#_Toc13495105)

[第HY.3012条 对称飞行情况 16](#_Toc13495106)

[第HY.3013条 飞行包线 16](#_Toc13495107)

[第HY.3014条 飞行包线保护 17](#_Toc13495108)

[第HY.3015条 设计空速 17](#_Toc13495109)

[第HY.3016条 限制机动载荷系数 18](#_Toc13495110)

[第HY.3017条 突风载荷系数 19](#_Toc13495111)

[第HY.3018条 设计燃油载重 19](#_Toc13495112)

[第HY.3019条 增升装置 19](#_Toc13495113)

[第HY.3020条 非对称飞行情况 19](#_Toc13495114)

[第HY.3021条 滚转情况 19](#_Toc13495115)

[第HY.3022条 偏航情况 20](#_Toc13495116)

[第HY.3023条 发动机扭矩 20](#_Toc13495117)

[第HY.3024条 发动机架的侧向载荷 20](#_Toc13495118)

[第HY.3025条 发动机失效引起的非对称载荷 20](#_Toc13495119)

[第HY.3026条 机翼后撑杆 20](#_Toc13495120)

[第HY.3027条 陀螺和气动载荷 21](#_Toc13495121)

[第HY.3028条 速度控制装置 21](#_Toc13495122)

[操纵面和控制系统载荷 21](#_Toc13495123)

[第HY.3031条 操纵面载荷 21](#_Toc13495124)

[第HY.3032条 平行于铰链线的载荷 21](#_Toc13495125)

[第HY.3033条 控制系统载荷 21](#_Toc13495126)

[第HY.3034条 限制操纵力和扭矩 22](#_Toc13495127)

[第HY.3035条 次控制系统 22](#_Toc13495128)

[第HY.3036条 配平调整片的影响 22](#_Toc13495129)

[第HY.3037条 调整片 23](#_Toc13495130)

[第HY.3038条 地面突风情况 23](#_Toc13495131)

[水平安定和平衡翼面 23](#_Toc13495132)

[第HY.3041条 平衡载荷 23](#_Toc13495133)

[第HY.3042条 突风载荷 24](#_Toc13495134)

[第HY.3043条 非对称载荷 25](#_Toc13495135)

[垂直翼面 25](#_Toc13495136)

[第HY.3051条 机动载荷 25](#_Toc13495137)

[第HY.3052条 突风载荷 26](#_Toc13495138)

[第HY.3053条 外置垂直翼面或翼尖小翼 27](#_Toc13495139)

[副翼和特殊设置 28](#_Toc13495140)

[第HY.3061条 副翼 28](#_Toc13495141)

[第HY.3062条 特殊装置 28](#_Toc13495142)

[地面载荷 28](#_Toc13495143)

[第HY.3071条 总则 28](#_Toc13495144)

[第HY.3072条 地面载荷情况和假定 28](#_Toc13495145)

[疲劳评定 29](#_Toc13495146)

[第HY.3081条 金属机翼、尾翼和相连结构 29](#_Toc13495147)

[第HY.3082条 结构的损伤容限和疲劳评定 29](#_Toc13495148)

[第HY.3083条 检查及其他方法 30](#_Toc13495149)

[无人机通用化设计 30](#_Toc13495150)

[第HY.3101条 总则 30](#_Toc13495151)

[第HY.3102条 材料和工艺质量 30](#_Toc13495152)

[第HY.3103条 制造方法 30](#_Toc13495153)

[第HY.3104条 紧固件 31](#_Toc13495154)

[第HY.3105条 结构保护 31](#_Toc13495155)

[第HY.3106条 可达性措施 31](#_Toc13495156)

[第HY.3107条 材料的强度性能和设计值 31](#_Toc13495157)

[第HY.3108条 特殊系数 31](#_Toc13495158)

[第HY.3109条 铸件系数 32](#_Toc13495159)

[第HY.3110条 支承系数 32](#_Toc13495160)

[第HY.3111条 接头系数 33](#_Toc13495161)

[第HY.3112条 疲劳强度 33](#_Toc13495162)

[第HY.3113条 颤振 33](#_Toc13495163)

[第HY.3114条 鸟撞 34](#_Toc13495164)

[机翼 34](#_Toc13495165)

[第HY.3121条 强度符合性的证明 34](#_Toc13495166)

[操纵面 34](#_Toc13495167)

[第HY.3131条 强度符合性的证明 34](#_Toc13495168)

[第HY.3132条 安装 34](#_Toc13495169)

[第HY.3133条 铰链 34](#_Toc13495170)

[第HY.3134条 质量平衡 34](#_Toc13495171)

[有效载荷和装货设施 35](#_Toc13495172)

[第HY.3141条 有效载荷舱玻璃 35](#_Toc13495173)

[第HY.3142条 舱门 35](#_Toc13495174)

[第HY.3143条 有效载荷舱或货舱 35](#_Toc13495175)

[防火 35](#_Toc13495176)

[第HY.3151条 货舱和有效载荷舱防火 35](#_Toc13495177)

[第HY.3152条 可燃液体的防火 35](#_Toc13495178)

[第HY.3153条 飞行控制系统、发动机架和其他飞行结构的防火 36](#_Toc13495179)

[闪电评定 36](#_Toc13495180)

[第HY.3161条 电气搭铁和闪电与静电防护 36](#_Toc13495181)

[其他 36](#_Toc13495182)

[第HY.3171条 定无人机水平的设施 36](#_Toc13495183)

[无人机动力系统 36](#_Toc13495184)

[总则 36](#_Toc13495185)

[第HY.3201条 安装 36](#_Toc13495186)

[第HY.3202条 发动机 36](#_Toc13495187)

[第HY.3203条 螺旋桨 37](#_Toc13495188)

[第HY.3204条 螺旋桨振动 37](#_Toc13495189)

[第HY.3205条 螺旋桨的间距 37](#_Toc13495190)

[第HY.3206条 反推力系统 38](#_Toc13495191)

[第HY.3207条 负加速度 38](#_Toc13495192)

[燃油系统 38](#_Toc13495193)

[第HY.3211条 总则 38](#_Toc13495194)

[第HY.3212条 燃油系统的闪电防护 38](#_Toc13495195)

[第HY.3213条 燃油流量 38](#_Toc13495196)

[第HY.3214条 连通油箱之间的燃油流动 39](#_Toc13495197)

[第HY.3215条 不可用燃油量 39](#_Toc13495198)

[第HY.3216条 燃油系统在热气候条件下的工作 39](#_Toc13495199)

[第HY.3217条 燃油箱：总则 39](#_Toc13495200)

[第HY.3218条 燃油箱试验 39](#_Toc13495201)

[第HY.3219条 燃油箱安装 40](#_Toc13495202)

[第HY.3220条 燃油箱的膨胀空间 41](#_Toc13495203)

[第HY.3221条 燃油箱沉淀槽 41](#_Toc13495204)

[第HY.3222条 油箱加油口接头 41](#_Toc13495205)

[第HY.3223条 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放 41](#_Toc13495206)

[第HY.3224条 燃油箱出油口 42](#_Toc13495207)

[第HY.3225条 压力加油系统 42](#_Toc13495208)

[燃油系统部件 42](#_Toc13495209)

[第HY.3231条 燃油泵 42](#_Toc13495210)

[第HY.3232条 燃油系统导管和接头 43](#_Toc13495211)

[第HY.3233条 燃油系统部件 43](#_Toc13495212)

[第HY.3234条 燃油阀和燃油控制器 43](#_Toc13495213)

[第HY.3235条 燃油滤网或燃油滤 43](#_Toc13495214)

[第HY.3236条 燃油系统放液嘴 44](#_Toc13495215)

[滑油系统 44](#_Toc13495216)

[第HY.3241条 总则 44](#_Toc13495217)

[第HY.3242条 滑油箱 44](#_Toc13495218)

[第HY.3243条 滑油箱试验 45](#_Toc13495219)

[第HY.3244条 滑油导管和接头 45](#_Toc13495220)

[第HY.3245条 滑油滤网或滑油滤 45](#_Toc13495221)

[第HY.3246条 滑油系统放油嘴 45](#_Toc13495222)

[第HY.3247条 滑油散热器 45](#_Toc13495223)

[第HY.3248条 螺旋桨顺桨系统 45](#_Toc13495224)

[冷却 46](#_Toc13495225)

[第HY.3251条 总则 46](#_Toc13495226)

[第HY.3252条 冷却试验 46](#_Toc13495227)

[第HY.3253条 活塞发动机无人机冷却试验程序 46](#_Toc13495228)

[进气系统 46](#_Toc13495229)

[第HY.3261条 进气 46](#_Toc13495230)

[第HY.3262条 进气系统的防冰 47](#_Toc13495231)

[第HY.3263条 进气空气预热器的设计 47](#_Toc13495232)

[第HY.3264条 进气系统管道 47](#_Toc13495233)

[第HY.3265条 进气系统的滤网 47](#_Toc13495234)

[第HY.3266条 进气系统过滤介质 48](#_Toc13495235)

[排气系统 48](#_Toc13495236)

[第HY.3271条 总则 48](#_Toc13495237)

[第HY.3272条 排气系统 48](#_Toc13495238)

[第HY.3273条 排气热交换器 48](#_Toc13495239)

[动力装置的防火 49](#_Toc13495240)

[第HY.3281条 指定火区的范围 49](#_Toc13495241)

[第HY.3282条 防火墙后面的短舱区域 49](#_Toc13495242)

[第HY.3283条 导管、接头和部件 49](#_Toc13495243)

[第HY.3284条 切断措施 49](#_Toc13495244)

[第HY.3285条 防火墙 49](#_Toc13495245)

[第HY.3286条 发动机附件舱隔板 50](#_Toc13495246)

[第HY.3287条 发动机罩及短舱 50](#_Toc13495247)

[第HY.3288条 灭火系统 50](#_Toc13495248)

[第HY.3289条 灭火系统材料 50](#_Toc13495249)

[第HY.3290条 火警探测系统 50](#_Toc13495250)

[无人机起飞着陆系统 51](#_Toc13495251)

[起落架 51](#_Toc13495252)

[第HY.3301条 总则 51](#_Toc13495253)

[第HY.3302条 减震试验 51](#_Toc13495254)

[第HY.3303条 限制落震试验 51](#_Toc13495255)

[第HY.3304条 地面载荷动态试验 52](#_Toc13495256)

[第HY.3305条 储备能量吸收落震试验 52](#_Toc13495257)

[第HY.3306条 机轮 52](#_Toc13495258)

[第HY.3307条 轮胎 52](#_Toc13495259)

[第HY.3308条 刹车 53](#_Toc13495260)

[第HY.3309条 前轮/尾轮控制 53](#_Toc13495261)

[地面载荷 53](#_Toc13495262)

[第HY.3311条 起落架布置 53](#_Toc13495263)

[第HY.3312条 水平着陆情况 53](#_Toc13495264)

[第HY.3313条 尾沉着陆情况 54](#_Toc13495265)

[第HY.3314条 单轮着陆情况 54](#_Toc13495266)

[第HY.3315条 侧向载荷情况 54](#_Toc13495267)

[第HY.3316条 滑行刹车情况 54](#_Toc13495268)

[第HY.3317条 尾轮补充情况 54](#_Toc13495269)

[第HY.3318条 前轮补充情况 55](#_Toc13495270)

[第HY.3319条 千斤顶载荷 55](#_Toc13495271)

[第HY.3320条 牵引载荷 55](#_Toc13495272)

[第四分部 无人机飞行器管理系统 57](#_Toc13495273)

[总则 57](#_Toc13495274)

[第HY.4001条 功能和安装 57](#_Toc13495275)

[第HY.4002条 设备、系统及安装 57](#_Toc13495276)

[无人机飞行控制与管理系统 58](#_Toc13495277)

[飞行操纵与伺服子系统 58](#_Toc13495278)

[第HY.4101条 总则 58](#_Toc13495279)

[第HY.4102条 增稳系统及自动和带动力的控制系统 58](#_Toc13495280)

[第HY.4103条 主飞行控制器件 59](#_Toc13495281)

[第HY.4104条 止动器 59](#_Toc13495282)

[第HY.4105条 配平系统 59](#_Toc13495283)

[第HY.4106条 控制系统锁 59](#_Toc13495284)

[第HY.4107条 限制载荷静力试验 59](#_Toc13495285)

[第HY.4108条 操作试验 60](#_Toc13495286)

[第HY.4109条 控制系统的细节设计 60](#_Toc13495287)

[第HY.4110条 弹簧装置 60](#_Toc13495288)

[第HY.4111条 钢索系统 60](#_Toc13495289)

[第HY.4112条 关节接头 61](#_Toc13495290)

[第HY.4113条 襟翼控制器件 61](#_Toc13495291)

[第HY.4114条 襟翼的交连 61](#_Toc13495292)

[第HY.4115条 起飞保护 61](#_Toc13495293)

[第HY.4116条 伺服系统及设备 61](#_Toc13495294)

[动力操纵与伺服子系统 61](#_Toc13495295)

[第HY.4121条 无人机动力装置的控制器件：总则 61](#_Toc13495296)

[第HY.4122条 发动机控制器件 62](#_Toc13495297)

[第HY.4123条 混合比控制器件 62](#_Toc13495298)

[第HY.4124条 动力装置附件 62](#_Toc13495299)

[第HY.4125条 发动机点火系统 62](#_Toc13495300)

[飞行与动力传感器 63](#_Toc13495301)

[第HY.4131条 空速测量装置 63](#_Toc13495302)

[第HY.4132条 静压测量装置 63](#_Toc13495303)

[第HY.4133条 磁航向测量装置 64](#_Toc13495304)

[第HY.4134条 使用能源的测量装置 64](#_Toc13495305)

[第HY.4135条 动力测量装置安装 64](#_Toc13495306)

[第HY.4136条 其他设备 65](#_Toc13495307)

[飞行控制与管理 65](#_Toc13495308)

[第HY.4141条 飞行控制系统 65](#_Toc13495309)

