

颁发专用条件征求意见稿

主题：UY-100 大型货运固定翼无人机系统专用条件

编号：

反馈意见截止期：自通知颁发的 10 个工作日

1.概述

本文用于征求公众对 UY-100 大型货运固定翼无人机系统专用条件的意见。

2.背景

依据《民用无人驾驶航空器系统适航审定管理程序》(AP-21-AA-2022-71)，哈尔滨哈飞航空工业有限责任公司向民航东北地区管理局递交 UY-100 大型货运固定翼无人机的型号合格证申请书。民航东北地区管理局于 2024 年 1 月 3 日受理了该项目，受理编号 NATC0200A。

UY-100 大型货运固定翼无人机系统由无人驾驶航空器以及与其有关的遥控站、指挥和控制链路等组成，是综合市场需求，以成熟有人机平台为基础，通过取消有人驾驶操纵体系，加装飞行控制与管理、测控、起降引导、地面控制等系统，研制的具备点对点运输功能的大型货运固定翼无人机系统。

UY-100 大型货运固定翼无人机系统具备昼、夜物资运输、应急和非正常构型的处置、自主起降、实时故障诊断及构型重构以及任务和航路重规划功能，具备优异的性能和良好的经济性。

UY-100 大型货运固定翼无人机系统的预期运行场景是人口稀疏区不载人隔离空域的点对点货物运输。

依据上述 UY-100 大型货运固定翼无人机系统的具体型号设计特征和预期用途及运行场景，根据 CCAR-92《民用无人驾驶航空器运行安全管理规则》第 92.327 条要求，制定本专用条件，作为 UY-100 大型货运固定翼无人机系统的型号合格审定基础。

3.适用范围

本专用条件适用于 UY-100 大型货运固定翼无人机系统。

4.专用条件草案

专用条件草案内容详见附录。

附录：UY-100 大型货运固定翼无人机系统专用条件

附录

UY-100 大型货运固定翼无人机系统
专用条件

目录

A 章总则.....	15
UY.1 适用范围及定义.....	15
UY.2 可接受的符合性方法.....	16
B 章飞行.....	17
总则.....	17
UY.21 符合性证明.....	17
UY.23 载重分布限制.....	17
UY.25 重量限制.....	18
UY.29 空重和相应的重心.....	18
UY.31 可卸配重.....	19
UY.33 螺旋桨转速和桨距限制.....	19
性能.....	20
UY.45 总则.....	20
UY.49 失速速度.....	21
UY.50 最低示范速度.....	21
UY.51 起飞速度.....	21
UY.53 起飞性能.....	22
UY.63 爬升：总则.....	22
UY.65 爬升：全发工作.....	22
UY.66 起飞爬升：一台发动机不工作.....	23
UY.67 爬升：一台发动机不工作.....	23
UY.69 航路爬升/下降.....	24
UY.73 参考着陆进场速度.....	24
UY.75 着陆距离.....	24
UY.77 中断着陆.....	25
飞行特性.....	25
UY.141 总则.....	25
操控和机动性.....	26
UY.143 总则.....	26
UY.145 纵向操纵.....	26
UY.147 航向和横向操纵.....	28
UY.149 最小操纵速度.....	28
UY.157 滚转率.....	29
配平.....	30

UY.161 配平	30
稳定性	31
UY.171 稳定性	31
UY.173 纵向静稳定性	31
UY.177 航向和横向静稳定性	31
失速	32
UY.201 机翼水平失速	32
UY.203 在机翼水平和转弯飞行中的失速保护	32
地面控制特性	32
UY.231 地面纵向稳定性和操控	32
UY.233 地面航向稳定性和操控	32
其他飞行要求	33
UY.251 振动和抖振	33
UY.253 高速特性	33
UY.254 结冰条件下飞行	34
C 章结构	35
总则	35
UY.301 载荷	35
UY.303 安全系数	35
UY.305 强度和变形	35
UY.307 结构验证	36
飞行载荷	36
UY.321 总则	36
UY.331 对称飞行情况	36
UY.333 飞行包线	36
UY.334 飞行包线保护	38
UY.335 设计空速	39
UY.337 限制机动载荷系数	40
UY.341 突风载荷系数	40
UY.343 设计燃油载重	41
UY.345 增升装置	41
UY.347 非对称飞行情况	42
UY.349 滚转情况	42
UY.351 偏航情况	43
UY.361 发动机扭矩	43
UY.363 发动机架的侧向载荷	43
UY.367 发动机失效引起的非对称载荷	44

UY.371 陀螺和气动载荷	44
操纵面和操纵系统载荷	45
UY.391 操纵面载荷	45
UY.393 平行于铰链线的载荷	45
UY.395 操纵系统载荷	45
UY.397 限制操纵力与扭距	46
UY.405 辅助操纵系统	46
UY.407 配平调整片的影响	46
UY.409 调整片	46
UY.415 地面突风情况	46
水平安定和平衡翼面	48
UY.421 平衡载荷	48
UY.423 机动载荷	48
UY.425 突风载荷	49
UY.427 非对称载荷	50
垂直翼面	50
UY.441 机动载荷	50
UY.443 突风载荷	50
副翼	51
UY.455 副翼	51
地面载荷	52
UY.471 总则	52
UY.473 地面载荷情况和假定	52
UY.477 起落架布置	53
UY.479 水平着陆情况	53
UY.481 尾沉着陆情况	54
UY.483 单轮着陆情况	54
UY.485 侧向载荷情况	54
UY.493 滑行刹车情况	54
UY.499 前轮补充情况	55
UY.507 千斤顶载荷	55
UY.509 牵引载荷	56
疲劳评定	57
UY.572 机翼、尾翼和相连结构	57
UY.575 检查及其它方法	57
D 章设计与构造	58
UY.601 总则	58

UY.603 材料和工艺质量	58
UY.605 制造方法	58
UY.607 紧固件	58
UY.609 结构保护	59
UY.611 可达性措施	59
UY.613 材料的强度性能和设计值	59
UY.619 特殊系数	60
UY.621 铸件系数	60
UY.623 支承系数	61
UY.625 接头系数	62
UY.627 疲劳强度	62
UY.629 颤振	62
机翼	63
UY.641 强度符合性的证明	63
操纵面	63
UY.651 强度符合性的证明	63
UY.655 安装	64
UY.657 铰链	64
UY.659 质量平衡	64
操纵系统	64
UY.671 总则	64
UY.673 主/辅助飞行操纵器件	64
UY.675 止动器	64
UY.677 配平系统	65
UY.679 操纵系统锁	65
UY.681 限制载荷静力试验	66
UY.683 操作试验	66
UY.685 操纵系统的细节设计	66
UY.689 钢索系统	67
UY.693 关节接头	67
UY.701 襟翼的交连	68
UY.703 起飞警告系统	68
起落架	68
UY.721 总则	68
UY.723 减震试验	69
UY.725 限制落震试验	69
UY.727 储备能量吸收落震试验	70

UY.731 机轮	71
UY.733 轮胎	71
UY.735 刹车	71
UY.745 前轮操纵	72
装货设施	72
UY.783 舱门	72
UY.787 有效载荷舱或货舱	73
防火	73
UY.855 货舱和设备舱防火	73
UY.863 可燃液体的防火	73
UY.865 飞行操纵系统、发动机架和其它飞行结构的防火	74
闪电评定	74
UY.867 电气搭铁和闪电与静电防护	74
其它	75
UY.871 定无人机水平的设施	75
E 章动力装置	76
总则	76
UY.901 安装	76
UY.903 发动机	76
UY.905 螺旋桨	78
UY.907 螺旋桨振动和疲劳	79
UY.925 螺旋桨的间距	80
UY.929 发动机安装的防冰	80
UY.933 反推力系统	80
UY.937 涡轮螺旋桨阻力限制系统	81
UY.939 动力装置的工作特性	81
UY.943 负加速度	81
燃油系统	82
UY.951 总则	82
UY.953 燃油系统的独立性	82
UY.954 燃油系统的闪电防护	82
UY.955 燃油流量	83
UY.959 不可用燃油量	83
UY.961 燃油系统在热气候条件下的工作	84
UY.963 燃油箱	84
UY.965 燃油箱试验	84
UY.967 燃油箱安装	85

UY.969 燃油箱的膨胀空间	85
UY.971 燃油箱沉淀槽	86
UY.973 油箱加油口接头	86
UY.975 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放	86
UY.977 燃油箱出油口	87
UY.991 燃油泵	87
UY.993 燃油系统导管和接头	88
UY.995 燃油阀和燃油控制器	88
UY.997 燃油滤网或燃油滤	88
UY.999 燃油系统放液嘴	89
滑油系统	90
UY.1011 总则	90
UY.1013 滑油箱	90
UY.1015 滑油箱试验	91
UY.1017 滑油导管和接头	91
UY.1019 滑油滤网或滑油滤	91
UY.1021 滑油系统放油嘴	92
UY.1023 滑油散热器	92
冷却	92
UY.1041 总则	92
UY.1043 冷却试验	93
UY.1045 涡轮发动机飞机的冷却试验程序	93
进气系统	94
UY.1091 进气	94
UY.1093 进气系统的防冰	94
UY.1103 进气系统管道	95
UY.1111 涡轮发动机的引气系统	95
排气系统	95
UY.1121 总则	95
UY.1123 排气系统	96
动力装置的操纵器件和附件	96
UY.1141 动力装置的操纵器件：总则	96
UY.1163 动力装置附件	96
UY.1165 发动机点火系统	97
动力装置的防火	97
UY.1181 指定火区的范围	97
UY.1182 防火墙后面的短舱区域	98

UY.1183 导管、接头和部件	98
UY.1189 切断措施	98
UY.1191 防火墙	99
UY.1193 发动机罩及短舱	100
UY.1195 灭火系统	101
UY.1197 灭火剂	101
UY.1199 灭火瓶	101
UY.1201 灭火系统材料	102
UY.1203 火警探测系统	102
F 章设备	103
总则	103
UY.1301 功能和安装	103
UY.1303 飞行和导航测量设备	103
UY.1306 电子和电气系统闪电防护	104
UY.1308 高强辐射场(HIRF)防护	104
UY.1309 设备、系统及安装	105
设备安装	106
UY.1323 空速测量系统	106
UY.1325 静压测量装置	106
UY.1327 磁航向测量系统	108
UY.1329 飞行控制系统	108
UY.1337 动力装置仪表安装	109
电气系统和设备	109
UY.1351 总则	109
UY.1353 蓄电池的设计和安装	111
UY.1357 电路保护装置	112
UY.1359 电气系统防火	113
UY.1361 总开关装置	113
UY.1365 电缆和设备	113
UY.1367 开关	114
灯	114
UY.1383 着陆灯和滑行灯	114
UY.1385 航行灯系统的安装	114
UY.1387 航行灯系统二面角	115
UY.1389 航行灯灯光分布和光强	115
UY.1391 航行灯水平平面内的最小光强	117
UY.1393 航行灯任一垂直平面内的最小光强	117

UY.1395 航行灯的最大掺入光强	117
UY.1397 航行灯颜色规格	118
UY.1401 防撞灯系统	119
安全设备	120
UY.1412 紧急回收能力	120
UY.1416 气压式除冰套系统	121
UY.1419 防冰	121
UY.1431 电子设备	122
UY.1435 液压系统	122
UY.1437 多发飞机的附件	123
UY.1438 增压系统元件和气动系统	123
UY.1459 无人机机载飞行记录器	124
UY.1461 含高能转子的设备	125
UY.1490 自动起飞系统-自动着陆系统—总则	125
UY.1492 自动起飞系统-自动着陆系统—手动中止功能	126
UY.1494 自动滑跑系统	127
G 章使用限制和资料	128
UY.1501 总则	128
UY.1505 空速限制	128
UY.1507 使用机动速度	128
UY.1511 襟翼展态速度	128
UY.1513 最小操纵速度	129
UY.1519 重量和重心	129
UY.1521 动力装置限制	129
UY.1525 运行类型	129
UY.1527 最大使用高度	130
UY.1529 持续适航文件	130
标记和标牌	132
UY.1541 总则	132
UY.1557 其他标记和标牌	132
UY.1559 使用限制标牌	133
UY.1561 安全设备	133
无人机系统飞行手册和批准的手册资料	133
UY.1581 总则	133
UY.1583 使用限制	134
UY.1585 使用程序	136
UY.1587 性能资料	138

UY.1589 载重资料	138
UY.1591 指挥和控制链路信息	139
H 章指挥和控制链路	140
UY.1701 总则	140
UY.1703 指挥和控制链路架构	140
UY.1705 电磁抗干扰和电磁兼容性	140
UY.1707 指挥和控制链路切换	140
UY.1709 指挥和控制链路性能和监控	141
UY.1711 指挥和控制链路延迟	141
UY.1713 指挥和控制链路丢失策略	141
UY.1715 指挥和控制链路天线遮蔽	142
UY.1717 指挥和控制链路防劫持	142
J 章遥控站	143
总则	143
UY.1901 总则	143
UY.1903 遥控站基础设施	143
UY.1905 无人机机组工作场所	143
UY.1907 最小无人机机组	143
UY.1909 无人机机组工作场所灯	144
UY.1911 通信系统	144
UY.1913 语音记录器	145
UY.1915 遥控站数据记录	145
UY.1917 无人机遥控站电气系统	146
UY.1919 遥控站电源	146
UY.1921 任务规划	146
控制站数据显示	146
UY.1923 布局和可见度	146
UY.1925 非全时数据显示	147
UY.1927 飞行和导航数据	147
UY.1929 动力装置数据	148
UY.1933 指挥和控制链路信息显示、告警和指示器	149
UY.1935 燃油油量数据	149
UY.1937 自动起飞或着陆系统数据	150
控制	150
UY.1939 总则	150
UY.1941 安全关键控制装置	150
UY.1943 常规控制和指示器	151

UY.1945 控制器件的动作和表现	151
UY.1947 遥控站飞行控制	151
UY.1949 燃油控制	152
UY.1953 发动机控制	152
UY.1955 点火开关	152
UY.1959 螺旋桨转速和桨距的控制	152
UY.1961 螺旋桨顺桨控制	152
UY.1963 涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定	152
UY.1965 切断控制	153
UY.1967 自动起飞系统或自动着陆系统的“中止”控制	153
指示与告警	153
UY.1969 告警、戒备和提示信息颜色代码	153
UY.1971 无人机系统状态监控	153
UY.1973 工作模式降级的告警	154
UY.1975 低速警告	154
UY.1977 无人机控制模式指示	154
UY.1979 襟翼位置指示	155
UY.1983 燃油泵警告	155
UY.1987 蓄电池放电警告	155
UY.1991 气压式除冰套系统指示	155
UY.1993 无人机电气系统警告和指示	155
UY.1995 液压系统指示	155
UY.1997 防火警告	156
UY.1999 空速管加温指示器	156
UY.2001 遥控站配电指示器	156
UY.2003 飞行控制系统锁警告	156
UY.2005 飞行航迹偏离警告	156
UY.2007 无人机安全状态指示	156
信息、标记和标牌	157
UY.2009 总则	157
UY.2011 空速指示	157
UY.2013 磁航向或航迹数据	157
UY.2015 动力装置数据	157
UY.2021 控制器件标记	158
UY.2023 使用限制指示	158
其他	158
UY.2025 无人机在两台遥控站中切换	158

UY.2027 多无人机的指挥和控制	159
UY.2029 无人机在同一遥控站中切换	159
UY.2031 多无人机监控	159
附件 A 基本着陆情况	161
附件 B 机轮起旋载荷	163

A 章总则

UY.1 适用范围及定义

(a) 本专用条件适用于 UY-100 大型货运固定翼无人机系统，并作为该型号设计批准的适航标准；

(b) 以下定义适用于本专用条件：

(1) UY-100 大型货运固定翼无人机系统是指由无人驾驶航空器以及与其有关的遥控站、指挥和控制链路等组成的系统。本专用条件中 UY-100 大型货运固定翼无人机系统简称为无人机系统，无人驾驶航空器简称为无人机；

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

(c) 本专用条件内“ V_{s0} ”定义为襟翼在着陆构型的失速速度；

(d) 本专用条件内对“飞行阶段”定义及划分如下：

(1) 地面：

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

(ii) 起飞前滑行：从停机位滑出至跑道起飞位的过程；

(iii) 着陆后滑行：从着陆结束滑入至停机位的过程。

(2) 起飞：从起飞位开始滑跑至达到起飞安全高度 15 米(50 英尺)的过程；

(3) 爬升：从起飞安全高度 15 米(50 英尺)开始至达到巡航高度的过程；

(4) 巡航：从开始巡航至开始下降的过程。(不超过最大巡航高度)；

(5) 下降：从巡航高度下降至进场高度 450 米(1476 英尺)的过程；

(6) 进近：从进场高度下滑至着陆安全高度 15 米(50 英尺)的过程，包括放襟翼、并建立着陆下滑姿态；

- (7) 着陆：从着陆安全高度 15 米(50 英尺)至着陆结束的过程；
- (8) 全部阶段：包括以上(1)-(7)所有阶段；
- (9) 复飞：特殊飞行阶段，指从发出复飞指令至无人机加速爬升到 450 米(1476 英尺)的过程，包括无人机拉起、改起飞功率、收襟翼等。

UY.2 可接受的符合性方法

- (a) 申请人采用局方可接受的符合性方法表明对本专用条件的符合性。局方可接受的符合性方法包括公认标准和局方接受的其他标准；
- (b) 申请人按局方规定的格式和方式提交符合性方法。

B 章飞行

总则

UY.21 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%	

UY.23 载重分布限制

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

(b) 载重分布应考虑如下方面：

- (1) 经确定及认可的任何载重构型(考虑到部分或完全的安装状态)；
- (2) 任何消耗性的有用载重(例如燃油，有效载重)；

(3)上述载重的极限状态，再加上某些特殊或替代载重最关键的组合形式。

(c)载重分布不允许超过：

(1)由申请者选定的载重极限；

(2)结构验证极限；

(3)与本章每一个适用的飞行要求相符合的极限状态。

UY.25 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，即表明符合本规章每项适用的结构载荷情况(除了那些符合设计着陆重量的以外)的最重的重量；

(iii)表明符合每项适用的飞行要求的最重的重量。

(2)最大重量不小于下列情况时的重量：

(i)滑油箱装满，且燃油量至少足以供给发动机在最大连续功率下工作半小时；

(ii)燃油箱及滑油箱装满。

(b)最小重量必须制定最小重量(表明符合本规章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 UY.29 确定的空重；