[第HY.4142条 自动起飞系统-自动着陆系统—总则 65](#_Toc13495310)

[第HY.4143条 自动起飞系统-自动着陆系统—手动中止功能 66](#_Toc13495311)

[第HY.4144条 紧急恢复能力 66](#_Toc13495312)

[其他设备 67](#_Toc13495313)

[第HY.4151条 电子设备 67](#_Toc13495314)

[第HY.4152条 液压系统 67](#_Toc13495315)

[第HY.4153条 气动系统 67](#_Toc13495316)

[第HY.4154条 无人机机载飞行记录器 67](#_Toc13495317)

[第HY.4155条 含高能转子的设备 68](#_Toc13495318)

[无人机电气系统 68](#_Toc13495319)

[电气系统和设备 68](#_Toc13495320)

[第HY.4201条 总则 68](#_Toc13495321)

[第HY.4202条 蓄电池或应急电源的设计和安装 69](#_Toc13495322)

[第HY.4203条 电路保护装置 70](#_Toc13495323)

[第HY.4204条 电气系统防火 70](#_Toc13495324)

[第HY.4205条 总开关装置 70](#_Toc13495325)

[第HY.4206条 电缆和设备 70](#_Toc13495326)

[第HY.4207条 开关 71](#_Toc13495327)

[灯 71](#_Toc13495328)

[第HY.4211条 滑行和着陆灯 71](#_Toc13495329)

[第HY.4212条 航行灯系统的安装 71](#_Toc13495330)

[第HY.4213条 航行灯系统二面角 71](#_Toc13495331)

[第HY.4214条 航行灯灯光分布和光强 72](#_Toc13495332)

[第HY.4215条 航行灯水平平面内的最小光强 72](#_Toc13495333)

[第HY.4216条 航行灯任一垂直平面内的最小光强 72](#_Toc13495334)

[第HY.4217条 航行灯的最大掺入光强 73](#_Toc13495335)

[第HY.4218条 航行灯颜色规格 73](#_Toc13495336)

[第HY.4219条 防撞灯系统 73](#_Toc13495337)

[第五分部 无人机数据链路 75](#_Toc13495338)

[第HY.5001条 总则 75](#_Toc13495339)

[第HY.5002条 指挥和控制数据链路架构 75](#_Toc13495340)

[第HY.5003条 电磁干扰和兼容性 75](#_Toc13495341)

[第HY.5004条 指挥和控制数据链路性能和检测 75](#_Toc13495342)

[第HY.5005条 指挥和控制数据链路延迟 76](#_Toc13495343)

[第HY.5006条 指挥和控制数据链路丢失策略 76](#_Toc13495344)

[第HY.5007条 指挥和控制数据链路天线遮蔽 76](#_Toc13495345)

[第HY.5008条 指挥和控制数据链路切换功能 76](#_Toc13495346)

[第六分部 无人机地面指挥与控制站 77](#_Toc13495347)

[总则 77](#_Toc13495348)

[第HY.6001条 总则 77](#_Toc13495349)

[第HY.6002条 无人机地面控制站基础设施 77](#_Toc13495350)

[第HY.6003条 无人机机组工作场所 77](#_Toc13495351)

[第HY.6004条 最小无人机机组 77](#_Toc13495352)

[第HY.6005条 无人机机组工作场所灯 77](#_Toc13495353)

[第HY.6006条 通信系统 78](#_Toc13495354)

[第HY.6007条 录音机 78](#_Toc13495355)

[第HY.6008条 无人机地面控制站数据记录 78](#_Toc13495356)

[第HY.6009条 无人机地面控制站电气系统 79](#_Toc13495357)

[第HY.6010条 无人机地面控制站电源 79](#_Toc13495358)

[第HY.6011条 自动任务规划 79](#_Toc13495359)

[无人机地面控制站数据显示 79](#_Toc13495360)

[第HY.6101条 布局和可见度 79](#_Toc13495361)

[第HY.6102条 部分时间数据显示 79](#_Toc13495362)

[第HY.6103条 飞行和导航数据 80](#_Toc13495363)

[第HY.6104条 动力装置数据 80](#_Toc13495364)

[第HY.6105条 运行规章要求的设备数据显示 81](#_Toc13495365)

[第HY.6106条 电子数据显示 81](#_Toc13495366)

[第HY.6107条 数据链路信息显示、告警和指示器 81](#_Toc13495367)

[第HY.6108条 燃油油量和滑油油量数据 81](#_Toc13495368)

[第HY.6109条 自动起飞或着陆系统数据 82](#_Toc13495369)

[控制 82](#_Toc13495370)

[第HY.6201条 总则 82](#_Toc13495371)

[第HY.6202条 安全关键控制 82](#_Toc13495372)

[第HY.6203条 传统控制和指示器 82](#_Toc13495373)

[第HY.6204条 控制器件的动作和表现 83](#_Toc13495374)

[第HY.6205条 无人机地面控制站（UCS）飞行控制 83](#_Toc13495375)

[第HY.6206条 燃油控制 83](#_Toc13495376)

[第HY.6207条 进气控制 83](#_Toc13495377)

[第HY.6208条 发动机控制 83](#_Toc13495378)

[第HY.6209条 点火开关 83](#_Toc13495379)

[第HY.6210条 混合比控制 83](#_Toc13495380)

[第HY.6211条 螺旋桨转速和桨距的控制 84](#_Toc13495381)

[第HY.6212条 螺旋桨顺桨控制 84](#_Toc13495382)

[第HY.6213条 汽化器空气温度控制 84](#_Toc13495383)

[第HY.6214条 切断控制 84](#_Toc13495384)

[第HY.6215条 自动起飞系统或自动着陆系统的“中止”控制 84](#_Toc13495385)

[指示与告警 84](#_Toc13495386)

[第HY.6301条 告警、戒备和提示信息颜色代码 84](#_Toc13495387)

[第HY.6302条 无人机自动诊断和监控 84](#_Toc13495388)

[第HY.6303条 操作告警模式的降级 85](#_Toc13495389)

[第HY.6304条 低速警告 85](#_Toc13495390)

[第HY.6305条 无人机控制指引模式 85](#_Toc13495391)

[第HY.6306条 襟翼位置指示 85](#_Toc13495392)

[第HY.6307条 燃油泵警告 85](#_Toc13495393)

[第HY.6308条 进气指示器 85](#_Toc13495394)

[第HY.6309条 蓄电池放电警告 85](#_Toc13495395)

[第HY.6310条 动力装置动力作动阀门指示器 85](#_Toc13495396)

[第HY.6311条 切断阀门指示器 86](#_Toc13495397)

[第HY.6312条 无人机电气系统警告和指示器 86](#_Toc13495398)

[第HY.6313条 液压系统指示器 86](#_Toc13495399)

[第HY.6314条 防火警告 86](#_Toc13495400)

[第HY.6315条 空速管加温指示器 86](#_Toc13495401)

[第HY.6316条 无人机地面控制站（UCS）配电指示器 86](#_Toc13495402)

[第HY.6317条 飞行控制系统锁警告 86](#_Toc13495403)

[第HY.6318条 飞行航迹偏离警告 86](#_Toc13495404)

[第HY.6319条 无人机安全状态指示 86](#_Toc13495405)

[信息、标记和标牌 87](#_Toc13495406)

[第HY.6401条 总则 87](#_Toc13495407)

[第HY.6402条 空速数据 87](#_Toc13495408)

[第HY.6403条 磁航向或航迹数据 87](#_Toc13495409)

[第HY.6404条 动力装置数据 87](#_Toc13495410)

[第HY.6405条 滑油油量数据 88](#_Toc13495411)

[第HY.6406条 燃油油量数据 88](#_Toc13495412)

[第HY.6407条 控制器件标记 88](#_Toc13495413)

[第HY.6408条 使用限制指示 88](#_Toc13495414)

[其他 88](#_Toc13495415)

[第HY.6501条 无人机在两台无人机地面控制站（UCS）中切换 88](#_Toc13495416)

[第HY.6502条 多无人机的指挥和控制 89](#_Toc13495417)

[第HY.6503条 无人机在同一无人机地面控制站中切换 89](#_Toc13495418)

[第HY.6504条 多无人机监控 89](#_Toc13495419)

[第七分部 使用限制和资料 90](#_Toc13495420)

[第HY.7001条 总则 90](#_Toc13495421)

[第HY.7002条 空速限制 90](#_Toc13495422)

[第HY.7003条 使用机动速度 90](#_Toc13495423)

[第HY.7004条 襟翼展态速度 90](#_Toc13495424)

[第HY.7005条 最小控制速度 91](#_Toc13495425)

[第HY.7006条 重量和重心 91](#_Toc13495426)

[第HY.7007条 动力装置限制 91](#_Toc13495427)

[第HY.7008条 最小地面飞行机组 91](#_Toc13495428)

[第HY.7009条 运行类型 91](#_Toc13495429)

[第HY.7010条 最大使用高度 91](#_Toc13495430)

[第HY.7011条 持续适航文件 92](#_Toc13495431)

[标记和标牌 92](#_Toc13495432)

[第HY.7101条 总则 92](#_Toc13495433)

[第HY.7102条 仪表标记： 总则 92](#_Toc13495434)

[第HY.7103条 磁航向指示器 92](#_Toc13495435)

[第HY.7104条 其他标记和标牌 92](#_Toc13495436)

[第HY.7105条 使用限制标牌 93](#_Toc13495437)

[第HY.7106条 安全设备 93](#_Toc13495438)

[第HY.7107条 飞行机动标牌 93](#_Toc13495439)

[无人机飞行手册和批准的手册资料 93](#_Toc13495440)

[第HY.7201条 总则 93](#_Toc13495441)

[第HY.7202条 使用限制 94](#_Toc13495442)

[第HY.7203条 使用程序 95](#_Toc13495443)

[第HY.7204条 性能资料 95](#_Toc13495444)

[第HY.7205条 载重资料 95](#_Toc13495445)

特别说明一：

本草案相关条款序号命名拟按照如下规则开展：



注：

①：代表项目代号，本草案项目代号为“HY”；

②：代表分部序号，从“1”开始递增；

③：代表分部内的章节序号，从“0”开始；

④：代表具体章节的条款序号，从“1”开始递增；

举例：HY.1234，即第一分部、第三章节、第34条条款。

# 第一分部 总则

#### 第HY.1001条 总则

(a)本部规定颁发和更改固定翼无人机系统型号合格证的适航标准。

(b)按照中国民用航空规章第21部的规定申请固定翼无人机系统型号合格证或申请对该合格证进行更改的法人，必须表明符合本部中适用的要求。

#### 第HY.1002条 适用范围

本规章主要适用于满足如下要求的无人机系统：

(a)最大审定起飞重量为5500kg或以下，用于非特技飞行的活塞发动机无人机系统；

(b)飞行高度在海平面与6000米之间的无人机系统；

(c)其他运行限制范围内的无人机系统。

# 第二分部 无人机总体要求

## 总则

#### 第HY.2001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.2002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)载重分布限制不得超过下述任何一项限制：

(1)选定的限制；

(2)结构证明的限制；或

(3)表明符合本章每一适用飞行要求的限制。

#### 第HY.2003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，和

(ii)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；

(iii)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.2004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.2004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.3215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)确定空重时的飞机状态必须是明确定义的并易于再现。

#### 第HY.2005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.7104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.2006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.2108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.2101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.3251条至第HY.3253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.3251条至第HY.3253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.2105 (b)条的起飞距离；

(2)第HY.2106条的加速-停止距离；

(3)第HY.2112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.7202条(p)列入飞行手册。

#### 第HY.2102条 失速速度

(a)VS0和VS1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VS0和VS1试验时所处状态；

(4)重心处于导致最大VS0和VS1值时的位置；

(5)重量为以VS0和VS1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)VS0和VS1必须由飞行试验来确定，用第HY.2601条规定的程序并满足该条飞行特性要求。

(c)单发无人机最大重量时的VS0和VS1不得超过61节：

#### 第HY.2103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“最小示范速度”。

(a)最低示范速度Vmin 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.2601中规定程序并满足该条飞行特性的要求。

(b)最低示范速度Vmin DEMO必须小于HY.3014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，并应与审定机构商定。

#### 第HY.2104条 起飞速度

(a)抬前轮速度VR是飞行控制系统发出指令使无人机升离道面的速度。对单发陆上无人机，VR必须不小于VS1；

(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)1.20VS1。

#### 第HY.2105条 起飞性能

(a)起飞距离按本条(b)的规定确定，并用第HY.2104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。

#### 第HY.2106条 加速-停止距离

必须按下述规定确定加速-停止距离：

(a)加速-停止距离是下列所需距离之和：

(1)发动机工作从静止起点加速到VEF；

(2)假定临界发动机在VEF失效，无人机从VEF加速到V1；和

(3)从达到V1点继续至完全停止。

(b)可使用机轮刹车以外的手段来确定加速-停止距离，只要这种手段：

(1)安全可靠；

(2)在正常运行条件下可望获得一贯的效果；

(3)对控制飞机不需要特殊技巧。

#### 第HY.2107条 爬升：总则

(a)必须按下列规定表明符合第HY.2108条、第HY.2109条和第HY.2113条的要求：

(1)无地效；和

(2)不小于演示符合第HY.3251条至第HY.3253条的动力装置冷却试验时的速度。

(b)对于最大重量超过2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机无人机，必须在规定的起飞和着陆使用限制内的各个重量下分别表明对下列要求的符合性，该重量为机场高度和外界温度的函数：

(1)对起飞为第HY.2108条(a)，和

(2)对着陆为第HY.2113条(a)。

#### 第HY.2108条 爬升：发动机工作

(a)对于最大重量超过2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机无人机飞机，起飞后必须至少具有4%的定常爬升梯度：