(2)在最大连续功率下工作半小时所需要的燃油量。

UY.29 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 UY.959 条确定的不可用燃油；
- (3)全部工作液体，包括下列各项：
 - (i)滑油；
 - (ii)液压油；
 - (iii)机上系统正常工作所需的其他液体。

(b)确定空重时的无人机状态必须是明确定义的并易于再现。

UY.31 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 UY.1557 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。

UY.33 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)带有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨此类螺旋桨必须符合下列规定：
 - (1)具有一种装置，在调速器工作时将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速；
 - (2)在调速器不工作时，当桨叶处于可能的最小桨距位置、发动机为起飞进气压力、无人机静止且无风时，满足下列之一。
 - (i)具有一种装置，能将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速的 103%，
或
 - (ii)具有一种装置，对经批准可以超速的发动机，能将发动机和螺旋桨的最大转速限制在不超过经批准的最大超转转速。

性能

UY.45 总则

- (a)除非另有规定，必须按以下条件满足本章的性能要求：
- (1)静止空气和标准大气条件；
 - (2)外界大气条件。
- (b)确定性能数据必须不少于下列条件范围：
- (1)机场高度从海平面到 3,048 米(10,000 英尺)；和
 - (2)温度从标准温度至标准温度以上 30°C。
- (c)确定性能数据必须使控制发动机冷却空气供应的装置处于 UY.1041 条至 UY.1045 条要求的冷却试验所用的位置；
- (d)可用推进力必须与不超过批准的功率扣除下列损失后的发动机功率相对应：
- (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及辅助装置所吸收的功率(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°C(50°F)时的 34%。
- (f)在确定起飞和着陆距离时，改变无人机的构型、速度和功率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)下列相关距离必须在平坦、干燥和硬质的道面上确定：
- (1)UY.53 条(b)的起飞距离；
 - (2)UY.75 条的着陆距离。

UY.49 失速速度

(a) V_{S0} 和 V_{S1} 是在下列状态下的失速速度，以节计(校准空速)：

- (1)在失速速度下推力不大于零；
- (2)螺旋桨处于起飞位置；
- (3)无人机处于 V_{S0} 和 V_{S1} 试验时所处状态；
- (4)重心处于导致最大 V_{S0} 和 V_{S1} 值时的位置；
- (5)重量为以 V_{S0} 和 V_{S1} 作为因素来确定是否符合所要求的性能标准时采用的重量。

(b) V_{S0} 和 V_{S1} 必须由飞行试验来确定，用 UY.201 条规定的程序并满足该条飞行特性要求。

UY.50 最低示范速度

如果失速速度不能通过飞行试验进行表明，则将可以考虑“最低示范速度”。

(a)最低示范速度 $V_{\min \text{ DEMO}}$ 是申请人通过飞行测试证明的最低速度，同时可能调整或禁止飞行控制保护功能，使用 UY.201 规定程序并满足该条飞行特性的要求；

(b)最低示范速度 $V_{\min \text{ DEMO}}$ 必须小于 UY.334 中定义的飞行控制系统认定下的飞行包线保护允许的最小稳态飞行速度(起飞和着陆除外)的 r 倍。 r 不得高于 0.95，并与审定机构商定。

UY.51 起飞速度

(a)抬前轮速度 V_R 是飞行控制系统发出指令想使无人机升离道面的速度， V_R 必须不小于 $1.05V_{MC}$ 或 $1.10V_{S1}$ 中的大者；

(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下列中大者：

- (1)在包括紊流和临界发动机完全失效的所有合理预期情况下，表明能继续安全飞行的速度；
- (2)1.1V_{MC}；或
- (3)1.20V_{S1}。

UY.53 起飞性能

- (a)起飞距离按本条(b)的规定确定，并用 UY.51 条(a)和(b)规定的速度；
- (b)起飞并爬升到高于起飞表面 15 米(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)每台发动机为起飞功率；
 - (2)襟翼为起飞位置。

UY.63 爬升：总则

- (a)必须按下列规定表明符合 UY.65 条、UY.66 条、UY.67 条、UY.69 条和 UY.77 条的要求：
 - (1)无地效；和
 - (2)不小于演示符合 UY.1041 条至 UY.1045 条的动力装置冷却试验时的速度；和
 - (3)除非另有规定，一发不工作，坡度不超过 5 度。
- (b)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 UY.65 条以及 UY.67 条(a)和(b)的适用部分，和
 - (2)对着陆为 UY.67 条(b)的适用部分和 UY.77 条。

UY.65 爬升：全发工作

起飞后必须至少具有 4%的定常爬升梯度：

- (a)每台发动机为起飞功率；

- (b)襟翼处于起飞位置；和
- (c) 爬升速度不小于 $1.1V_{MC}$ 和 $1.2V_{SI}$ 中之大者。

UY.66 起飞爬升：一台发动机不工作

必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度、温度内确定定常爬升或下滑梯度：

- (a)临界发动机不工作，螺旋桨处于快速和自动设定的位置；
- (b)其余发动机为起飞功率；
- (c)襟翼处于起飞位置；
- (d)机翼水平；和
- (e)爬升速度等于按第 UY.53 条演示在 15 米(50 英尺)时达到的速度。

UY.67 爬升：一台发动机不工作

(a)在下列条件下，起飞表面以上 122 米(400 英尺)时的定常爬升梯度必须为可测的
正值：

- (1)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (2)其余发动机为起飞功率；
- (3)襟翼处于起飞位置；和
- (4)爬升速度等于按 UY.53 条演示在 15 米(50 英尺)时达到的速度。

(b)在下列条件下，高于起飞或着陆表面(适用时)457 米(1,500 英尺)时的定常爬升梯度不少于 0.75%：

- (1)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (2)其余发动机不超过其最大连续功率；
- (3)襟翼处于收上位置；和
- (4)爬升速度不小于 $1.2V_{SI}$ 。

UY.69 航路爬升/下降

(a) 双发工作

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) 每台发动机不超过最大连续功率；
- (2) 襟翼收上；和
- (3) 爬升速度不小于 $1.3V_{SI}$ 。

(b) 一台发动机不工作

必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度和外界温度下确定定常爬升/下降梯度和爬升/下降率：

- (1) 临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (2) 其余发动机不超过最大连续功率；
- (3) 襟翼收上；和
- (4) 爬升速度不小于 $1.2V_{SI}$ 。

UY.73 参考着陆进场速度

参考着陆进场速度 V_{REF} ，不得小于按 UY.149(c) 条确定的 V_{MC} 和 $1.3V_{S0}$ 中之大者。

UY.75 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 UY.73 条确定的 V_{REF} 定常进场下降到 15 米(50 英尺)的高度；且申请方必须为定常进场过程选定下降梯度(称为标准下降梯度)，直到下降到 15 米(50 英尺)的高度；

- (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、海豚运动或水上打转的倾向；
- (d)在最大着陆重量或对应于 UY.63 条(b)(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 UY.77 条的中断着陆状态；
- (e)刹车的使用不得导致轮胎或刹车的过度磨损；
- (f)可以使用除机轮刹车以外符合下列条件的其他减速手段：
 - (1)安全可靠；
 - (2)使用时能在服役中获得始终如一的效果。

UY.77 中断着陆

在下列条件下，必须能够保持至少 2.5%的定常爬升梯度：

- (a)发动机功率不大于将功率杆从 UY.75(a)条相应功率开始移动后 8 秒时的可用功率；
- (b)襟翼处于着陆位置；和
- (c)爬升速度等于 UY.73 条定义的 V_{REF} 。

飞行特性

UY.141 总则

在不超过 UY.1527 条规定的最大使用高度下，无人机在申请合格审定的所有实际的载荷条件和使用高度上必须满足第 UY.143 条至 UY.254 条的各项要求，且操控员不需要特殊技巧或警觉性。

操控和机动性

UY.143 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) 着陆。

(b) 必须能从一种飞行状态平稳地过渡到另外一种飞行状态(包括转弯和侧滑)，并在任何可能的使用条件下(包括无人机在正常使用中可能遇到的任何发动机突然发生故障)没有超过限制载荷系数的危险。

UY.145 纵向操纵

(a) 无人机尽可能配平于 $1.3V_{S1}$ ，在低于配平速度的速度下，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) 每台发动机均为最大连续功率；
- (2) 保持在初始状态下平飞所需的功率，和
- (3) 襟翼在收起位置和放下位置。

(b) 在下述机动中，瞬态响应必须是平稳、收敛的，并以相对于目标飞行路径的最小过冲来展示其阻尼特性：

- (1) 襟翼在收起位置，无人机尽可能配平于 $1.4V_{S1}$ 。尽快放下襟翼，使空速从 $1.4V_{S1}$ 变化到 $1.4V_{S0}$ ，发动机功率保持在初始状态下平飞所需的功率；
- (2) 襟翼在放下位置，发动机功率为 UY.75(a)条中标准下降梯度相应的功率，无人机尽可能配平于 $1.3V_{S0}$ 。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 $1.3V_{S0}$ 变化到 $1.3V_{S1}$ ；
- (3)襟翼在放下位置，水平飞行，功率为在 $1.1V_{S0}$ 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 $1.1V_{S1}$ 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)发动机功率为 UY.75(a)条中标准下降梯度相应的功率，襟翼在收起位置，无人机尽可能配平于 $1.4V_{S1}$ ，迅速施加起飞功率同时保持相同空速；
- (5)发动机功率为 UY.75(a)条中标准下降梯度相应的功率，襟翼在放下位置，无人机尽可能配平于 V_{REF} ，获得并保持空速在 $1.1V_{S0}$ 和 $1.7V_{S0}$ 或 V_{FE} (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 V_{FE} ，尽可能快的收起襟翼同时保持空速不变。
- (c)在空速超过 V_{MO} 直到 UY.251 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)发动机功率为 UY.75(a)条中标准下降梯度相应的功率，襟翼在放下位置时的下滑期间，必须有可能维持不大于 V_{REF} 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，必须有可能操纵无人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。对于 (e)(1)和(e)(2)所述的状态，上述要求也应满足：
- (1)不使用纵向主操纵；

(2)不使用航向主操纵系统。

UY.147 航向和横向操纵

(a)无人机在保持机翼 5° 以内水平时，必须能安全地向左右突然改变航向。必须在下列条件下演示在 $1.4V_{S1}$ 改变航向直到 15°

(1)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(2)其余发动机处于最大连续功率状态；

(3)襟翼在收上位置；

(b)在临界发动机突然完全失效时，必须能对无人机完全控制而不超过 45° 坡度，且不会达到危险的姿态或遇到危险的特性，无人机在开始是配平的并处下列状态：

(1)全部发动机在最大连续功率状态；

(2)襟翼在收起位置；

(3)速度等于已表明符合 UY.69 条(a)的速度；和

(4)所有螺旋桨操纵处于已表明符合 UY.69 条(a)的位置。

(c)在任何全发构型和经批准的使用包线内的任何速度任何高度下，无人机必须表明不用主横向操纵系统就可安全操纵。还必须表明无人机的飞行特性不会削弱到低于允许继续安全飞行所必要的水平和保持合适姿态可控着陆的能力，并且不超出无人机的运行和结构限制。

UY.149 最小操纵速度

(a) V_{MC} 是校正空速，在该速度，当临界发动机突然停车时，能在该发动机继续停车情况下保持对无人机的控制，在相同的速度下维持坡度不大于 5° 的直线飞行。

用于模拟临界发动机失效的方法，必须体现在服役中预期的对控制最临界的动力装置失效模式；

(b)起飞 V_{MC} 不得超过 $1.2V_{S1}$ ，该 V_{S1} 是在最大起飞重量下确定的。确定 V_{MC} 必须

在最不利的重量和重心位置，无人机离地，地面效应可忽略，起飞构型如下：

- (1)全部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)无人机必须在下述着陆构型下满足本条(a)的规定：

- (1)初始时全部发动机在最大可用起飞功率；
- (2)无人机配平在进场状态，全发工作，以 V_{REF} 速度，以演示第 UY.75 条着陆距离用的最陡梯度进场；
- (3)襟翼在着陆位置；
- (4)所有螺旋桨操纵处于全发工作进场时的推荐位。

(d)在 V_{MC} ，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。

UY.157 滚转率

(a)起飞必须能使用有利的操纵组合，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：

时间为：
$$\frac{W + 230}{590} \left(\frac{W + 500}{1300} \right)$$
 秒，但不大于 10 秒。式中 W 为无人机重量，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飞机得到满足：

- (1)襟翼在起飞位置；
- (2)临界发动机不工作，其螺旋桨在最小阻力位置，其余发动机为最大起飞功率；
- (3)在直线飞行情况下，飞机在 $1.2V_{S1}$ 或 $1.1V_{MC}$ 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操纵组合，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：

时间为：
$$\frac{W + 1270}{1000} \left(\frac{W + 2800}{1300} \right)$$
秒，但不大于 7 秒。式中 W 为无人机重量，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)全部发动机在 3°进场相应功率；
- (3)无人机在 V_{REF} 速度上配平。

配平

UY.161 配平

(a)飞行控制系统必须对无人机进行配平，并保证动力学特性和安全裕度不会受到危机；

(b)横向和航向配平无人机的襟翼收上，并在下列条件下平飞时必须能保持横向和航向配平：速度为从 $1.4V_{S1}$ 到 V_H 或 V_{MO} 取小值的所有速度；

(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 UY.65 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 UY.69 条所要求的爬升性能时的构型和速度。
- (2)襟翼收上，速度从 V_H 和 V_{MO} 中的小值到 $1.4V_{S1}$ 的所有速度下水平飞行；
- (3)襟翼收上，以 V_{MO} 慢车功率下降；
- (4)以 UY.75 条着陆距离所用的标准梯度进场；

(i)襟翼收上，速度为 $1.4V_{S1}$ ；

(ii)襟翼在着陆位，速度为 V_{REF} ；和

(d)此外，在下列条件下，在符合 UY.67 条中航路爬升所用的速度下，无人机必须能保持纵向和航向配平：

(1)临界发动机不工作，其螺旋桨在最小阻力位置；

(2)其余发动机处于最大连续功率；

(3)襟翼在收上位置；和

(4)无人机坡度不大于 5° 。

稳定性

UY.171 稳定性

(a)由包含了所有降级工作状态的飞行控制系统所增强的无人机，必须在服务过程中任何可能遇到的情况下，在任何审查要求的重量与重心组合模式下，都能够保证纵向、航向和横向的稳定；

(b)在不同的飞行状态和飞行模式间进行转换时，所有轴的瞬态响应必须是平稳、收敛的，并以相对于目标飞行路径的最小过冲来展示其阻尼特性。

UY.173 纵向静稳定性

在申请合格审定的整个高度范围和使用包线内，对相应于起飞、爬升、巡航、进场和着陆构型的任一襟翼构型和功率状态，必须表明：无人机的升降舵行程和俯仰姿态必须随着速度的变化而变化，且具有稳定的梯度。

UY.177 航向和横向静稳定性

在速度为 $1.2V_{S1}$ 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，副翼和方向舵的行程，必须随着侧滑角的增加而稳定地增加(但不必是线性的)，直到与无人机相适应的最大侧滑角值。伴随侧滑必须有

足够的坡度，以保持原来的航向。

失速

UY.201 机翼水平失速

- (a)对无人机任一相关的襟翼构型必须进行飞行试验，在机翼水平直线飞行，发动机处于慢车位置，最合适的重量与重心组合，同时以大约每秒一节的减速率降低速度，直到 $V_{\min \text{ DEMO}}$ ，没有失速趋势；
- (b)这些飞行试验可在调整或约束飞行控制保护功能的同时进行。

UY.203 在机翼水平和转弯飞行中的失速保护

- (a)对无人机任一相关的襟翼构型必须进行飞行试验，在机翼水平直线飞行和以飞行控制保护功能允许的最大倾斜角度转弯飞行，最不利的重量、重心及动力设置组合，同时根据每一相关的飞行控制模式突然降低速度指令；
- (b)在飞行试验中，需演示：
 - (1)所达到的稳定速度，应保持大于或等于由飞行控制系统保持的飞行包线保护所允许的最小稳态飞行速度(起飞及着陆除外)；
 - (2)没有不安全特性发生。

地面控制特性

UY.231 地面纵向稳定性和操控

陆上无人机在任何可合理预期的运行条件下，包括在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。

UY.233 地面航向稳定性和操控

- (a)必须确定风速的 90° 侧向分量，且不得小于 $0.2V_{S0}$ ，并演示在此分量下滑行、起

飞和着陆是安全的；

- (b) 无人机在以正常着陆速度作无动力着陆时，必须具有令人满意的可操纵性，其间没有使用刹车或发动机动力来保持直线路径，直到速度已经减小到低于着陆接地速度的 50%；
- (c) 无人机在滑行时必须具有适当的航向控制能力。

其他飞行要求

UY.251 振动和抖振

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

UY.253 高速特性

无人机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 V_{MO} 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；
- (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无人机能恢复到正常的姿态，并且速度降低到 V_{MO} ：
 - (1) 不超过按 UY.251 规定的最大速度 V_D 及各种结构限制；或
 - (2) 不出现减弱无人机恢复正常的能力的抖振。
- (c) 在直到按 UY.251 规定的最大速度的任一速度，不得有绕任一轴的操纵反逆现象。

UY.254 结冰条件下飞行

- (a)如申请结冰条件下飞行的审定，应当证明无人机可以在申请审定的结冰条件下安全运行；
- (b)应当制定运行限制，禁止故意进入未经审定的结冰条件下飞行，包括起飞和着陆。

C 章结构

总则

UY.301 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。

UY.303 安全系数

- (a)除非另有规定或者符合本条(b)的要求，安全系数必须取 1.5。此系数适用于外部载荷和惯性载荷，除非应用它得到的内部应力是过分保守的；
- (b)如果有足够的使用经验或试验证明，可以使用其他安全系数，且必须经过批准。

UY.305 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。但是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，则此三秒钟的限制不适用。

UY.307 结构验证

- (a)必须表明每一临界受载情况下均符合 UY.305 条强度和变形的要求。只有在经验表明某种分析方法对某种结构是可靠的情况下，对于同类结构，才可用结构分析来表明结构的符合性。否则，必须进行载荷试验来表明其符合性。如果模拟该用于设计的载荷情况，则动力试验包括结构飞行试验是可以接受的；
- (b)结构的某些部分必须按照本规章 D 章的规定进行试验。

飞行载荷

UY.321 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 UY.1583 条至 UY.1589 条规定的使用限制内可调配载重的任何实际分布。