(1)发动机为起飞功率；

(2)起落架在放下位置；

(3)襟翼处于起飞位置；

(4)爬升速度不小于1.2VS1。

#### 第HY.2109条 航路爬升/下降

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

(1)发动机不超过最大连续功率；

(2)襟翼收上；和

(3)速度不小于1.3VS1。

#### 第HY.2110条 滑翔：单发无人机

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.2111条 参考着陆进场速度

对于最大重量超过2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机无人机，参考着陆进场速度VREF，不得小于按HY.2303条(c)确定的VMC和1.3VS0中之大者。

#### 第HY.2112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.2111条确定的VREF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°)；

(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.2107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.2113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.2113条 中断着陆

对于最大重量超过2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机无人机，在下列条件下，必须能够保持至少2.5%的定常爬升梯度：

(1)发动机功率不大于将功率杆从最小飞行慢车位置开始移动后8秒时的可用功率；

(2)起落架在放下位置；

(3)襟翼处于着陆位置；和

(4)爬升速度等于第HY.2111条(b)定义的VREF。

## 飞行特性

#### 第HY.2201条 总则

在不超过第HY.7010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.2301条至第HY.2903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.2301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；和

(6)襟翼展态和收态下的着陆（有动力和无动力）。

(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.2302条 纵向控制

(a)无人机尽可能配平于1.3VS1，必须有可能使机头下沉，以便使空速很快加速到该配平速度，无人机状态如下：

(1)发动机为最大连续功率；

(2)发动机无动力，和

(3)襟翼在收起位置；

(b)飞行控制系统控制完成下述机动，并且机动中不得改变配平控制：

(1)起落架在放下位置，襟翼在收起位置，无人机尽可能配平于1.4VS1。尽快放下襟翼，使空速从1.4VS1变化到1.4VS0；

(i)发动机无动力；和

(ii)保持在初始状态下平飞所需的功率。

(2)起落架和襟翼在放下位置，发动机无动力，无人机尽可能配平于1.3VS0。尽快施加起飞功率并尽可能快的收起襟翼至推荐的复飞设定状态，允许空速从1.3VS0变化到1.3VS1。

(3)起落架和襟翼在放下位置，水平飞行，功率为在1.1VS0保持水平飞行必需功率，无人机尽可能配平，当尽快收襟翼并同时施加不大于最大连续功率的发动机功率时，必须有可能保持近似的水平飞行。如果提供了襟翼分档位置，则收襟翼演示可分阶段进行，功率和配平可重设定在保持1.1VS1平飞的初始构型状态，在每一阶段：

(i)从全放下位至最大分档限定位；

(ii)过渡分档限定位之间，如适用；和

(iii)从最小分档限定位到全收上。

(4)发动机无动力，襟翼在收起位置，无人机尽可能配平于1.4VS1，迅速施加起飞功率同时保持相同空速。

(5)发动机无动力，襟翼在放下位置，无人机尽可能配平于VREF，获得并保持空速在1.1VS0和1.7VS0或VFE（取小者）之间。

(6)发动机最大起飞功率，襟翼在起飞位置，无人机尽可能配平于相应起飞襟翼位置的VFE，尽可能快的收起襟翼同时保持空速不变。

(c)在空速超过VMO/MMO直到第HY.2901条表明的最大速度，必须演示1.5g的机动能力，提供从颠倾和不利的速度增量中改出的余量。

(d)起落架和襟翼都在放下位置时的无动力下滑期间，飞行控制系统相应舵机必须有可能用不超过44牛（4.5公斤，10磅）的操纵力维持不大于VREF的速度，重量为直到并包括最大重量的任何重量。

(e)通过正常的飞行和功率控制，在无人机姿态适合于有控制的着陆时，必须有可能控制飞机实现零下降率而不至超过无人机的使用限制和结构限制。单发无人机，不使用纵向主控制时，上述要求也应满足。

#### 第HY.2303条 最小控制速度

(a)VMC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VMC不得超过1.2VS1，该VS1是在最大起飞重量下确定的。确定VMC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)除最大重量不超过2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机无人机外，所有无人机还必须在下述着陆构型下满足本条(a)的规定：

(1)初始时发动机在最大可用起飞功率；

(2)无人机配平在进场状态，发动机工作，以VREF速度，以演示第HY.2112条着陆距离用的最陡梯度进场；

(3)襟翼在着陆位置；

(4)起落架放下；和

(5)所有螺旋桨控制处于发动机工作进场时的推荐位。

(d)在VMC，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。

#### 第HY.2304条 着陆控制

地面飞行机组必须有可能使用飞机控制系统控制无人机安全地完成进场后的着陆动作，无人机处于着陆构型。上述要求必须在下列条件下予以满足：

(a)速度为VREF减5节；

(b)无人机处于配平或尽可能接近配平，在整个机动过程中，不移动配平控制器件；

(c)进场梯度等于第HY.2112条演示着陆距离所用的最陡梯度；和

(d)仅允许在以VREF进场正常着陆时进行的功率改变，如果有的话。

#### 第HY.2305条 滚转率

(a)**起飞** 必须能使用有利的控制组合，将无人机在下列规定的时间内，从30°坡度的定常转弯中滚过60°进入反向转弯：

(1)最大重量大于2,722公斤（6,000磅）的无人机，时间为：()秒，但不大于10秒。式中W为飞机重量，公斤（磅）。

(b)本条(a)的要求，必须在下列状态下在左右两个方向上滚转无人机得到满足：

(1)襟翼在起飞位置；

(2单发无人机，发动机为最大起飞功率；

(3)直线飞行情况下，无人机在1.2VS1或1.1VMC两者之中较大的速度上配平或尽可能接近配平。

(c)**进场** 必须能使用有利的控制组合，使无人机在下列规定的时间内，从30°坡度的定常转弯中滚过60°进入反向转弯：

(1)最大重量大于2,722公斤（6,000磅）的无人机，时间为：()秒，但不大于7秒。式中W为飞机重量，公斤（磅）。

(d)本条(c)的要求，必须在下列状态下在左右两个方向上滚转无人机得到满足：

(1)襟翼在着陆位置；

(2)起落架在放下位置；

(3)发动机在3°进场相应功率；

(4)飞机在VREF速度上配平。

## 配平

#### 第HY.2401条 配平

(a)**总则** 每架无人机配平后必须满足本条配平要求，不必由飞行控制系统对主控制或其相应的配平控制进一步施加压力或移动。这适用于无人机的正常运行。

(b)**横向和航向配平** 无人机襟翼收上，并在下列条件下平飞时必须能保持横向和航向配平：

(1)无人机速度为0.9VH、VC或VMO/MMO，取小值。

(c)**纵向配平** 无人机在下列每一情况下，必须保持纵向配平：

(1)在下列条件下爬升：

(i)起飞功率，襟翼在起飞位置，按确定本部第HY.2108条所要求的爬升性能时所使用的速度；

(ii)最大连续功率，按确定本部第HY.2109条(a)要求的爬升性能时的构型和速度。

(2)襟翼收上，速度从VH和VNO或VMO/MMO（如果适用）中的小值到1.4VS1的所有速度下水平飞行。

(3)襟翼收上，以VNO或VMO/MMO中适用者无动力下降。

(4)进场：

(i)3°下滑角，襟翼收上，速度为1.4VS1；

(ii)3°下滑角，襟翼在着陆位，速度为VREF；和

(iii)进场梯度等于演示第HY.2112条着陆距离所用的最陡梯度，襟翼在着陆位，速度为VREF。

## 稳定性

#### 第HY.2501条 总则

无人机必须按照第HY.2502至第HY.2505的规定，是纵向、航向和横向稳定的。此外，如果试飞表明对安全运行有必要，则在服役中正常遇到的任何条件下，必须表明有合适的稳定性和控制。

#### 第HY.2502条 纵向静稳定性

在第HY.2503中规定的条件下，按指定的要求配平，升降舵操纵力和控制系统摩擦力必须有如下特性：

(a)为获得并维持低于所规定的配平速度的速度，必须用拉力；为获得并维持高于所规定的配平速度的速度，必须用推力。该特性必须在能够获得的任何速度予以证实，同时飞行控制系统驱动相应舵机必须能够提供足够的操纵力，速度不必超过最大允许速度或低于定常不失速飞行的最小速度；

(b)当从本条(a)规定的速度范围内的任何速度缓慢地松除操纵力时，空速必须回复到对适用无人机类别所规定的允差范围内。该适用的允差为：

(1)空速必须回复到初始的配平速度的±10％的范围内；

(c)杆力必须随着速度的变化而变化，任何明显的速度改变都应在飞行控制系统中体现出明显的油门开度量化改变。

#### 第HY.2503条 纵向静稳定性的演示

(a) **爬升** 无人机速度在下述状态配平速度的85％至115％之间时，相应舵机操纵力曲线均必须具有稳定的斜率：

(1)襟翼在收起位置；

(2)最大连续功率；和

(3)无人机配平于演示第HY.2109条(a)确定爬升性能要求所用的速度。

(b)**巡航** 襟翼收上，功率为平飞相应功率，无人机配平于有代表性的高高度和低高度巡航速度上，直到包括适用时VNO或VMO/MMO，但速度不必超过VH：

(1)对于无人机，在配平速度附近的下列速度范围内，杆力曲线必须具有稳定的斜率。该速度范围为：从配平速度分别上下扩展配平速度的15％加产生的自由回复速度带或40节加产生的自由回复速度带，两者取大者。但在下列条件下斜率不必稳定：

(i)速度低于1.3VS1；或

(ii)按第HY.7002条(a)确定VNE的无人机，速度大于VNE；或

(iii)按第HY.7002条(c)确定VMO/MMO的无人机，速度大于VFC/MFC。

(c)**着陆** 杆力曲线在1.1VS1和1.8VS1之间必须有稳定的斜率，此时：

(1)襟翼在着陆位置；

(2)起落架在放下位置；和

(3)无人机配平于：

(i)VREF或最小配平速度如其更高，发动机无动力；和

(ii)VREF并保持3°下滑相应功率。

#### 第HY.2504条 航向和横向静稳定性

(a)**航向静稳定性** 用方向舵松浮时，无人机从机翼水平侧滑中改出的趋势来表示，对相应于起飞、爬升、巡航、进场和着陆构型的任一襟翼位置必须为正的。直到最大连续功率的对称动力状态，速度从1.2VS1直到所试验的状态下的最大允许速度，必须表明是稳定的。试验时的侧滑角范围必须与无人机型号相适应。

(b)**横向静稳定性** 用从侧滑中抬起下沉机翼的趋势来表示,对任一起落架位置和襟翼位置均须正值。直到75％的最大连续功率的对称功率状态，当速度从大于起飞构型的1.2VS1和其他构型的1.3VS1到所试验状态的最大允许速度之间，相应于起飞、爬升、巡航和进场构型，均必须表明。对着陆构型功率为与飞行相协调的保持3度下滑角相应的功率。在起飞构型的1.2VS1和其他构型的1.3VS1速度横向静稳定性不得为负。试验时的侧滑角范围必须与无人机型号相适应，但在任何情况下不得小于10°坡度可以获得的侧滑角值，或者如果更小，用方向舵全偏或适当的操纵舵力可获得的最大坡度。

(c)本条(b)不适用于特技类无人机倒飞的审查。

(d)在速度为1.2VS1的直线定常侧滑飞行中，任一襟翼位置，以及直到50％的最大连续功率的对称功率状态，副翼和方向舵的控制行程和操纵力，必须随着侧滑角的增加而稳定地增加(但不必是线性的)，直到与无人机型号相适应的最大侧滑角值。

#### 第HY.2505条 动稳定性

(a)在相应于无人机构型的失速速度和最大允许速度之间产生的任何短周期振荡（不包括横向－航向的组合振荡），在主控制处于下列状态时，必须受到重阻尼：

(1)松浮状态；

(2)固定状态。

(b)在相应于无人机构型的失速速度和最大允许速度之间产生的任何横向－航向组合振荡（荷兰滚），在主控制处于下列状态时，其振幅必须在7周内衰减到原来的1/10：

(1)松浮状态；

(2)固定状态。

(c)如果确定增稳系统（见第HY.4102条）的功能需要满足本章飞行特性的要求，则本条(a)(2)和(b)(2)的主控制要求不适用于需要验证该系统可接受性的试验。

(d)考虑第HY.2503条规定的状态，当保持无人机在偏离配平速度至少±15%的速度需要的纵向操纵力突然解除，无人机不得表现出任何危险特性或与解除的操纵力大小有关的过度响应。飞行航迹的任何长周期振荡不得出现不稳定危及无人机。

## 失速

#### 第HY.2601条 机翼水平失速

(a)直到无人机失速时为止，必须能使用横向控制产生和修正滚转，必须能使用航向控制产生和修正偏航，两者均不得出现反控制现象。

(b)无人机的机翼水平失速特性必须按下述要求在飞行中进行演示：在至少高于失速速度10节开始，必须先拉升降舵控制器件使减速率不超过每秒一节，直到失速发生，可用下列任一表明：

(1)无人机出现不可控制的下俯运动;

(2)防失速装置（如：推杆器）激发了无人机的下俯运动；或

(3)控制器件达到止动点。

(c)在本条(b)(1)或(b)(2)的无人机下俯运动明确无误地表现出来之后，或控制器被保持在止动点不少于2秒或用于确定第HY.2102条最小定常飞行速度所采用的时间（取大者）后，允许用正常的升降舵控制改出失速。

(d)在进入和改出机动时，必须有可能使用正常的控制手段就能防止大于15°的滚转和偏航。

(e)应按下列条件演示符合本条要求：

(1)襟翼：收上、全放下和每一正常控制的中间位置；

(2)起落架：在放下位置；

(3)发动机整流罩通风片：相应于无人机构型；

(4)功率：

(i)无动力；和

(ii)75%最大连续功率。但是，如果功率-重量比在75%最大连续功率导致极高的机头向上的姿态，则试验可在着陆构型最大着陆重量和1.4VS0速度时平飞相应功率下进行，但该功率不能小于50%最大连续功率。