UY.331 对称飞行情况

- (a)在确定与 UY.333 至 UY.341 条规定的任何对称飞行情况相对应的机翼载荷和线惯性载荷时，必须用合理的或保守的方法计及相应的平尾的平衡载荷；
- (b)由于机动和突风引起的平尾载荷的增量，必须以合理的或保守的方法用无人机的角惯性力来平衡；
- (c)确定无人机载荷时必须考虑气动面的交互影响。

UY.333 飞行包线

- (a)总则对于飞行包线(与本条(d)款所示的相类似)的边界上和边界内的空速和载荷系

数的任一组合，均必须表明符合本章的强度要求。该飞行包线表示分别由(b)和(c)机动和突风准则所规定的飞行载荷情况的范围；

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

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

(c)突风包线

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

(i)高度在海平面与 6,100 米(20,000 英尺)之间时，在速度为 V_C 时的正(向上)、负(向下)突风速度必须取为 15.25 米/秒(50 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000)英尺处的 15.25 米/秒(50 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)处的 7.60 米/秒(25 英尺/秒)；

(ii)高度在海平面与 6,100 米(20,000 英尺)之间时，在速度为 V_D 时的正、负突风速度必须取为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000 英尺)处的 7.60 米/秒(25 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)处的 3.80 米/秒(12.5 英尺/秒)。

(2)必须作下列假设：

(i)突风形状为：

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

其中：

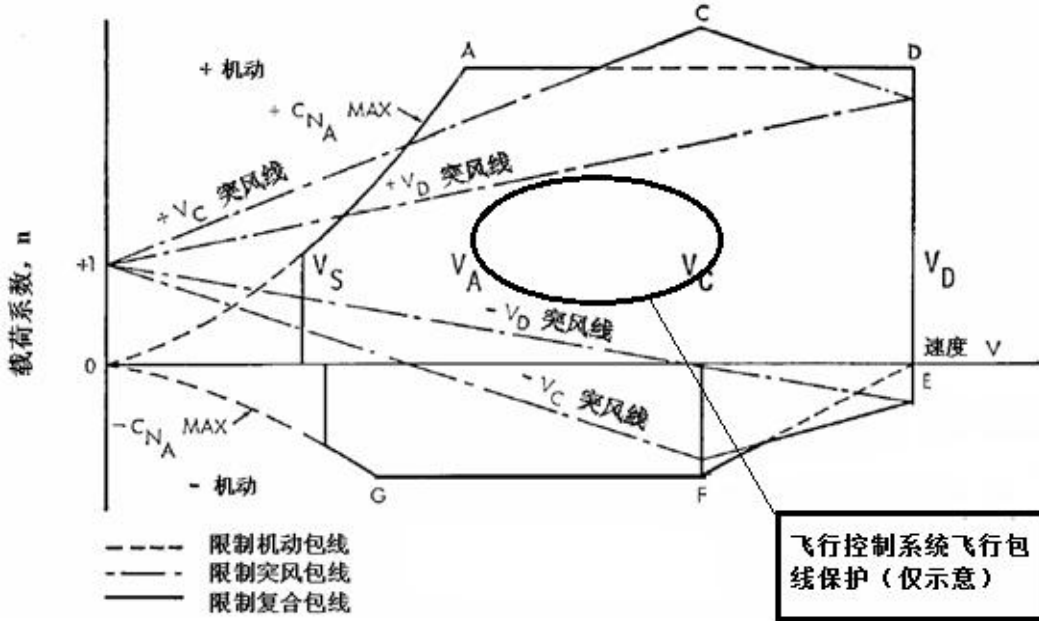
s 为进入突风区的距离，米(英尺)；

\bar{C} 为机翼的平均几何弦长，米(英尺)；

U_{de} 为按本条(c)(1)得到的突风速度。

(ii) 在 V_C 和 V_D 之间突风载荷系数随速度按线性变化。

(d) 飞行包线



UY.334 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 UY.50 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。

UY.335 设计空速

所取的设计空速均为当量空速(EAS)。

(a)设计巡航速度 V_C 对于 V_C ，采用下列规定：

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

$$4.77\sqrt{Wg/S} ;$$

(2)在 Wg/S 值大于 958 牛/米²时，上述系数可以随 Wg/S 线性下降到 Wg/S 等于 4,790 牛/米²时的 4.13；

(3)在海平面， V_C 不必大于 $0.9V_H$ 。

(b)设计俯冲速度 V_D 对于 V_D ，采用下列规定：

从 V_C 定常飞行的初始情况开始，无人机颠倾，沿着一条比初始飞行航迹低 7.5° 的飞行航迹飞行 20 秒，然后以 1.5 的载荷系数(0.5g 的加速度增量)拉起无人机时得到的速度增量。在开始拉起之前，对涡轮发动机至少为最大巡航功率(推力)。

(c)设计机动速度 V_A 对于 V_A ，采用下列规定：

(1) V_A 不得小于 $V_s\sqrt{n}$ ，其中：

(i) V_s 是在设计重量和襟翼收态的计算失速速度，通常根据无人机最大法向

力系数 C_{M1} 来计算；

(ii) n 是用于设计的限制机动载荷系数。

(2) V_A 值不必超过用于设计的 V_C 值。

UY.337 限制机动载荷系数

(a) 正限制机动载荷系数 n 不得小于：

$$2.1 + \frac{10886}{W(\text{公斤}) + 4536}$$

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：0.4 倍正载荷系数。

UY.341 突风载荷系数

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

(b) 在缺少更合理的分析时，突风载荷系数必须按下列公式计算：

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

式中：

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

$$u_g = \frac{2(Wg/S)}{\rho C_{ag}}, \text{ 为无人机质量比；}$$

U_{de} 为根据 UY.333 条(c)得到的突风速度，米/秒；

ρ 为大气密度，公斤/米³；

Wg/S 为具体载荷情况下的适用的无人机重量产生的翼载, 牛顿/米²;

\bar{C} 为平均几何弦长, 米;

g 为重力加速度, 米/秒²;

V 为无人机当量速度, 米/秒;

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

UY.343 设计燃油载重

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

UY.345 增升装置

- (a)如果装有用于起飞、进场或着陆的襟翼或类似的增升装置, 则在速度 V_F 襟翼完全伸展形态下, 假定无人机经受对称机动和对称突风, 其范围由下列条件确定:
 - (1)机动到正限制载荷系数 2.0, 和;
 - (2)垂直作用于水平飞行轨迹的正、负突风速度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。
- (b)必须假定 V_F 不小于 $1.4V_S$ 或 $1.8V_{SF}$ 两者的大者, 其中:
 - (1) V_S 是在设计重量下襟翼收态时的计算失速速度;
 - (2) V_{SF} 是在设计重量下襟翼完全伸展时的计算失速速度。
- (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、其操纵机构及其支撑结构必须设计成能承受本条(a)规定的情况。此外，

在速度 V_F 、襟翼完全伸展时，必须分别考虑下述情况：

(1)速度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)(EAS)的迎面突风；

(2)最大起飞功率所对应的螺旋桨滑流影响。

UY.347 非对称飞行情况

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

UY.349 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)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 UY.333 条(d)规定的对称飞行情况按下述方法加以修正而得到：

在 A 情况，假定 100% 的半翼展机翼气动载荷作用在无人机的一侧，75% 作用在另一侧。

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

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

其中：

ΔC_m 是力矩系数增量，和；

δ 是在临界情况下副翼向下偏转的度数。

UY.351 偏航情况

无人机必须按照 UY.441 至 UY.443 条规定的载荷在垂直翼面上产生的偏航载荷来设计。

UY.361 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 UY.333 条(d)中飞行情况 A 的限制载荷的 75%同时作用；

(2)相应于最大连续功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩和 UY.333 条(d)中飞行情况 A 的限制载荷同时作用；和

(3)对于涡轮螺旋桨装置，除本条(a)(1)和(a)(2)规定的情况外，相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩乘以下述系数后和 1g 平飞载荷同时作用。
该系数是用于考虑螺旋桨操纵系统故障(包括快速顺桨)，在缺少详细分析时，必须取为 1.6。

(b)对涡轮发动机装置，发动机架及其支承结构必须设计成能承受下列每一种载荷：

(1)由于故障或结构损坏(例如压气机卡阻)造成发动机突然停车所产生的发动机限制扭矩载荷；

(2)发动机最大加速所产生的发动机限制扭矩载荷。

(c)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：

对涡轮螺旋桨装置，为 1.25。

UY.363 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。

UY.367 发动机失效引起的非对称载荷

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

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

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

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

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

UY.371 陀螺和气动载荷

每个发动机安装及其支承结构，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：

(a)UY.351 条和 UY.423 条中规定的情况，或；

(b)在被飞行控制系统所允许的限制条件内的所有如下可能的组合：

(1)偏航角速度，取由飞行控制系统所维持的飞行包线范围内的预计最大偏航角速度的 150%；

(2)俯仰角速度，取由飞行控制系统所维持的飞行包线范围内的预计最大俯仰角速度的 150%；

(3)法向载荷系数，取由飞行控制系统所维持的飞行包线范围内的预计最大载荷系数的 150%；

(4)最大连续推力。

操纵面和操纵系统载荷

UY.391 操纵面载荷

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

UY.393 平行于铰链线的载荷

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。

UY.395 操纵系统载荷

(a)操纵系统及其支持结构，必须按 UY.391 条至 UY.455 条规定的情况，用至少为计算的操纵面铰链力矩的 125%的载荷进行设计。此外，采用下列规定：

(1)系统的限制载荷，不必超过由作动系统所能产生的较大载荷。用于设计的作动系统的作用力不必超过 UY.397 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、操纵惯性和摩擦力。可以用 UY.397 条(b)中规定的最小力产生的载荷进行设计来表明符合此款的要求。