(5)配平：尽可能靠近1.5VS1速度上配平；

(6)螺旋桨：无功率状态时处于转速增量最大的位置。

#### 第HY.2602条 转弯飞行失速和加快转弯失速

转弯飞行失速与加快转弯失速必须按下列方法在飞行试验中演示：

(a)建立并保持30°坡度的协调转弯，使用升降舵稳定地并且逐渐地缩小半径进行减速，直到无人机失速，如第HY.2601条(b)所定义的。减速率必须按下列要求保持常值：

(1)对于转弯飞行失速，不得超过每秒1节；

(2)对于加快转弯失速，为每秒3～5节，并且稳定地增加法向过载。

(b)当无人机已经达到第HY.2601条(b)所定义的失速，无人机必须有可能通过正常使用飞行控制恢复机翼水平飞行，但不增加功率也无下列特征：

(1)过多的高度损失；

(2)不恰当的上仰；

(3)不可控制的尾旋趋势；

(4)对于转弯失速，不允许超过转弯同方向60°或相反方向30°的横滚；

(5)对于加快转弯失速，不允许超过转弯同方向90°或相反方向60°的横滚；

(6)超过最大允许速度或允许的限制载荷系数。

(c)必须在下列条件下表明符合本条要求：

(1)襟翼 对于转弯和加快进入失速，在收起位置和完全放下位置和每一正常操作的中间位置；

(2)发动机罩通风片 与无人机构型相适应；

(3)动力：

(i)无动力；和

(ii)75％最大连续功率。但是，如果功率-重量比75%最大连续功率导致极高的机头向上的姿态，则试验可在着陆构型最大着陆重量和1.4VS0速度下平飞相应功率下进行，但该功率不得小于50%最大连续功率。

(5)配平：尽可能靠近1.5VS1速度上配平；

(6)螺旋桨：无功率状态时处于增速的最大位置。

#### 第HY.2603条 失速警告

(a)在直线和转弯飞行中，襟翼在任一正常位置，必须要有一个清晰可辨的失速警告。

(b)警告可以通过多种方式来实现。但是，仅用要求地面机组人员给予注意的目视失速警告装置是不可接受的。

(c)在进行第HY.2601条(b)和第HY.2602条(a)(1)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开始发出失速警告，并一直持续到失速发生。此范围不小于5节。

(d)在进行第HY.2602条(a)(2)所要求的失速试验期间，失速警告必须在失速前足够早开始以提醒地面机组成员在失速警告一开始后对失速采取措施。

## 尾旋

#### 第HY.2701条 尾旋

(a)单发无人机必须在使用了改出控制后，在不超过一圈附加尾旋中从单圈尾旋或3秒尾旋（取时间长者）中改出，或演示符合本条可选择的抗尾旋要求。

(1)下列要求适用于单圈尾旋或3秒尾旋：

(i)在襟翼收态和展态两种情况时均不得超过相应的空速限制以及正的限制机动载荷系数；

(ii)在尾旋或改出过程中，操纵力或特性不得对迅速改出产生不利的影响；

(iii)在进入尾旋或尾旋发生阶段使用任何飞行或发动机动力控制器件时，不得有不可改出的尾旋发生；

(iv)对于襟翼展态情况的尾旋，在改出过程中襟翼可以收上，但不得在旋转结束之前收上。

(2)在申请人选择时，可以用下列方法来演示无人机是抗尾旋的：

(i)在第HY.2601条中的失速机动期间，必须将俯仰控制器件拉回并保持在止动点，然后朝正确的方向控制副翼和方向舵，无人机必须能够在15°坡度内保持机翼水平飞行，并能实现从一个方向30°坡度到另一个方向30°坡度的横滚；

(ii)使用俯仰控制器件，以大约1.85公里/小时/秒(1节/秒)的变化率降低无人机速度直至达到俯仰控制止动点，然后在俯仰控制器件被拉回并保持在止动点的情况下，使用全方向舵控制在7秒内或以360°航向改变的方式（取先出现者）加速进入尾旋。若360°航向改变先出现，则其时间不得少于4秒。这种机动动作必须首先在副翼中立时进行，然后，再以最不利方式将副翼偏转到与无人机转向相反的方向进行。在此机动期间，发动机功率或推力及无人机构型必须按第HY.2601条(e)的要求调定而不得改变。在7秒或360°航向改变结束时，无人机必须对所施加的初始无人机控制有迅速、正常的反应，以获得无侧滑、非失速飞行而没有控制反效；

(iii)必须在无人机带侧滑飞行时进行第HY.2601条和第HY.2602条的符合性演示。侧滑角为相应于侧滑指示器上一个球的宽度的位移。若方向舵全偏转时不能获得一个球宽度的位移，则除外。此时应使用方向舵全偏转来进行演示。

## 地面控制特性

#### 第HY.2801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.2802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0.2VS0，并演示在此分量下滑行、起飞和着陆是安全的。

(b)陆上无人机在按正常着陆速度作无动力着陆时，必须有满意的控制，而不要求特殊的控制特性，无需利用刹车或发动机动力来维持直线航迹，直到速度减至接地速度的50％。

(c)无人机在滑行时必须有足够的航向控制。

#### 第HY.2803条 在无铺面的道面上的使用

在正常运行中可合理预期的最粗糙地面上滑行及在最粗糙的无铺面跑道起飞和着陆时，无人机必须演示具有满意的特性，并且减震机构不得损伤无人机的结构。

## 其他飞行要求

#### 第HY.2901条 振动和抖振

在直到VD/MD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。在上述限度以内的失速警告抖振是允许的。

#### 第HY.2902条 高速特性

如果最大使用速度VMO/MMO按第HY.7002(c)的要求来制定，则必须满足下述的增速特性和速度恢复特性：

(a)很可能引起无意中增速（包括俯仰和滚转颠倾）的运动状态和特性，必须用配平在直至VMO/MMO的任一很可能使用的巡航速度的无人机来模拟。这些运行状态和特性包括突风颠倾、由爬升改平及由M数限制高度下降到空速限制高度。

(b)计及有效的固有或人为速度警告发出后无人机机组或飞行控制系统作出反应的时间，必须表明在下述条件下能够恢复到正常的姿态，并且速度降低到VMO/MMO：

(1)不超过按第HY.2901条规定的最大速度VD/MD及各种结构限制；

(2)不出现会削弱控制无人机恢复正常的能力的抖振。

#### 第HY.2903条 应急处置

必须保证无人机系统在整个飞行范围内，针对突发紧急状况，除应具备第HY.4144条要求的紧急恢复能力外，还应具备对突发紧急状况的处置能力，确保无人机系统安全运行。

# 第三分部 无人机平台

## 无人机结构

### 总则

#### 第HY.3001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.3012至第HY.3072条中规定的载荷，则可以使用这些简化结构设计准则。

#### 第HY.3002条 安全系数

除非另有规定，安全系数必须取1.5。

#### 第HY.3003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.3004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.3003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.3011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.7202至第HY.7205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.3012条 对称飞行情况

(a)在确定与第HY.3013至第HY.3017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.3013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VD的各速度时，为第HY.3016条规定的正机动载荷系数；

(2)在直到VC的各速度时，为第HY.3016条规定的负机动载荷系数；

(3)对无人机，负载荷系数从VC时的规定值随速度线性变化到VD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6,000米之间时，在速度为VC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6,000米之间时，在速度为VD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：



其中：

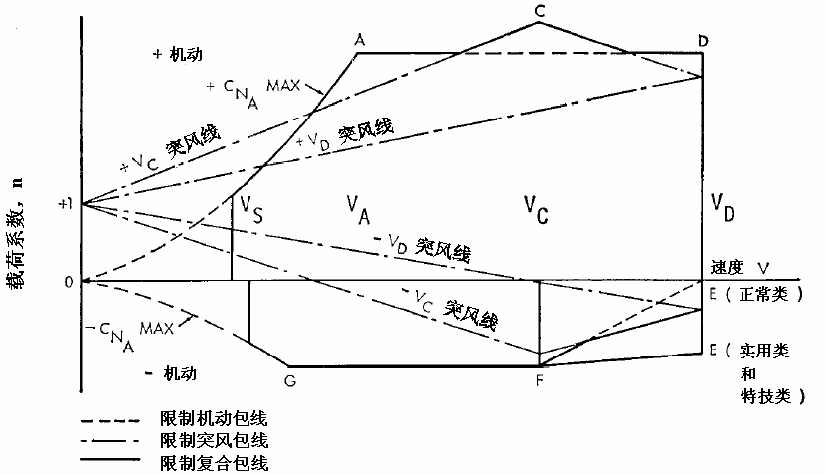
s为进入突风区的距离，米（英尺）；

为机翼的平均几何弦长，米（英尺）；

Ude为按本条(1)得到的突风速度。

(ii)在VC和VD之间突风载荷系数随速度按线性变化。

(d)**飞行包线**



#### 第HY.3014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.2103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合，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.3015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VC** 对于VC，采用下列规定：

(1)此处W/S=设计最大起飞重量时的翼载时，VC（节）不得小于：

(i) 4.77（14.9；33）

(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，VC不必大于0.9VH；

(4)在已制定了MD的高度上，可选定一个受压缩性限制的巡航速度MC。

(b)**设计俯冲速度VD** 对于VD，采用下列规定：

(1)VD/MD不得小于1.25倍的VC/MC；

(2)对于要求的最小设计巡航速度VCmin，VD（节）不得小于下列数值：

(i)1.40VCmin；

(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VD/MD，使VC/MC与VD/MD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VC/MC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VC/MC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VA** 对于VA，采用下列规定：

(1) VA不得小于，其中：

(i) VS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CNA来计算；

(ii) n是用于设计的限制机动载荷系数。

(2) VA值不必超过用于设计的VC值。

(d)**对应最大突风强度的设计速度VB** 对于VB，采用下列规定：

(1) VB不得小于由最大正升力系数CNmax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，两者中取小值，式中：

(i) ng为无人机在所考虑的特定重量下，由于对应于速度VC的突风（按第HY.3017条）引起的正突风载荷系数；

(ii) VS1为在所考虑的特定重量下，襟翼收起时的失速速度。

(2) VB不必大于VC。

#### 第HY.3016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，

（）

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.3017条 突风载荷系数

(a)无人机必须设计成能承受由第HY.3013条(c)规定的突风在每个升力面上产生的载荷。

#### 第HY.3018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.3019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VF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VF不小于1.4VS或1.8VSF两者的大者，其中：

(1)VS是在设计重量下襟翼收态时的计算失速速度；

(2)VSF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VF、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.3020条 非对称飞行情况

(a)假定无人机经受到第HY.3021条和第HY.3022条的非对称飞行情况。对重心的不平衡气动力矩，必须由惯性力以合理的或保守的方法予以平衡，认为此惯性力由主要质量提供。

#### 第HY.3021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.3013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.3061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.3013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：

△Cm＝-0.01δ

其中：

△Cm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.3022条 偏航情况

无人机必须按照第HY.3051至第HY.3053条规定的载荷在垂直翼面上产生的偏航载荷来设计。

#### 第HY.3023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.3013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.3013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。

#### 第HY.3024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.3025条 发动机失效引起的非对称载荷

可以假定飞行控制系统的纠正动作在达到最大偏航速度时开始，但不早于发动机失效后两秒钟。纠偏量的大小可以根据第HY.3034中规定的限制操纵力确定，但如果分析或试验表明较小的力能够控制由上述发动机失效情况所产生的偏航和滚转，也可以取较小的力。

#### 第HY.3026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：

，节

式中：

Wg/S为设计最大起飞重量下的翼载，牛顿/米2。

（，节；W/S为设计最大起飞重量下的翼载，公斤/米2）

（，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CL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.3027条 陀螺和气动载荷

(a)每个发动机架及其支承结构，必须按发动机和螺旋桨（如适用）在最大连续转速和在下列任一情况下所产生的陀螺载荷、惯性载荷和气动载荷来设计：

(1)第HY.3022中规定的情况，或；

(2)下列情况所有可能的组合：

(i)偏航角速度2.5弧度/秒；

(ii)俯仰角速度1弧度/秒；

(iii)法向载荷系数2.5；和

(iv)最大连续推力。

#### 第HY.3028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.3013条，第HY.3016条和第HY.3017条中规定的对称机动和突风，以及第HY.3051条和第HY.3052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.3031条 操纵面载荷

第HY.3034至第HY.3062条中规定的操纵面载荷，是假定在第HY.3012条至第HY.3022条规定的情况下产生的。

#### 第HY.3032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.3033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.3031至第HY.3062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.3034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.3034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.3034条 限制操纵力和扭矩

(a)在操纵面飞行受载情况中，操纵面上的气动载荷和相应的偏度，不必超过施加本条(b)规定范围内的无人机控制系统作用力所可能达到的载荷和偏度。

(b)无人机飞行控制系统操纵限制作用力和扭矩如下：

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 控制器件 | 对于设计重量等于或小于2,268公斤（5,000磅）的飞机，最大作用力或扭矩(1) | 最小作用力或扭矩(2) |
| 副翼： |  |  |
| 驾驶杆 | 298牛（30.4公斤；67磅） | 178牛（18.1公斤；40磅） |
| 驾驶盘(3) | 222D牛米(4)（22.7D公斤·米；50磅·英寸） | 178D牛米(4)（18.1D公斤·米；40D磅·英寸） |
| 升降舵： |  |  |
| 驾驶杆 | 743牛（75.8公斤；167磅） | 445牛（45.4公斤；100磅） |
| 驾驶盘（对称） | 890牛（90.7公斤；200磅） | 445牛（45.4公斤；100磅） |
| 驾驶盘（非对称）(5) |  | 445牛（45.4公斤；100磅） |
| 方向舵： | 890牛（90.7公斤；200磅） | 668牛（68.1公斤；150磅） |

(1)对于设计重量（W）大于2,268公斤（5,000磅）的飞机，规定的最大作用力或扭矩，必须随重量线性地增加到设计重量5,670公斤（12,500磅）时为规定值的1.18倍。

(2)如果控制系统的任何个别装置或操纵面的设计使得规定的最小作用力或力矩不能适用，则可以采用从第23.415条得到的相应的铰链力矩数值，但不得小于所规定的最小力或扭矩的0.6倍。

(3)驾驶盘副翼控制系统部分还必须按单个切向力进行设计，此切向力的限制值等于表中确定的力偶力的1.25倍。

(4) D为驾驶盘直径，米（英寸）。

(5)非对称力必须作用在驾驶盘周缘的一个正常握点上。

#### 第HY.3035条 次控制系统

次控制器件，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.3036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.3037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.3038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＝KcSsq

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）；

Ss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米/秒（2.01米/秒；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)架驶杆锁定或系住在中立位置 |
| (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.3041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.3019条规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。

#### 第HY.3042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.3013条(c)所规定的突风速度；

(2)在速度VF，对应于第HY.3019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VF、VC和VD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。



其中：

ΔLht为平尾的载荷增量，牛顿；

Kg为第HY.3017条定义的突风缓和系数；

Ude为得到的突风速度，米/秒

V为无人机当量速度，米/秒；

为后平尾升力曲线的斜率，1/弧度；

Sht为后平尾的面积，米2；

为下洗系数。

公制：



其中：

ΔLht为平尾的载荷增量，公斤；

Kg为第HY.3017条定义的突风缓和系数；

Ude为得到的突风速度，米/秒；

V为无人机当量速度，米/秒；

为后平尾升力曲线的斜率，1/弧度；

Sht为后平尾的面积，米2；

为下洗系数。

英制：



其中：

ΔLht为平尾的载荷增量，磅；

Kg为第HY.3017条定义的突风缓和系数；

Ude为得到的突风速度，英尺/秒；

V为无人机当量速度，节；

为后平尾升力曲线的斜率；1/弧度；

Sht为后平尾的面积，英尺2；

为下洗系数。

#### 第HY.3043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.3041至第HY.3042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.3051条 机动载荷

(a)在直至VA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）。

(c)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.3052条 突风载荷

(a)垂直翼面必须设计成当速度为VC的非加速飞行时，能够承受第HY.3013条(c)中VC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：



其中：

Lvt为垂直翼面载荷，牛顿；

为突风缓和系数；

为侧向质量比；

Ude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；

Svt为垂直翼面面积；米2；

为垂直翼面平均几何弦长，米；

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；

*lvt*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：



其中：

Lvt为垂直翼面载荷，公斤；

为突风缓和系数，

为侧向质量比；

Ude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；

Svt为垂直翼面面积，米2

为垂直翼面平均几何弦长，米；

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；

lvt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：



其中：

Lvt为垂直翼面载荷，磅；

为突风缓和系数；

为侧向质量比；

Ude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；

Svt为垂直翼面面积，英尺2

为垂直翼面平均几何弦长，英尺；

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；

lvt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.3053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.3051条和第HY.3052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.3051条和第HY.3052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.3051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.3061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VA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VC时，此处VC大于VA，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VD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.3062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.3071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.3072条 地面载荷情况和假定

(a)除了第HY.3312、第HY.3313和第HY.3314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.3302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.3081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VC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.3082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.3082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.3081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.3081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.3083条 检查及其他方法

必须根据第HY.3081或第HY.3082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.7011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.3101条 总则

对飞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.3102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.3103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.3104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.3105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.3106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.3107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.3108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.3002条规定的安全系数必须乘以第HY.3109至第HY.3111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.3109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.3003条的强度要求；

(ii)在1.15倍限制载荷作用下满足第HY.3003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.3110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.3133条和条HY.4112条规定的系数，则满足本条(a)的要求。

#### 第HY.3111条 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.3112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.3113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和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VD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VD时阻尼有合适的余量；

(4)接近VD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1.2VD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VD/MD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VD/MD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.3081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VD/MD的速度范围内不发生颤振。

(g)对于符合第HY.3082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VD/MD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.3114条 鸟撞

(a)根据第HY.3015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Vc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)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.3121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.3131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.3132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.3133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.3134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。

### 有效载荷和装货设施

#### 第HY.3141条 有效载荷舱玻璃

有效载荷舱的内层玻璃板，必须采用非碎裂性材料，如非碎裂性安全玻璃。

#### 第HY.3142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，在地面机组乘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机组成员。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.3143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.3151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。

#### 第HY.3152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.3153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.3161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.3171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。

## 无人机动力系统

### 总则

#### 第HY.3201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)检查和维修人员必须能够容易地拆下或打开整流罩的短舱，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)安装必须满足下列要求：

(1)发动机型号合格证和螺旋桨型号合格证或审查机构接受的任何资格证书中规定的安装说明；

(2)本章适用的规定；

#### 第HY.3202条 发动机

(a)发动机型号合格证

(1)发动机必须有型号合格证，或者审查机构认可的任何合格证书；

(b)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。

(c)再起动能力

(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能力和演示。

(2)当需要发动机再起动时：

(i)必须制定发动机的再起动技术及有关的限制，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)必须在飞行中证明，当在发动机错误起动后再起动发动机时，所有燃料或蒸汽均以不会构成火灾危险的方式排出。

(iii)必须制定无人机的发动机空中再起动的高度和速度包线。

#### 第HY.3203条 螺旋桨

(a)每个螺旋桨必须有型号合格证，或者审查机构认可的任何合格证书；

(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)螺旋桨桨距控制系统的每一部件，必须符合中国民用航空规章《螺旋桨适航标准》（CCAR-35）中35.42条的要求。

(e)所有发动机整流罩、接近口盖以及其他可拆卸件的设计必须确保它们不会与无人机分离从而与推进式螺旋桨接触。

#### 第HY.3204条 螺旋桨振动

(a)必须表明在正常工作条件下，除常规的定距木制螺旋桨外，每一螺旋桨振动应力不得超过螺旋桨制造人已表明的连续安全使用的应力值。这必须用下列方法之一来表明：

(1)通过螺旋桨的直接试验测定应力；

(2)与已完成该测量的类似装置作比较；

(3)能证明该装置安全的任何其他可接受的试验方法或使用经验。

(b)除常规的定距木质螺旋桨外，其他类型螺旋桨在需要时必须出示安全振动特性证明。

#### 第HY.3205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（7英寸）（对前轮式无人机），或230毫米（9英寸）（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（1英寸），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（1/2英寸）；

(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.3206条 反推力系统

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和试验具有可信度。

#### 第HY.3207条 负加速度

无人机在第HY.3014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.3211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。

#### 第HY.3212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.3213条 燃油流量

(a)总则 必须在供油和不可用油量为最临界的状态下，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.3215(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。

#### 第HY.3214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.3215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.3215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.3216条 燃油系统在热气候条件下的工作

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。

#### 第HY.3217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.6108(b)条的规定进行调节，以考虑按第HY.3215条确定的不可用燃油。

#### 第HY.3218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；3.5磅/英寸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；2磅/英寸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（1/32英寸）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.3219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，而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。

(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)油箱的设计、布局及安装在下列情况下必须能保存燃油：

(1)无人机在下述每种情况下，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；

(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离，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.3220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.3221条 燃油箱沉淀槽

(a)每个燃油箱均必须有可排放的沉淀槽，其有效容积在正常地面和飞行姿态时为油箱容积的0.25％或0.24升（1/16美加仑）（两者中取大值）。但下列情况例外：

(b)无人机处于正常地面姿态时，应能使危险量的水从油箱的任何部位排入沉淀槽。

(c)活塞发动机燃油系统必须具有一个易于接近进行排放的积液槽或腔，其容量应是燃油箱容量每75.6升（20美加仑）为29.6克（1盎司）。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.3236条(b)(1)和(2)规定。

#### 第HY.3222条 油箱加油口接头

(a)每个油箱加油口接头均必须按第HY.7104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.3223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（2.36英寸）。

#### 第HY.3223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.3224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；

(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.3225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.3231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.3213条的要求。该泵为主燃油泵。

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

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

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

#### 第HY.3232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。

#### 第HY.3233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.3234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。

(1)防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施；

(2)允许有关的飞行机组成员在某一燃油切断阀关闭后再迅速打开该阀门的措施。

(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的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)需用独立的明显不同动作才能将选择器置于断开位置；

(2)燃油箱选择器的安装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.3235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）超过发动机型号合格审定所规定的值时，保证发动机燃油系统的功能不受损害。

#### 第HY.3236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，可以安全地放出整很用得更冷冷个系统内的油液。

(b)本条(a)以及第HY.3221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.3241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)对于没有滑油转输系统的滑油系统，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)如果有滑油转输系统，并且转输油泵能将输油管路中的一些滑油输入主发动机滑油箱，则可将转输油泵能从这些管路中输出的油量计入滑油油量内。

#### 第HY.3242条 滑油箱

(a)安装 滑油箱的安装必须满足下列要求：

(1)第HY.3219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.7104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.3243条 滑油箱试验

除按下列规定外，滑油箱必须按第HY.3218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.3218(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.3218(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℃（250°F）的滑油。

#### 第HY.3244条 滑油导管和接头

(a)滑油导管 滑油导管必须满足第HY.3232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。

#### 第HY.3245条 滑油滤网或滑油滤

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.3246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.3247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.3248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进行工作，并且滑油系统任一部分的损坏可能使滑油流尽，则滑油箱必须有保留一定量滑油的措施，。

(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.3251条 总则

(a)在最不利的地面，水面和直到申请批准的最大高度和最高外界大气温度条件下工作，以及在发动机正常停车后，动力装置的冷却措施必须能使动力装置部件、发动机所有液体温度，均保持在对这些部件和液体所制定的温度限制以内。

(b)在正常冷却模式失效的情况下，如果需要，应提供替代的冷却方法，以保证飞行关键部件的安全。

#### 第HY.3252条 冷却试验

(a)总则 必须在试验的基础上表明符合第HY.3251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℃（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℃（1，000英尺，温度下降3.6°F），一直降到－56.5℃（－69.7°F）为止，在此高度以上认为温度是恒定的－56.5℃（－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℃（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.3253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.3251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。

### 进气系统

#### 第HY.3261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至少有两个分开的进气口，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。

#### 第HY.3262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)带增压器的活塞发动机 装有增压器（对进入汽化器之前的空气进行增压）的活塞发动机无人机，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.3263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.3264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.3265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℃（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.3266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.3271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.3102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.3272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.3273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；

(3)排气热交换器接触废气的部位必须具有冷却措施。

(b)用于给通风空气加温的排气热交换器的构造必须使废气不能进入通风空气中。

### 动力装置的防火

#### 第HY.3281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。

#### 第HY.3282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.4201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.3283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.3284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.3285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±27.5℃（2000±50°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.3286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.3285防火墙要求的隔板与发动机附件部分隔离。

#### 第HY.3287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.3288条 灭火系统

(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.3289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.3290条 火警探测系统

必须按照第HY.3281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。

## 无人机起飞着陆系统

### 起落架

#### 第HY.3301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.3302条 减震试验

(a)必须表明，根据第HY.3072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.3303条 限制落震试验

(a)如果用自由落震试验来表明满足第HY.3302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：

，（）

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：



式中：

We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＝WM，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＝WT，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＝WN，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We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：



式中：

nj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；

We、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.3072条的着陆情况所用的限制惯性载荷系数。

#### 第HY.3304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.3312至第HY.3314条的地面载荷要求，则必须进行一次符合第HY.3303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.3303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.3312至第HY.3314条规定的各设计情况的临界着陆情况。

#### 第HY.3305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.3302条(b)规定的储备能量吸收要求，则落震高度不得小于第HY.3303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：



符号意义与第HY.3303条相同。

#### 第HY.3306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.3307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.3308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：

（）

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VS0，VS0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.2112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.3309条 前轮/尾轮控制

如果装有前轮/尾轮控制装置，必须证明在起飞和着陆期间发生侧风时，地面机组人员不需要特殊的控制就能使用该装置；否则，必须限制该装置只能在低速机动时使用。

### 地面载荷

#### 第HY.3311条 起落架布置

第HY.3312至第HY.3314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.3312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)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.3313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；

(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.3314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.3312条所得到的一侧主起落架载荷相同。

#### 第HY.3315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。

(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.3316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.3312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.3317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.3205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.3318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.3319条 千斤顶载荷

(a)无人机以设计最大重量支承在千斤顶上所产生的载荷来设计。对于起落架千斤顶支承点，无人机为三点姿态；对于主无人机结构千斤顶支承点，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)在千斤顶支承点上的水平载荷必须受惯性力的反作用，以使千斤顶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.3320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 |

# 第四分部 无人机飞行器管理系统

## 总则

#### 第HY.4001条 功能和安装

所安装的每项设备必须符合下列要求：

(a)其种类和设计与预定功能相适应；

(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.4002条 设备、系统及安装

无人机系统的设计必须能够将包括无人机机组人员，维修人员和第三方在内的人员的风险降低到审查机构可接受的水平。它的设计也必须能够将物理结构损失或损坏的风险降低到审查机构可接受的水平。

(a)每项设备、每一系统及每一安装：

(1)在执行其预定功能时，对下列任一设备的响应、运行或精度不得产生不利影响：

(i)安全运行所需的基本设备；或

(ii)其他设备，有措施使无人机机组知道其影响的除外。

(2)必须设计成在发生可能的故障或失效时防止对无人机造成危险；

(b)每项设备、每一系统及每一安装的设计必须单独评审并按它与飞机其他系统和安装的关系进行评审，以确定无人机的持续安全飞行和着陆是否依赖于其功能以及一个系统的失效是否会严重降低无人机性能或无人机机组应对不利运行情况的能力。按照上述两种情况被确定的每项设备、系统和安装必须设计为符合以下附加要求：

(1)在任何可预见的运行情况下完成其预定功能；

(2)当系统和有关部件在单独考虑以及与其他系统一起考虑时，申请人必须证明发生任何故障情况的概率与其严重程度之间存在可接受的反向关系；

(3)必须提供警告信息提醒无人机机组注意系统的不安全工作情况并能使无人机机组采取相应的纠正动作。系统、控制器件以及有关的监视和警告装置的设计必须将可能产生附加危险的无人机机组失误减至最小；