(b)设计升降舵、副翼和方向舵操纵系统时，计算的铰链力矩必须采用 125%的系数；

(c)假定用于设计的作动系统的作用力在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

UY.397 限制操纵力与扭距

- (a)在操纵面飞行受载情况中，可动操纵面上的气动载荷和相应的偏度，不必超过本条(b)规定范围内的作动系统产生的作用力所可能达到的载荷和偏度；
- (b)操纵系统必须能够承受由作动系统所产生的最大载荷与扭距。

UY.405 辅助操纵系统

辅助飞行操纵器件，如机轮刹车、调整片的操纵器件，均必须按照作动系统很可能施于该操纵器件的最大作用力进行设计。

UY.407 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作动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作动系统的方向偏转，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。

UY.409 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。

UY.415 地面突风情况

- (a)操纵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)不要求检查操纵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操纵系统的某一部分，则只需把这些载荷从操纵面操纵支臂传到最近的止动器及其支撑结构上；
 - (2)如果设计采用的作动系统的作用力小于 UY.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操纵系统的影响：

$$H = KcSq$$

其中：

H=限制铰链力矩，牛·米；

c=铰链线后操纵面的平均弦长，米；

S=铰链线后操纵面面积，米²；

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

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

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

水平安定和平衡翼面

UY.421 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 UY.345 条规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。

UY.423 机动载荷

每一水平翼面及其支撑结构，必须按下列情况所决定的机动载荷来设计：

- (a)在速度为 V_A 时，将俯仰操纵器件突然向后移动到最大和突然向前移动到最大，直至操纵止动器或作动系统限制作用力，取两者中之最临界情况；
- (b)在速度大于 V_A 时，将俯仰操纵器件突然向后移动随后向前移动，产生下表中法向加速度和角加速度的组合：

情况	法向加速度(n)	角加速度(弧度/秒 ²)
抬头	1.0	$+ (39/V)n_m(n_m-1.5)$
低头	n_m	$-(39/V) n_m(n_m-1.5)$

其中：

- (1) n_m 为用于无人机设计的正限制机动载荷系数；
- (2) V 为初始速度，节。

本条情况包括了在“校准机动”（在这种机动飞行中，将俯仰操纵器件突然向一个方向移动，然后又突然反向移动）中可能出现的相应载荷，但“校准机动”的偏度和时间要避免超过限制机动载荷系数。对抬头和低头两种情况，水平翼面的总载荷是在速度 V 和规定的法向载荷系数 n 时的平衡载荷，加上由于规定的角加速度所引起的机动载荷增量。

UY.425 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, UY.333 条(c)所规定的突风速度;

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

(b)按本条(a)规定的情况确定水平翼面的总载荷时, 必须首先确定在相应的设计速度 V_F 、 V_C 和 V_D 下, 稳定无加速飞行的初始平衡载荷。在初始平衡载荷上必须加上由突风引起的载荷增量以得到总载荷;

(c)在缺少更合理的分析时, 由突风产生的载荷增量必须按下式计算, 除非表明使用该公式是保守的, 否则该式仅适用于后水平尾翼布局的无人机。

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{1.63} \left(1 - \frac{d_\varepsilon}{d_\alpha} \right)$$

式中:

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量, 牛顿;

K_g 为 UY.341 条定义的突风缓和系数;

U_{de} 为得到的突风速度, 米/秒;

V 为无人机当量速度, 米/秒;

a_{ht} 为后平尾升力曲线的斜率, 1/弧度;

S_{ht} 为后平尾的面积, 米²;

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

UY.427 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 UY.421 至 UY.425 条规定的飞行情况载荷的组合来设计;

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

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

(2)必须将下列百分比的载荷施加于另一侧:

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

垂直翼面

UY.441 机动载荷

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

(1)无人机在无偏航非加速飞行时,假定方向舵操纵器件突然移动到操纵止动器或由作动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(受作动系统作用力限制除外)。

UY.443 突风载荷

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

(b)在缺少更合理的分析时,必须按下式计算突风载荷:

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

其中：

L_{vt} 为垂直翼面载荷，牛顿；

$$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$$

为突风缓和系数；

$$u_{gt} = \frac{2Wg}{\rho \bar{c}_t g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}}$$

为侧向质量比；

U_{de} 为规定的突风速度，米/秒；

ρ 为空气密度，公斤/米³；

W 为在特定载荷情况下适用的无人机重量，公斤；

S_{vt} 为垂直翼面面积，米²；

\bar{c}_t 为垂直翼面平均几何弦长，米；

a_{vt} 为垂直翼面升力曲线斜率，1/弧度；

K 为偏航方向回转半径，米；

l_{vt} 为从无人机重心到垂直翼面压心的距离，米；

g 为重力加速度，米/秒²；

V 为无人机当量空速，米 / 秒。

副翼

UY.455 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(受作动系统作用力限制除外)：

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

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

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

地面载荷

UY.471 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。

UY.473 地面载荷情况和假定

(a)除了 UY.479 条、UY.481 条和 UY.483 条可以按本条(b)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：

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)的下沉速度(V)着陆时所能得到的值，但此下沉速度不必大于 3.05 米/秒，也不得小于 2.13 米/秒；

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

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

(f)在设计最大重量时，用于设计的限制惯性载荷系数不得小于 2.67，限制地面反作

用力载荷系数也不可小于 2.0，除非在使用中预期会遇到的粗糙地面上，以速度直到起飞速度的滑行中，上述两系数不会被超过。

UY.477 起落架布置

UY.479 条至 UY.483 条或附件 A 中的情况，适用于常规布局的主、前起落架无人机。

UY.479 水平着陆情况

(a)对于水平着陆，假定无人机处于下列姿态；

对于前轮式无人机，其姿态为下列两种：

- (1)前轮和主轮同时接触地面；
- (2)主轮接地和前轮稍离地面。

本条(a)(1)项的姿态可以用于要求按本条(a)(2)进行的分析中。

(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，假定机翼升力符合 UY.473 条(d)的要求和轮胎滑动摩擦系数为 0.8。上述阻力分量为模拟把轮胎和机轮加速到着陆速度所需要的力。然而，阻力载荷不得小于最大垂直地面反作用力的 25%(忽略机翼升力)；

(c)在确定着陆情况的机轮起旋载荷时，必须使用附件 B 中阐述的方法或者附件 A 中指定的阻力分量。然而，如果使用了附件 B，则最小阻力分量必须为最大垂直载荷的 25%；

(d)对带有翼尖油箱或由机翼支持的大型外挂质量(如涡轮螺旋桨或喷气发动机)的无人机，其翼尖油箱和支撑油箱或大型外挂质量的结构，必须根据本条(a)(2)水平着陆情况的动态响应的影晌来设计。在计算动态响应的影晌时，可以假定无人机升力等于无人机重量。

UY.481 尾沉着陆情况

(a)对尾沉着陆，假定无人机处于下列姿态：

对于前轮式无人机，失速姿态或相应于除主轮外无人机所有部分均不触地时所允许的最大迎角，两者中取迎角较小者。

(b)前轮式无人机，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。

UY.483 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 UY.479 条所得到的一侧主起落架载荷相同。

UY.485 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。

UY.493 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 UY.479 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。

UY.499 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)对于带有由液压操纵的可转向操纵式前轮的无人机，在设计起飞重量、前轮处于任一转向操纵位置时，必须假定其承受满操纵扭矩的 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，则可将操纵扭矩降至该装置允许的最大值。

UY.507 千斤顶载荷

(a)无人机必须按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，无人飞机为水平姿态。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。

UY.509 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(c)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)本条(c)规定的牵引载荷必须受到下列载荷的反作用：

- (1)作用在主起落架上的牵引载荷的侧向分量，必须受到一个侧向力的反作用，此侧向力作用于承受此载荷的机轮的静地面线上；
- (2)作用在辅助起落架上的牵引载荷，以及作用在主起落架上的牵引载荷的阻力分量，必须受到下列载荷的反作用：
 - (i)在承受牵引载荷的机轮轴线上，必须施加一个反作用力，其最大值等于垂直反作用力。为达到平衡，必须施加足够的无人机惯性力；
 - (ii)所有载荷必须由无人机惯性力相平衡。

(c)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

牵引点	位置	大小	载荷序号	方向
	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

疲劳评定

UY.572 机翼、尾翼和相连接结构

(a)对于无人机，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，必须按疲劳强度检查进行评定：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；

(b)本条要求的评定必须：

- (1)包括典型的载荷谱(如滑行、地—空—地循环、机动、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。

UY.575 检查及其它方法

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

D 章设计与构造

UY.601 总则

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

UY.603 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。

UY.605 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。

UY.607 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。

UY.609 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)有足够的通风和排水措施。

UY.611 可达性措施

对需要维护、检查或其它保养的每个部件，必须在设计中采取适当的措施，以完成这些保养工作。

UY.613 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。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它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。

UY.619 特殊系数

对于每一结构零件，如果属于下列任一情况，则 UY.303 条规定的安全系数必须乘以 UY.621 至 UY.625 条规定的最高的相应特殊安全系数：

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

UY.621 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，除作为液压或其它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或严重伤害乘员的每一铸件，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、渗透或其它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 UY.305 条的强度要求；
- (ii)在 1.15 倍限制载荷作用下满足 UY.305 条的变形要求。