(4)必须通过分析，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)的要求。分析必须考虑下列情况：

(i)可能的失效模式，包括外界原因造成的故障和损坏；

(ii)多重失效概率和失效未被检测出的概率；

(iii)在各个飞行阶段和各种运行条件下，对无人机和第三方造成的后果；和

(iv)对无人机机组的警告信号、所需的纠正措施以及无人机机组对故障的判定能力。

(c)凡其功能为中国民用航空规章所要求的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“重要负载”，该能源不得影响无人机的安全。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负载提供能源：

(1)在系统正常工作时，与能源分配系统相连的负载；

(2)依据中国民用航空规章有关运行规则，在任一能源系统、分配系统或其他使用系统出现任一故障或失效后要求有替代能源的重要负载，或启用所需或指定级别的冗余；

(3)冗余系统应尽可能使用冗余电源，以保持由该冗余级别实现的所需安全性等级（或失效概率）。

(d)在确定本条(b)(2)的符合性时，可以假定能源负载是按照与批准的运行类别的安全相一致的监控程序减少的。

(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）。对于中国民用航空规章所要求的或为满足中国民用航空规章的要求而使用的发电、配电和用电设备，可以通过环境试验、设计分析或参照在其他无人机上已有的类似的服役经验来表明其在预期的环境条件下提供连续、安全服务的能力。

(f)在本条中，“系统”是指在无人机设计中包括一个和其他所有气动系统、流体系统、电气系统、机械系统和动力装置系统、无人机地面控制站（UCS）、指挥和控制数据链路和通信系统，但下列系统除外：

(1)作为合格审定过的发动机一部分的无人机动力装置系统；

(2)按本规章第三分部的要求规定的飞行结构。

## 无人机飞行控制与管理系统

### 飞行操纵与伺服子系统

#### 第HY.4101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)控制器件的安排和标志必须便于操作，防止产生混淆和随之发生误动的可能性。

(c)除非与审查机构另有约定，根据第HY.3082条和第HY.3083条规定的疲劳评估，每个飞行控制系统应至少等于无人机的规定寿命。

#### 第HY.4102条 增稳系统及自动和带动力的控制系统

如果增稳系统或其他自动或带动力的控制系统的功能对于表明满足本规章的飞行特性要求是必要的，则这些系统必须符合第HY.4101条和下列规定：

(a)在增稳系统或任何其他自动或带动力的控制系统中，对于如地面机组人员未察觉会导致不安全结果的任何故障，必须设置警告系统，该系统应在预期的飞行条件下无需地面机组人员注意即可向地面机组人员发出清晰可辨的警告。警告系统不得直接驱动控制系统；

(b)增稳系统或任何其他自动或带动力的控制系统的设计，必须使地面机组人员对故障可以采取初步对策而无须特殊的处理，采取的对策可以是切断该系统或出故障的一部分系统，也可以是以正常方式控制飞行来超越故障；

(c)必须表明，在增稳系统或任何其他自动或带动力的控制系统发生任何单个故障后，符合下列规定：

(1)当故障或功能不正常发生在批准的使用限制内且对于该故障类型是临界的任何速度或高度上时，无人机仍能安全控制；

(2)在无人机飞行手册中规定的实际使用的飞行包线（例如速度、高度、法向加速度和飞机形态）内，仍能满足本规章所规定的控制和机动性要求；

(3)无人机的配平、稳定性以及失速特性不会降低到继续安全飞行和着陆所必需的水平以下。

#### 第HY.4103条 主飞行控制器件

飞行控制系统用来对俯仰、横滚和航向进行直接控制的装置为主飞行控制器件。

#### 第HY.4104条 止动器

(a)控制系统必须设置能确实限制由该系统控制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对飞机的控制特性产生不利影响的操纵面行程范围的变化。

(c)每个止动器必须能承受与控制系统设计情况相应的任何载荷。

#### 第HY.4105条 配平系统

(a)通过飞行控制系统控制无人机，必须采取适当的预防措施，防止无意的、非正常的或粗暴的调整片操作。在配平控制器件的近旁，必须设置指示装置能向地面飞行机组指示与无人机运动有关的配平控制器件的运动方向。此外，还必须有设施能向地面飞行机组指示配平装置在其可调范围内所处的位置，对于横向和航向配平情况，还要指示其中立位置。这些指示装置必须能被地面飞行机组观察到，其位置和设计必须防止混淆。俯仰配平指示器必须清晰地标出，在每个经批准的起飞襟翼位置和所有重心位置下，经验证的安全起飞位置或范围。

(b)配平装置必须设计成当主飞行控制系统任一连接或传动元件损坏时，用下列方法可以提供安全飞行和着陆的足够控制：

(1)对单发飞机使用纵向配平装置。

(c)调整片控制必须是不可逆的，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以及考虑到飞行控制系统察觉失控后的适当延时的情况下，无人机是可以安全控制的，并且飞行控制系统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.4106条 控制系统锁

如果有设备锁定飞行控制系统，则：

(a)必须有措施达到下述要求：

(1)在锁住状态下给地面机组人员一个不会误解的警告；或

(2)当地面机组人员以正常方式控制飞行控制系统时能自动脱开；

(b)该装置的安装能限制无人机的使用，该装置锁住时，则地面飞行机组在开始起飞时会获得不致误解的警告。

(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.4107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控制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)作角运动的控制系统的关节接头，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.4108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，系统控制不出现下列情况：

(1)卡阻；

(2)过度摩擦；

(3)过度变形。

(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；或在第HY.3034条(b)中的飞行控制系统控制限制作用力，两者中取小者；

(2)对于辅助控制系统载荷，应不小于按照第HY.3035条所确定的飞行控制系统控制最大作用力。

#### 第HY.4109条 控制系统的细节设计

(a)控制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。

#### 第HY.4110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.4111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，以防止钢索松驰时的错位或缠结。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.4112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。对于钢索控制系统的关节接头，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.4113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，除非控制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。

(c)如果为了符合第HY.2302条(b)(3)需要襟翼收到未完全收上的位置，则必须正确地选择相应的襟翼控制位置，使得在选择超出这些位置以外的其他位置时，手柄的运动方向必须有明确的变化。

#### 第HY.4114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，或

(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)对于单发飞机，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.4115条 起飞保护

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。

#### 第HY.4116条 伺服系统及设备

无人机舵机和传动系统应确保在正常使用情况下功能正常，能够按照飞行控制系统指令要求完成相关无人机控制，不存在影响无人机飞行安全的情况（控制卡阻、变形等）。

### 动力操纵与伺服子系统

#### 第HY.4121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。

(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。

#### 第HY.4122条 发动机控制器件

对于活塞式单发无人机，功率或推力控制器件的设计必须使得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和着陆。

#### 第HY.4123条 混合比控制器件

对于活塞式单发无人机，每一手动发动机混合比控制器的设计必须使得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和着陆。

#### 第HY.4124条 动力装置附件

(a)发动机安装附件必须符合下列规定：

(1)被批准安装在相应的发动机上，并利用该发动机上的设施安装；或

(2)在所有附件传动装置上装有扭力限制装置以防止扭力超过传动装置规定的限制值；

(3)除满足本条(a)(1)或(a)(2)的条件外，是密封的以防止污染发动机滑油系统和附件系统。

(b)易产生电弧或火花的电气设备，其安装必须使接触可能呈自由状态的可燃液体或蒸气的概率减到最小。

(c)额定功率为6千瓦或6千瓦以上发电机的设计和安装必须将其发生故障时引起着火的概率减到最小。

(d)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滑油系统和附件系统。

#### 第HY.4125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.4131条 空速测量装置

(a)每个空速测量传感器必须加以校准，在海平面标准大气下，施加相应的总压和静压时以尽可能小的测量装置校准误差测量真空速。

(b)每个空速系统必须在飞行中校准，以确定系统的误差。在下列速度范围内，系统误差（不包括仪器误差）不得超过校准空速的3％或9.3 km / h （5节），两者中取大值：

(1)从1.3VS1至VMO／MMO或VNE（取其适合者），襟翼在收上位置；

(2)从1.3VS1至VFE，襟翼在放下位置。

(c)每个空速测量装置的设计和安装必须有可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气；

(d)如果申请在结冰条件下飞行的合格审定，每个空速测量装置必须有一个加温空速管或防止由于结冰造成故障的等效措施。

(e)当系统冗余和飞行安全要求需要有两套空速测量，则其各自的空速管或其他空速测量设备之间必须相隔足够的距离，以免鸟撞时两个空速管都损坏。

#### 第HY.4132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的海拔高度300米（1,000英尺），停止抽气一分钟后，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1.3VS0（襟翼展态）至1.8VS1（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.7009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.4133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.7103条(e)设置标牌。

#### 第HY.4134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。

#### 第HY.4135条 动力测量装置安装

(a)必须符合以下要求：

(1)动力装置仪表的管路、软管和管道必须满足第HY.3232条的要求。

(2)每根装有充压可燃液体的管路、软管和管道必须符合下列规定：

(i)在压力源处有限流孔或其他安全装置，以防管路、软管和管道破损时逸出过多的液体；

(ii)管路、软管和管道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仪表，其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危害。

(b)无人机地面控制站（UCS）中必须显示飞行中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)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第HY.3215条(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计必须加以防护，以免损坏；

(3)每个外露式目视油量计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)当飞机处于地面时，必须有措施（如油尺）指示每个油箱的可用燃油量；

(5)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设置指示器；

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

(i)能防止溢出；

(ii)如果没有按计划进行输油，无人机地面控制站（UCS）能迅速显示警告。

(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。

#### 第HY.4136条 其他设备

无人机在按第HY.7105条申请合格审定并获得批准的最大使用高度、运行类型和气象条件下运行所需的设备，必须包括在其型号设计之内。

### 飞行控制与管理

#### 第HY.4141条 飞行控制系统

飞行控制系统包括无人机系统的传感器，执行器，计算机和所有这些组件单元，用以控制无人机的姿态，速度和轨迹。 飞行控制系统必须符合以下要求：

(a)无人机的控制方式必须符合以下类型，无人机机组可以在无人机飞行的任何时间进行类型选择：

(1)自动：在这种模式下，无人机的姿态，速度和飞行路径完全由飞行控制系统控制。 除了加载或修改所需的飞行计划之外，不需要来自无人机控制系统的输入。

(2)半自动：通过这种类型的控制，无人机机组人员命令外部环路参数，例如高度，航向和空速。飞行控制系统操作无人机控制以实现命令的外环参数值。

(b)飞行控制系统的设计必须使无人机机组普通技术人员能够操作无人机系统，并具有可接受的工作量，

(c)飞行控制系统必须对无人机机动进行限制，以使无人机保持在第HY.3014条定义的飞行包线保护内；

(d)无人机机组人员必须有机会在无人机飞行期间随时进行干预，以便对无人机进行安全控制，除非：

(1)在紧急情况下，如数据链全部丢失，

(2)在达到最低安全飞行参数之前，

(3)在达到第HY.4142条和第HY.4143条中定义的决策点后的着陆阶段，

(e)飞行控制系统的设计和调整必须做到，在无人机机组人员可以调整的范围内（如果有的话），不能产生不安全状况；

(f)飞行控制系统必须设计成使单一故障不在一个以上的控制轴产生过分偏转的信号，除非此故障的影响小于或等于轻微故障严重程度。如果飞行控制系统综合来自辅助控制器的信号或向其他设备提供信号，则要求有确实的联锁和接通顺序，以免系统不正常动作；

(g)必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用；

(i)飞行控制系统必须在飞行的所有阶段（包括预检）中提供全面的自检和运行。

#### 第HY.4142条 自动起飞系统-自动着陆系统—总则

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

(a)自动起飞或着陆模式启动后，无人机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“驾驶行动”，除非根据第HY.4143条的规定进行手动中止。

(b)自动功能将驻留在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。所有迹象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，起飞滑跑和旋转全自动：无人机跑道转向航迹，速度，配置，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)如果故障可能对在起飞过程中发生的安全飞行或超出预定义极限的情况产生不利影响，则在每次达到转速VR或适当拒绝速度（如果适用）的速度下，存在自动中止功能阻止跑道上的无人机起飞。

(f)着陆

(1)自动着陆模式启动后，进近，着陆和地面滚转全自动，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 ，配置，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)如果在临界过程中发生的收敛窗口的预定义范围内出现故障或范围超出，则应在被称为“决策点”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.4143条 自动起飞系统-自动着陆系统—手动中止功能

如果无人机系统设计用于跑道上的常规起飞和着陆，则必须包括以下功能：

(a)自动系统必须包含手动中止功能。无人机机组人员可以轻松控制其操纵，以便：

(1)在起飞滑跑期间以每次速度达到拒绝速度或转速VR（取其小者）时，阻止跑道上的无人机起飞。

(2)在着陆阶段的每个高度下降到决策点时，可以安全的执行发起复飞。

(b)根据第HY.7203条（j）的规定，无人机系统飞行手册应提供具体的复飞程序。

#### 第HY.4144条 紧急恢复能力

(a)无人机系统必须具有紧急恢复能力，其中包括：

(1)旨在立即结束正常飞行的飞行终止系统，程序或功能，或者，

(2)通过无人机机组人员指挥或通过自主设计手段实施的紧急恢复程序，以减轻严重故障的影响，尽量减少对第三方的风险，或者，

(3)本条（a）（1）和（a）（2）的任何组合。

(b)在最不利的环境条件下，应急恢复能力必须在整个飞行范围内按照要求运行。

(c)必须保证应急恢复能力免受干扰导致意外操作。

(d)应急恢复能力必须从提供最大可靠性运行的总线上接收电源（如果需要的话）。 如果主要发电系统完全丢失，则必须自动切换到电池。

(e)如果紧急恢复能力包括一个预定的行动路线，以达到可预期不会发生致命性事故的预定地点，则这些地区的尺寸必须在“无人飞行系统飞行手册”中说明。

### 其他设备

#### 第HY.4151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.4002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，必须安装成在任一部件或多部件系统工作时，对民用航空规章所要求的任何其他无线电或电子的部件或多部件系统的同时工作不会有不利影响。

#### 第HY.4152条 液压系统

(a)**设计** 液压系统必须按下列要求进行设计：

(1)液压系统及其元件，必须能承受液压载荷并加上预期的结构载荷而不产生屈服；

(2)对于提供两个或更多主要功能的每个液压系统，必须有向飞行机组指示系统内压力的装置；

(3)必须有手段来保证系统中任何部分的压力，包括瞬时（冲压）压力不会超过大于设计工作压力的安全限制，并防止所有管道中由于足够长时间的封闭，很可能产生液压油体积变化而引起的超压；

(4)最小设计破坏压力必须是工作压力的2.5倍。

(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，或

(2)蓄液箱是非增压的，并且所有这种非增压蓄液箱的总容积不大于0.946升（1美制夸脱）。

#### 第HY.4153条 气动系统

(a)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。

(b)可以用分析或分析和试验相结合的方法，来代替本条(a)或(b)要求的各项试验，条件是局方认为该方法与所要求的试验等效。

#### 第HY.4154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.4131条、第HY.4132条和第HY.4133条中相应的精度要求；

(2)垂直加速度传感器应刚性固定，其纵向位置在批准的飞机重心范围之内，就在这一范围前后或不超过飞机平均气动力弦的25％处；

(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)应备有音响或目视装置，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。

(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。为满足这一要求，该容器必须尽可能安装在后部，但不得装在冲击时尾吊发动机可能撞坏容器的部位。

(c)必须确定飞行记录器的空速、高度和航向读数同无人机控制系统上显示的相应读数（考虑修正系数）之间的相应关系。此关系必须覆盖无人机飞行的空速范围，无人机的高度限制范围和360°航向范围相互关系可在地面上用合适的方法确定。

(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)当民用航空规章的运行规则有要求时，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。

(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.4155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。

## 无人机电气系统

### 电气系统和设备

#### 第HY.4201条 总则

(a)电气系统容量 每个电气系统必须满足其预定的用途。此外，采用下列规定：

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

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

(b)功能 每个电气系统要符合下列要求：

(1)安装后的每个电气系统必须满足下列要求：

(i)对系统本身及其工作方式和对无人机其他部分的作用均没有危害；

(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)电力发电装置必须有一个过压保护装置，其设计和安装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℃（2,000°F）并保持5分钟，或者加热到由无人机证实是合理的较低温度时，安装在该防火墙后面并对连续安全运行必不可少的设备能令人满意地工作，且不会导致新的失火危害（产生进一步失火的危险）。

(e)外部电源 如果备有措施将外部电源接到无人机上，且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其他设备相连接，则必须有措施确保不兼容的外部电源，如反极性或逆相序的外部电源，不能向该无人机的电气系统供电。外部电源连接的位置必须确保其使用不会对无人机或地勤机组造成危险。该位置应对无人机结构不会造成不利影响。

(f)电磁环境 电气系统设计应防止静电，雷击和电磁环境（EME）危害。

#### 第HY.4202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)服役中很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，但是，如果类似的蓄电池和安装方法和使用经验业已表明，使单体蓄电池保持安全的温度和压力不存在问题，则除外。

(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，蓄电池必须有能力向持续安全飞行和着陆所必需的那些负载供电至少30分钟。该30分钟时间段包括了无人机机组成员为判明电源丧失并采取适当措施所需的时间。

#### 第HY.4203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.4204条 电气系统防火

(a)电气系统的每一部件必须满足第HY.3152条和第HY.3282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，在按本规章附件F的适用部分或其他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.4205条 总开关装置

(a)除本条(b)的情况外，无人机在地面上时必须有一个总开关装置，以便地面人员易于断开每一电源与配电系统的连接。

(b)负载电路可以连接成在总开关装置断开后仍然有电，如果：将这些电路隔离或在实物上加以遮蔽，以防其点燃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，并且；

(1)这些电路是发动机持续运行所需的，或

(2)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。

(3)此外，不得用两个或两个以上按本条(b)所安装的电路向一个大于5安培的负载供电。

(c)总开关或其控制装置必须安装成使机组成员容易辨认和接近。

#### 第HY.4206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.4207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。

### 灯

#### 第HY.4211条 滑行和着陆灯

如果设计有滑行和着陆灯，则每只滑行和着陆灯的设计和安装必须满足以下要求：

(a)滑行和着陆灯不会产生影响无人机运行安全的有害眩光；

(b)为所有预定的运行提供足够的光照；

(d)在任何构型下都不会导致失火危害。

#### 第HY.4212条 航行灯系统的安装

(a)总则 航行灯系统中的每一部分必须满足本条中的有关要求，并且整个系统必须满足第HY.4213条至第HY.4218条的要求。

(b)左和右航行灯 左和右航行灯必须由安装在无人机上的红灯和绿灯组成，其横向间距要尽可能大，并当无人机处于正常飞行姿态时，灯的光色为左红右绿。

(c)后航行灯 后航行灯必须是白灯，要尽可能向后地安装在尾部或每个机翼翼尖上。

(d)灯罩和滤色镜 每个灯罩或滤色镜都必须至少是阻燃的，在正常使用期间不得改变颜色或形状，也不得有任何明显的灯光透射损失。

(e)无人机在飞行中时，必须能够从无人机控制系统开启和关闭航行灯。

#### 第HY.4213条 航行灯系统二面角

(a)除本条(e)的规定外，安装的每个航行灯必须在本条规定的二面角内显示无间断的灯光。

(b)左二面角（L）由两个相交的垂直平面组成，当沿着无人机纵轴向前看时，一个平面与无人机纵轴平行，而另一个向左偏离第一个平面110°。

(c)右二面角（R）由两个相交的垂直平面组成，当沿着无人机纵轴向前看时，一个平面与无人机纵轴平行，而另一个向右偏离第一个平面110°。

(d)后二面角（A）由两个相交的垂直平面组成，当沿着无人机纵轴向后看时，这两个平面分别向左、向右偏离通过无人机纵轴的垂直平面各70°。

(e)如果根据第HY.4212条(c)尽可能向后安装的后航行灯，在本条(d)所定义的二面角A内不能显示出无间断的灯光，则在该二面角内允许有一个或几个被遮蔽的立体角，但其总和在下述圆锥体内不得超过0.04球面度，该圆锥体以后航行灯为顶点，母线与通过后航行灯的垂直线成30°夹角。

#### 第HY.4214条 航行灯灯光分布和光强

(a)总则 本条规定的光强必须用装有灯罩和滤色镜的新灯来测定。光强测定必须在光源发光达到稳定值后进行（该稳定值指光源在无人机正常工作电压时的平均输出光通）。每一航行灯灯光分布和光强必须满足本条(b)的要求。

(b)航行灯 航行灯的灯光分布和光强必须以左、右和后二面角范围内任一垂直平面内的最小光强和最大掺入光强表示，且必须满足下列要求：

(1)水平平面内的光强 水平平面（包含无人机纵轴并垂直于无人机对称平面的平面）内各范围的光强必须等于或大于第HY.4215条规定的相应值。

(2)任一垂直平面内的光强 任一垂直平面（垂直于水平平面的平面）内各范围的光强必须等于或大于第HY.4216条规定的相应值，其中，I为第HY.4215条中规定的该水平平面内相应角度的最小光强。

(3)相邻光源间的掺入光强 相邻光源间的任何掺入光强均不得超过第HY.4217条中规定的相应值，但是当主光束的光强远大于第HY.4215条和第HY.4216条中规定的最小值时，如果与主光束光强相比，掺入光强对主光源清晰度无不利影响，则可允许有更大的掺入光强。当左和右航行灯光强峰值大于100坎时，如果A区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的10％，B区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的2.5％，则前航行灯之间的掺入光强最大值可以超过第HY.4217条中规定的相应值。

(c)后航行灯安装 如果符合下列情况，则一个单独后航行灯可以安装在横向偏移无人机对称平面的某一位置：

(1)照射的最大锥体轴线在平飞中平行于飞行航迹；

(2)在灯的后部和最大照射轴线左、右各70°角平面之间无任何障碍。

#### 第HY.4215条 航行灯水平平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值：

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 二面角（相应灯光） | 自正前方向左或向右偏离纵轴的角度 | 光强（坎） |
| 左或右（红光或绿光） | 0°～10°  10°～20°  20°～110° | 40  30  5 |
| 后（后部白光） | 110°～180° | 20 |

#### 第HY.4216条 航行灯任一垂直平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值：

|  |  |
| --- | --- |
| 自水平平面向上或向下的角度 | 光强 |
| 0° | 1.00I |
| 0°～5° | 0.90I |
| 5°～10° | 0.80I |
| 10°～15° | 0.70I |
| 15°～20° | 0.50I |
| 20°～30° | 0.30I |
| 30°～40° | 0.10I |
| 40°～90° | 0.05I |

#### 第HY.4217条 航行灯的最大掺入光强

除第HY.4214条(b)(3)规定者外，航行灯掺入光强均不得超过下表规定的相应值：

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 掺 入 光 | 最大光强 | |
| A区（坎） | B区（坎） |
| 左二面角内的绿光 | 10 | 1 |
| 右二面角内的红光 | 10 | 1 |
| 后二面角内的绿光 | 5 | 1 |
| 后二面角内的红光 | 5 | 1 |
| 左二面角内的后部白光 | 5 | 1 |
| 右二面角内的后部白光 | 5 | 1 |

表中：

(a)A区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于10°但小于20°角的所有方向；

(b)B区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于20°角的所有方向。

#### 第HY.4218条 航行灯颜色规格

每一航行灯的颜色必须具有国际照明委员会规定的下列相应色度座标值：

(a)航空红色

“y”不大于0.335；

“z”不大于0.002；

(b)航空绿色

“x”不大于0.440－0.320y；

“x”不大于y－0.170；

“y”不小于0.390－0.170x；

(c)航空白色

“x”不小于0.300且不大于0.540；

“y”不小于“x－0.040”或“y。－0.010”，取小者；

“y”不大于“x＋0.020”，也不大于“0.636－0.400x”；

其中，“y。”为普朗克幅射器相对于所论“x”值的“y”座标值。

#### 第HY.4219条 防撞灯系统

(a)总则 无人机必须具有满足下列要求的防撞灯系统：

(1)由一个或几个经批准的防撞灯组成，其安装部位应使其发射的光线不损害航行灯的明显性；

(2)满足本条(b)至(f)的要求。

(b)作用范围 该系统必须有足够数量的灯，以照亮无人机周围重要的区域（从无人机的外部形态和飞行特性考虑）。其作用范围必须至少达到无人机水平平面上、下各75°范围内的所有方向，但是允许向后有总和不大于0.5球面度被遮蔽的立体角。

(c)闪光特性 该系统的布局，即光源数目、光束宽度、旋转速度以及其他特性，必须给出40至100次/分的有效闪光频率。有效闪光频率指从远处看到的整个无人机防撞灯系统的闪光频率。当系统有一个以上的光源时，对有效闪光频率的规定也适用于有重迭部分的灯光区。在重迭区内，闪光频率可以超过100次/分，但不得超过180次/分。

(d)颜色 防撞灯必须为航空红色或航空白色，且必须满足第HY.4218条的有关要求。

(e)光强 装上红色滤色镜（如使用时）测定并以“有效”光强表示的所有垂直平面内的最小光强，必须满足本条(f)的要求。必须采用下列关系式：



式中：

Ie为有效光强（坎）；

I(t)为作为时间的函数的瞬时光强；

t2-t1为闪光持续时间（秒）。

通常，选择t2和t1，使有效光强等于t2和t1时的瞬时光强，即可得到有效光强的最大值。

(f)防撞灯的最小有效光强 每个防撞灯的有效光强必须等于或大于下表规定的相应值：

|  |  |
| --- | --- |
| 自水平平面向上或向下的角度 | 有效光强（坎） |
| 0°～5° | 400 |
| 5°～10° | 240 |
| 10°～20° | 80 |
| 20°～30° | 40 |
| 30°～75° | 20 |

# 第五分部 无人机数据链路

#### 第HY.5001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。根据第六分部的要求，这种状态数据必须包括适当范围内的导航信息，对无人机机组人员命令的响应和设备操作参数。

#### 第HY.5002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.5003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)必须以防止电磁脆弱性（EMV）的方式保护每条指挥和控制数据链路。

(c)指令和控制数据链路电磁兼容性（EMC）必须符合第HY.4151条。

(d)指挥和控制数据链路系统必须符合第HY.4002条的要求。

(e)指挥和控制数据链路必须按照与审查机构同意的级别设计，以防止静电，雷电和电磁辐射危害。

#### 第HY.5004条 指挥和控制数据链路性能和检测

(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.7010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)对于每个命令和控制数据链路，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）中显示可视信息并向无人机机组提供警告提示。

#### 第HY.5005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，并且必须由审查当局同意。

#### 第HY.5006条 指挥和控制数据链路丢失策略

(a)考虑到第HY.4144条中规定的应急恢复能力，必须在无人机系统飞行手册中建立、批准和提出指挥和控制数据链路损失策略。

(b)命令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命令和控制数据链路。

(c)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.5007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，无人机天线边界必须与保持足够的链路预算相一致。

(b)必须在无人机系统飞行手册中说明遮蔽。

(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.5008条 指挥和控制数据链路切换功能

(a)执行将无人机命令和控制从一个数据链路信道传送到同一无人机地面控制站（UCS）内的另一个信道的操作称为“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)在切换过程中和在更换来自同一个UCS的数据链路时，无人机必须始终处于持续的正向控制之下，否则应表明没有正向控制不会导致不安全的情况。