(3)典型的关键铸件有：结构连接接头、飞行操纵系统零件、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。

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

(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。

UY.623 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)操纵面铰链和操纵系统关节接头，如果分别符合 UY.657 条和 UY.693 条规定的系数，则满足本条(a)的要求。

UY.625 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。

UY.627 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。

UY.629 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、操纵反效和发散。同时需符合下列规定:
 - (1)对影响颤振的参数如速度、阻尼、质量平衡和操纵系统刚度的量,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它批准的方法来确定。
- (b)必须用飞行颤振试验表明无人机没有颤振、操纵反效和发散,并表明:
 - (1)在直至 V_D 的速度范围内采取了合适的和足够的步骤来激发颤振;

- (2) 试验中结构的振动响应表明不发生颤振；
 - (3) 在速度 V_D 时阻尼有合适的余量；
 - (4) 接近 V_D 时阻尼没有大而迅速的衰减。
- (c) 用于预计不发生颤振、操纵反效和发散的任何合理的分析必须覆盖直到 $1.2V_D$ 的所有速度；
- (d) 对涡轮螺旋桨动力无人机的动态评定必须包括：
- (1) 回旋模态自由度，该自由度要考虑螺旋桨旋转平面的稳定性和重要的弹性力、惯性力和空气动力；
 - (2) 与特定形态相关的螺旋桨、发动机、发动机架和无人机结构刚度和阻尼的变化情况。
- (e) 要考虑在主飞行操纵系统、某一调整片操纵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，表明直到 V_D 的速度范围内不发生颤振；
- (f) 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、操纵反效和发散。

机翼

UY.641 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

UY.651 强度符合性的证明

对各操纵面要求进行限制载荷试验，这些试验必须包括与操纵系统连接的支臂或接头。

UY.655 安装

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，任何操纵面或相邻的固定结构之间没有干扰。

UY.657 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。

UY.659 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。

操纵系统

UY.671 总则

每个操作必须简便、平稳和确切，以完成其功能要求。

UY.673 主/辅助飞行操纵器件

- (a)用来对俯仰、横滚和航向进行直接操纵的装置为主飞行操纵器件；
- (b)除主飞行操纵器件外的所有飞行操纵器件为辅助飞行操纵器件，如机轮刹车和调整片的操纵器件。

UY.675 止动器

- (a)操纵系统必须设置能确实限制由该系统操纵的每一可动气动面运动范围的止动

器；

- (b)每个止动器的位置，必须使磨损、松动或松紧调节不会导致对无人机的操纵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操纵系统设计情况相应的任何载荷。

UY.677 配平系统

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

UY.679 操纵系统锁

如果有一种锁住操纵系统的装置，则：

- (a)在锁住状态下给地面工作人员警告；
- (b)该装置必须具有防止它在飞行中可能被无意锁住的措施。

UY.681 限制载荷静力试验

(a)必须按下列规定进行试验，来表明满足本规定限制载荷的要求：

(1)试验载荷的方向应在操纵系统中产生最严重的受载状态；

(2)试验中应包括每个接头、滑轮和用以将系统连接到主要结构上的支座。

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

UY.683 操作试验

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

(1)卡阻；

(2)过度摩擦；

(3)过度变形；

(4)过度自由运转。

(b)试验载荷按下列规定：

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

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

UY.685 操纵系统的细节设计

(a)操纵系统的每个细节必须设计和安装成能防止因货物、松散物或水气凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰；

(b)必须有措施在外来物可能卡住操纵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它零件；

- (d)飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征，或具有明显的永久性标志，使由于不正确装配而引起操纵系统出故障的可能性减到最小；
- (e)按照第 UY.1431 条的规定，无人机操纵系统应能够抵抗外部或内部电磁干扰源的干扰。

UY.689 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)主操纵系统不得采用直径小于 3.2 毫米(1/8 英寸)的钢索；
 - (2)钢索系统的设计必须在各种运行情况和温度变化下在整个行程范围内使钢索张力没有危险的变化；
 - (3)必须能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。
- (b)每种滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。每个滑轮必须装有紧靠的保护装置，以防止钢索松弛时的错位或缠结。每个滑轮必须位于钢索通过的平面内，使钢索不致磨擦滑轮的凸缘；
- (c)安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3°；
- (d)在操纵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)调整片操纵钢索不是主操纵系统的一部分，当调整片处于在最不利位置而无人机尚能安全操纵的无人机上，调整片钢索直径可以小于 3.2 毫米(1/8 英寸)。

UY.693 关节接头

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

承，不得超过经批准的载荷额定值。

UY.701 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)如果在多发无人机上采用襟翼交连，则其设计必须计及由于对称面一边的发动机不工作而其余发动机为起飞功率(推力)时飞行所产生的不对称载荷。对于单发无人机和襟翼不受滑流影响的多发无人机，可以假定 100%的临界气动载荷作用在一边，另一边则是 70%。

UY.703 起飞警告系统

如果无人机采用不安全的起飞构型，则采取以下方法中的任意一项：

(a) 必须向无人机机组成员和地面工作人员(若适用)发出提醒注意的信息；

(b) 自动防止起飞。

起落架

UY.721 总则

采用下列对起落架的一般要求：

(a)主起落架系统必须设计成：如果在起飞和着陆过程中起落架因超载而损坏(假定超载向上向后作用)，其损坏模式不大可能导致从燃油系统任何部分溢出足够量的燃油而构成起火危险；

(b)可用分析或试验，或两者兼用来表明符合本条规定。

UY.723 减震试验

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

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

UY.725 限制落震试验

(a)如果用自由落震试验来表明满足 UY.723 条(a)的要求，则必须用完整的无人机或用位置正确的机轮、轮胎及缓冲器组成的装置进行试验，自由落震的高度不小于用下列公式确定的值：

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

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

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

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

式中：

W_e 为落震试验中使用的有效重量，公斤(磅)；

h 为规定的自由落震高度，毫米(英寸)；

d 为轮胎(充以批准的压力)在受撞击时的压缩量加上轮轴相对于落震重量位移的

垂直分量，毫米(英寸)；

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

$W = W_T$ ，用于尾轮，公斤(磅)，等于无人机尾沉姿态下作用在尾轮上的静重量；

$W = W_N$ ，用于前轮，公斤(磅)，等于作用在前轮上的静反作用力的垂直分量，假定无人机的质量集中在重心上，并产生 1.0 的向下载荷系数和 0.33 的向前载荷系数；

L 为假定的机翼升力与无人机重力之比，不大于 0.667。

(c) 必须用合理或保守的方法来确定限制惯性载荷系数。在落震试验中，起落架装置的姿态和施加的阻力载荷应模拟着陆情况；

(d) 计算本条(b)中的 W_e 所用的 d 值不得超过落震试验中实际达到的值；

(e) 限制惯性载荷系数必须根据本条(b)的自由落震试验按下列公式确定：

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

式中：

n_j 为落震试验中达到的载荷系数(即落震试验中所记录到的用 g 表示的加速度 dv/dt)加 1.0；

W_e 、 W 和 L 的定义与落震试验所用的相同。

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

UY.727 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 UY.723 条(b)规定的储备能量吸收要求，则落震高度不得小于 UY.725 条规定值的 1.44 倍；

(b) 如果考虑了机翼升力作用，则装置必须以下列有效重量进行落震：

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

符号意义与 UY.725 条相同。

UY.731 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。

UY.733 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。

UY.735 刹车

- (a)必须提供刹车。每个主轮刹车装置的着陆刹车动能容量额定值不小于按下列方法之一确定的动能吸收要求：
- (1)必须根据对设计着陆重量下着陆时预期会出现的事件序列所作的保守而合理

的分析确定刹车动能吸收要求；

(2)每个主轮刹车装置的动能吸收要求，可按下列公式计算，以代替推理分析：

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

式中：KE 为每个机轮的动能(公斤·米)(磅·英尺)；

W 为设计着陆重量(公斤)(磅)；

V 为无人机速度(节)。V 必须不小于 V_{s0} ， V_{s0} 为海平面设计着陆重量和着陆形态下无人机无动力失速速度；

N 为装有刹车的主轮个数。

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

(c)在确定 UY.75 条要求的着陆距离时，机轮刹车系统压力不得超过刹车制造商规定的压力；

(d)如果装有防滑装置，则该装置及有关系统必须设计成任何可能的单个失效故障不可能使无人机刹车能力或方向操纵降低到有害程度。

UY.745 前轮操纵

如果装有前轮操纵装置，必须证明在起飞和着陆期间发生侧风或一台发动机失效时，该装置能够正确的运行和使用；否则，必须限制该装置只能在低速机动时使用。

装货设施

UY.783 舱门

无人机上每个外部舱门或舱口盖，必须满足下列要求：

(a)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；

(b)必须有对锁定机构作直接目视检查的装置，来确定那些打开时首先作非向内运动的外部舱门是否完全关闭并锁定，在地面人员使用手电筒或等效光源的工作照明条件下，必须能看清该装置；

(c)如果外部舱门没完全关闭并锁定，必须有目视警告装置来告知地面人员。对于打开时首先作非向内运动的舱门，该装置必须设计成使导致误示关闭和锁定的任何故障或综合故障是不可能的。