# 第六分部 无人机地面指挥与控制站

## 总则

#### 第HY.6001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，以便由审查当局同意进行安全运行。

(c)当无人机地面控制站（UCS）在移动平台上使用时，审查机构可能会要求建立特殊条件。

(d)根据第HY.4002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.6002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.6003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.6004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.6005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.6006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发射开关，则这些开关必须在释放完成后从“发射”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.6007条 录音机

(a)无人机地面控制站（UCS）必须配备和安装审查机构同意的录音机，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，每个录音机的安装必须将本条(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，为录音机的操作提供最大的可靠性；

(2)应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)通用时间参考信号必须记录在录音机的特殊音轨上。

#### 第HY.6008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)数据记录仪的存储容量必须与最后三个飞行小时的记录兼容，或与要求进行认证的最大飞行时间兼容，取二者较低值。

(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.6009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排放。

#### 第HY.6010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）项的最低无人机地面控制站（UCS）电源必须在“无人飞行系统飞行手册”中说明。

#### 第HY.6011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.6101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)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格局范围内。

(C)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。

(d)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.6102条 部分时间数据显示

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部分时间显示必须表明不会产生不安全的情况。

#### 第HY.6103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)空速指示；

(2)气压高度和相关的高度表设置；

(3)航向或航迹；

(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.4141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.6102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.7002条至第HY.7005条确定的空速限制；

(2)侧滑角；

(3)大气静温度；

(4)一个速度警告装置，用于下列情况：按第HY.3015条(b)(4)和第HY.7002条(c)确定VMO/MMO和VD/MD的其他飞机，条件是VMO/MMO大于0.8VD/MD。当速度超过超过VMO＋6节或MMO＋0.01时，速度警告装置必须向无人机机组发出有效的音响警告（要与其他用途的音响警告有明显区别）。该警告装置的制造允差的上限不得超过规定的警告速度。该警告装置的下限必须设置成使骚扰性警告减至最少。当可以表明无人机被阻止达到这种速度时，该速度警告装置的需求或准确设置仍然可以考虑由飞行控制系统维持的高速保护的存在。

(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)无人机翻滚和俯仰姿态；

(7)垂直速度；

(8)时间（小时，分钟，秒）；

(9)导航系统状态；

(10)当多个无人机运行时，根据第HY.6502（b）条要求识别无人机；

(11)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.6104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，一个进气压力；

(c) 考虑到第HY.6102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.3242(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：

(α)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；

(β)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.6105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.6106条 电子数据显示

(a)电子数据显示系统必须满足如下要求：

(1)满足第HY.6101条所要求的布局和可见度；

(2)考虑到电子显示指示器使用寿命末期所预期的显示亮度，在工作站内可遇到的各种照明条件下易于识别。在第HY.7011条所要求的持续适航文件中，必须包括对该显示系统使用寿命的具体限制；

(3)包括为无人机机组提供易于理解的感官提示，并且；

(4)对本规章要求显示的每一参数，有对照第HY.6401条至第HY.6406条要求的仪表标记的目视显示，或有在出现不正常工作值或接近规定的限制值时告诫无人机机组的目视显示。

(b)电子显示系统，包括其子系统和安装，以及考虑其他无人机系统，必须设计成在出现任一单独失效或可能的失效组合后，仍有一个可向无人机机组提供持续安全飞行和着陆所必需信息的显示。

#### 第HY.6107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.5004条要求。

#### 第HY.6108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)对于仅用于将燃油转输到其他油箱的辅助油箱，如果其相对尺寸、转输燃油速率和使用说明足以满足下列要求，则不需要燃油油量数据：

(i)能防止溢出；

(ii)如果发生输油故障，能迅速给无人机机组成员以警告。

(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.6109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.4142(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。

对着陆标准斜率的确定应按照第HY.2112条中所定义的。

## 控制

#### 第HY.6201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。

#### 第HY.6202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.6203条 传统控制和指示器

(a)在采用传统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）上的传统指示器，应满足如下要求：

(1)当标记位于指示器的表面玻璃上时，有使表面玻璃与刻度盘盘面保持正面定位的措施；

(2)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。

(3)所有相关的指示器必须以相协调的单位校准。

#### 第HY.6204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.6205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.4141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.6206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)如果安装有燃油邮箱选择器，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.6207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。

#### 第HY.6208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.6209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.6210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；

(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.6211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。

#### 第HY.6212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.6213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.6214条 切断控制

(a)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。

(b)对于燃油切断控制器件，该要求追溯第HY.6206条内容。

(c)对于点火关断控制器件，该要求追溯第HY.6209条内容。

#### 第HY.6215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.4143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.6301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，用于警告信息（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.6302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.6303条 操作告警模式的降级

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.6304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Vmin 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.2601条(b)和第HY.2602条(a)(1)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Vmin 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.7203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.6305条 无人机控制指引模式

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.6306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）中必须有一个襟翼位置指示器。

#### 第HY.6307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.6308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.6309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.6310条 动力装置动力作动阀门指示器

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.6311条 切断阀门指示器

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.6312条 无人机电气系统警告和指示器

(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量。

(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.6313条 液压系统指示器

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.6314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.6315条 空速管加温指示器

如果为满足第HY.4131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.6316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.6317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.4106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.6318条 飞行航迹偏离警告

在开启第HY.4141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.6319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.6401条 总则

在第HY.7101(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.6402条 空速数据

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

(b)必须制作下列标记：

(1)对于不许超越速度VNE，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VS1，上限为第HY.7002条(b)所规定的最大结构巡航速度VNO；

(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VS0，上限为第HY.7004条所规定的襟翼展态速度VFE。

(c)如果VNE或VNO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.7002条(c)确定最大使用速度VMO/MMO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VMO/MMO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VMO/MMO，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VO。

#### 第HY.6403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.6404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.6405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，以便迅使而准确地指示滑油油量。

#### 第HY.6406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.4135条(b)(1)规定在校准的零读数处标示红线。

#### 第HY.6407条 控制器件标记

(a)无人机地面控制站（UCS）中每一控制、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.6205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.6408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的“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.7009条无人机运行或禁止飞机运行的运行类型。

## 其他

#### 第HY.6501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主动控制；

(c)在切换期间，无人机指挥与控制功能的移交必须得到认证机构的批准，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.6502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.6503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主动控制；

(c)在切换期间，无人机指挥与控制功能的移交必须得到认证机构的批准，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.6504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。

# 第七分部 使用限制和资料

#### 第HY.7001条 总则

(a)必须制定第HY.7002条至第HY.7010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.7101条至第HY.7205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.7002条 空速限制

(a)不许超越速度VNE必须按下述要求制定：

(1)不小于第HY.3015条所允许的VD最小值的0.9倍；

(2)不大于下列小者：

(i)按第HY.3015条确定的VD的0.9倍；

(ii)按第HY.2901条表明的最大速度的0.9倍。

(b)最大结构巡航速度VNO必须按下述要求制定：

(1)不小于第HY.3015条所允许的VC；

(2)不大于下列小者：

(i)第HY.3015条确定的VC；

(ii)本条(a)所确定的VNE的0.89倍。

(c)本条(a)和(b)不适用于涡轮发动机无人机，或按第HY.3015(b)(4)确定设计俯冲速度VD/MD的无人机。对于这些无人机，必须确定最大使用限制速度(VMO/MMO－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。VMO/MMO必须制定成不高于设计巡航速度VC/MC，并充分低于VD/MD和第HY.2901条表明的最大速度，使得飞行中极不可能无意中超过VD/MD和按第HY.2901条表明的最大速度。VMO/MMO和VD/MD之间的速度余量，或VMO/MMO与第HY.2901表明的最大速度之间的速度余量，不得小于按第HY.3015(b)确定的VC/MC和VD/MD之间的速度余量，或按第HY.2902条进行试飞时认为是必需的余量。

#### 第HY.7003条 使用机动速度

必须制定最大使用机动速度VO作为使用限制。VO是选定的速度不大于按第HY.3015(c)的规定确定。

#### 第HY.7004条 襟翼展态速度

(a)襟翼展态速度VFE的制定必须符合以下规定：

(1)不小于第HY.3019条(b)允许的VF的最小值；和

(2)不大于第HY.3019条(a)、(c)和(d)确定的VF。

(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.7005条 最小控制速度

必须将按第HY.2303条确定的最小控制速度VMC制定为使用限制。

#### 第HY.7006条 重量和重心

必须将按第HY.2002确定的重量和重心限制制定为使用限制。

#### 第HY.7007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** 除最大重量不超过2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机无人机外，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.3251条至第HY.3253条有关冷却规定时的最高外界大气温度。

#### 第HY.7008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.7009条所核准的运行类型。

#### 第HY.7009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.7010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.7011条 持续适航文件

申请人必须根据本部附录G编制局方可接受的持续适航文件。如果有计划保证在交付第一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。

## 标记和标牌

#### 第HY.7101条 总则

(a)无人机系统必须装有下列标记和标牌：

(1)第HY.7102条至第HY.7107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.7102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.7103条 磁航向指示器

(a)在磁航向指示器上或其近旁必须装有符合本条要求的标牌。

(b)标牌必须标明在发动机工作的平飞状态该仪表的校准结果。

(c)标牌必须说明在无线电接收机打开还是关闭的情况下进行上述校准。

(d)每一校准读数必须用增量不大于30°的磁航向角标示。

(e)如果非稳定磁航向指示器因电气设备工作会出现大于10°的偏差，则标牌必须标明有关电气负载，或那些负载的组合工作时能引起大于10°的偏差。

#### 第HY.7104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.7105条 使用限制标牌

(a)必须有地面机组人员能看清楚的具有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看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.7009条无人机运行或禁止无人机运行的运行类型。

#### 第HY.7106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。

#### 第HY.7107条 飞行机动标牌

(a)必须在地面机组人员前面能看清楚之处，设置一块标牌注明：“不准许做特技机动，包括尾旋在内”。

## 无人机飞行手册和批准的手册资料

#### 第HY.7201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.7202条至第HY.7205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

(1)除了本条(b)(2)规定的以外，无人机飞行手册中包含第HY.7202条至HY.7205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。

(2)包含有本条规定资料的无人机飞行手册的每一页，其式样必须不易被擦去、损坏或错放，能插入申请人提供的手册或者放进活页夹，或任何其他固定的装订夹内。

(c)飞行手册中所用的单位必须与相应的仪表和标牌上的标示所用的单位一样。

(d)除非另有规定，所有无人机飞行手册使用速度必须以指示空速表示。

(e)必须配备地面机组人员易于接近的合适的固定容器，用于存放飞机飞行手册。

(f)改版和修正 每个飞行手册必须有措施记录改版和正。

(g)如果无人机控制系统能够操作多个无人机，则必须在无人机系统飞行手册中说明无人机控制可以安全控制的最大无人机数量。此外，无人机系统飞行手册必须包含在具有此能力的同一无人机控制系统内进行无人机切换的程序

#### 第HY.7202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.6402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VA、Vo、VLE和VLO及其意义；

(b)**动力装置限制** 必须提供下列资料：

(1)第HY.7007条要求的限制；

(2)对限制的解释(当需要时)；

(3)按第HY.6404条至第HY.6406条的要求对仪表作标记所必需的资料。

(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)对正常类、实用类和特技类涡轮发动机无人机和正常类、实用类和特技类最大重量超过2,722公斤（6,000磅）活塞发动机无人机，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.2107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.2107条(b)(2)爬升要求的最大着陆重量。

(6)按第HY.3018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)**机动** 下列本条规定的经核准的机动、相应的空速限制和未经核准的机动：

(1)对于正常类无人机，未经核准的特技机动包括尾旋。

(f)**机动载荷系数** 必须提供正限制载荷系数，单位为g。

(g)**最小飞行机组** 按第HY.7008条确定的最小地面飞行机组的数量和职能。

(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.7010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)。

(p)**道面类型** 可能使用的道面类型的说明(见第HY.2101条(g)和第HY.7204条(a)(4)、(b)(2))

(q)**部署限制** 必须在无人机系统飞行手册中说明部署无人机控制系统、命令和控制数据链路，发射和着陆元件以及任何辅助系统所引起的所有限制。

(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)允许的配置（例如襟翼设置，运行的发动机数量...），

(3)正常和应急程序，

(4)在启用自动起飞和着陆系统之前必须能够维修的最低要求设备。

#### 第HY.7203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。

(b)对所有单发飞机，除本条(a)外，还必须按第HY.2110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)对于无人机，除本条(a)以及(b)或(c)两者之一外，还必须提供下述资料：

(1)按第HY.2104条(a)和(b)及第HY.2105条(a)和(b)进行正常起飞，随后按第HY.2108条和第HY.2109条(a)进行爬升的程序、速度和构型。

(2)由于发动机失效或其他原因放弃起飞的程序。

(d)对于表明符合第HY.4202条(g)(2)或(g)(3)的每架无人机，必须提供将电瓶从其充电电源断开的操作程序。

(e)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。

(f)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.7204条 性能资料

除非另有规定，必须提供第HY.2101条(b)要求的高度和温度范围内的性能资料。

(a)对于所有无人机，必须提供下列资料：

(1)在最大重量时按第HY.2102条襟翼收上状态确定的失速速度VS0和VS1，和直到60度坡度角对失速速度的影响；

(2)按第HY.2109条(a)确定的发动机工作定常爬升率和爬升梯度；

(3)按第HY.2112条确定的每一机场高度和标准温度的着陆距离和其有效的道面类型；

(4)按第HY.2101条(g)确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；

(5)跑道坡度、50％逆风分量和150顺风分量对着陆距离的影响；

(b)对于无人机，除本条(a)和(b)外,如果适用，还必须提供下列资料：

(1)按第HY.2105条确定的起飞距离和其有效的道面类型；

(2)按第HY.2101条(g)确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；

(3)跑道坡度、50％逆风分量和150%顺风分量对着陆距离的影响；

(4)对单发飞机，按第HY.2110条确定的滑翔性能。

#### 第HY.7205条 载重资料

必须提供下列载重资料：

(a)无人机在按第HY.2003条称重时，所装每项设备的重量和位置；

(b)对于按第HY.2003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.2002条确定的限制内。