UY.787 有效载荷舱或货舱

每个设备舱和货舱必须符合下列要求：

(a)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；

(b)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

UY.855 货舱和设备舱防火

(a)能够引燃货物的热源必须加以屏蔽和绝缘；

(b)每个货舱和设备舱必须用能够阻燃的材料构造。

UY.863 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、防火的包容物或使用灭火剂；
 - (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。

UY.865 飞行操纵系统、发动机架和其它飞行结构的防火

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操纵系统、发动机架和其它飞行结构，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

UY.867 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。

其它

UY.871 定无人机水平的设施

必须有确定无人机在地面处于水平位置的设施。

E 章动力装置

总则

UY.901 安装

- (a) 就本章而言，无人机动力装置的安装包括下列部件：
- (1) 推进所必需的部件；
 - (2) 影响主推进装置安全的部件。
- (b) 每一动力装置安装的构造和布置必须满足下列要求：
- (1) 直到申请批准的最大高度，均保证安全工作；
 - (2) 是可达的，以进行必要的检查与维护。
- (c) 必须能够容易地拆下或打开整流罩的短舱，以便在飞行前检查时发动机舱有足够的可达性和敞开性；
- (d) 每一涡轮发动机安装的构造和布置必须满足下列要求：
- (1) 引起的机匣振动不得超过发动机型号合格审定时所确定的振动特性；
 - (2) 确保安装的发动机经受进气道吸入雨、冰雹、冰和鸟的能力不得低于第 UY.903 条(a)(2)对发动机本身所要求的能力。
- (e) 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中规定的安装说明；
 - (2) 本章适用的规定。

UY.903 发动机

- (a) 发动机型号合格证
- (1) 每型发动机必须具有型号合格证，并且必须满足中国民用航空规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)中的适用要求；

(2) 每型涡轮发动机及其安装必须符合下列要求之一：

- (i) 符合 2002 年 4 月 19 日生效的中国民用航空规章《航空发动机适航规定》(CCAR-33)中第 33.76 条、第 33.77 条及第 33.78 条的规定；
- (ii) 符合 1988 年 2 月 9 日生效的中国民用航空规章第 33 部中 33.77 条的规定；如果发动机使用历史中的外物吸入没有导致不安全状态；
- (iii) 表明具有在类似安装位置上吸入的外来物未曾造成任何不安全情况的使用履历。

(b) 对于涡轮发动机的安装有下列规定：

- (1) 必须采取设计预防措施，能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时，对无人机的危害减至最小；
- (2) 与发动机各控制装置、系统和仪表有关的各动力装置系统的设计必须能合理保证，在服役中不会超过对涡轮转子结构完整性有不利影响的发动机使用限制。

(c) 发动机隔离各动力装置的布置和相互隔离，必须至少在一种运行状态下，使任一发动机或任一能影响此发动机的系统失效或故障(包括发动机舱内被火烧坏)时，不致发生下列情况：

- (1) 妨碍其余发动机继续安全运转；
- (2) 需要任何操控员立刻采取行动以保持其余发动机继续安全运转。

(d) 起动和停转涡轮发动机的安装必须满足下列要求：

- (1) 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。必须制定发动机的起动技术及有关的限制，并将它们列入无人机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中；
- (2) 必须具有停止任何发动机的工作燃烧的措施，并且如果持续转动将对无人机造成危害，则必须具有发动机停转措施。位于火区的发动机停转系统的每一

- 部件必须是耐火的；
- (3) 必须有可能在飞行中再起动发动机。必须确定起动技术及有关的限制，并将它们列入无人机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中；
- (4) 必须在飞行中作如下演示：在一次假起动之后再起动发动机时，所有燃油或油气的排出都不得引起火灾。
- (e) 再起动包线必须制定无人机的发动机空中再起动的速度和高度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动的能力；
- (f) 再起动能力对于涡轮发动机无人机，如果在飞行中所有发动机停车后，发动机的最小风车转速不足以提供发动机点火所需的电功率，则必须有一个不依赖于发动机驱动的发电系统的电源，以便能在飞行中对发动机点火进行再起动。

UY.905 螺旋桨

- (a) 每型螺旋桨必须具有型号合格证；
- (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) 螺旋桨桨距操纵系统的每一部件，必须符合中国民用航空规章《螺旋桨适航标准》(CCAR-35)中 35.42 条及以下要求：
- (1) 螺旋桨系统的单个失效或故障，不会导致螺旋桨桨距低于正常飞行低距止动位置。任何有意低于正常飞行低距止动位置的范围，必须由申请人在适用的手册中表明。如果证明概率极小，结构元件的破损不必考虑；
- (2) 对于桨距可以低于飞行低距止动位置的螺旋桨，必须通过安装手册中的定义，使操控员能够感受并指示出桨叶是低于飞行低距止动位置的。感受和指示螺旋桨桨距位置的方法必须保证其失效不会影响螺旋桨操纵；
- (3) 螺旋桨操纵系统的设计、制造和验证必须表明：
- (i) 螺旋桨操纵系统在正常的和可选的工作模式，以及工作模式间过渡状态工

- 作时，必须在申请人声明的工作条件和飞行包线内完成其预定功能；
- (ii) 螺旋桨操纵系统功能不应受到声明的环境条件的有害影响，包括温度、EMI、HIRF 和闪电。系统已验证符合的环境限制要求必须在适用的螺旋桨手册中表明；
 - (iii) 如果要求操控员采取措施，应提供方法表明已经发生工作模式的变化，这种情况下，必须在适用的手册中提供操作指南。
- (4) 螺旋桨操纵系统设计、制造必须符合下列要求：
- (i) 操纵系统的任何电气或电子元件的单个失效或故障不应导致螺旋桨灾难性影响；
 - (ii) 无人机上直接影响螺旋桨操纵系统的失效或故障，例如操纵附件结构失效、着火或过热，不会导致螺旋桨灾难性影响；
 - (iii) 预期的工作条件下，正常桨距操纵的缺失，不应造成螺旋桨灾难性影响。
- (5) 螺旋桨操纵系统设计、制造必须保证，无人机提供的数据失效或不准确时，不应造成螺旋桨灾难性影响；
- (6) 螺旋桨操纵系统设计、制造必须保证，无人机提供电功率的缺失、中断或异常，不应造成螺旋桨灾难性影响。电功率特性要求必须在适用的手册中说明。

UY.907 螺旋桨振动和疲劳

- (a) 在无人机的所有使用包线内，申请人必须确定螺旋桨振动应力或载荷的大小，包括任何应力峰值和共振情况。通过下列方法之一来表明：
- (1) 在申请批准安装螺旋桨的无人机和发动机上，通过直接试验测量应力或载荷，或直接试验基础上的分析，或
 - (2) 将此螺旋桨与已完成上述测量的安装在相似飞机上的相似螺旋桨进行比较。

(b) 申请人必须通过试验、试验基础上的分析或以前的相似设计经验，表明在无人机的整个使用包线内，螺旋桨不会受到颤振的有害影响。

UY.925 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)。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；

(b) 结构间距必须满足下列要求：

(1) 桨尖与无人机结构之间的径向间距不得小于 25 毫米(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无人机各静止部分之间的纵向间距不得小于 13 毫米；

(3) 螺旋桨其他转动部分或桨毂罩与无人机的各静止部分之间必须有正的间距。

UY.929 发动机安装的防冰

螺旋桨和整个发动机安装的其他部件，在申请审定的结冰条件下工作时，必须能防止冰的积累，以保证得到满意的功能而无明显的推力损失。

UY.933 反推力系统

对于螺旋桨反推力系统

(a) 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。

(b)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(b)(1)的要求。为表明螺旋桨及其相关安装部件型号合格审定符合性所作的分析，可以包括在上述分析之内或作为其依据。由发动机和螺旋桨制造人所完成的恰当的分析 and 试验具有可信度。

UY.937 涡轮螺旋桨阻力限制系统

- (a) 涡轮螺旋桨无人机的螺旋桨阻力限制系统必须设计成，在正常或应急使用期间，任何系统的单个失效或故障均不会使螺旋桨阻力超过按本章结构要求设计无人机所采用的值；
- (b) 本条所指的阻力限制系统包括手动或自动装置，当发动机功率损失后该装置作动时，能够将螺旋桨桨叶向顺桨位置移动，使得风车阻力减小至安全水平。

UY.939 动力装置的工作特性

- (a) 必须在飞行中检查涡轮发动机的工作特性，以确认在无人机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间，不会出现达到危险程度的不利特性(如失速、喘振或熄火)；
- (b) 对于涡轮发动机，进气系统不得因正常工作期间的气流畸变导致对发动机有害的振动。

UY.943 负加速度

无人机在第UY.333条规定的飞行包线内作负加速度飞行时，发动机、经批准在飞行中使用的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

UY.951 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，允许发动机或辅助动力装置工作)，必须保证以发动机和辅助动力装置正常工作所需的流量和压力向其供油；
- (b)燃油系统的布置必须满足下列要求之一：
 - (1)燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油；
 - (2)具有防止空气进入系统的设施。
- (c)涡轮发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时，必须能在其整个流量和压力范围内持续地工作：燃油先在 27°C(80°F)时用水饱和，并且每 10 升含有所添加的 2 毫升游离水(每 1 美加仑含 0.75 毫升)，然后冷却到运行中很可能遇到的最临界结冰条件；
- (d)对于以涡轮发动机为动力的无人机，每一燃油系统必须满足中国民用航空规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)中的适用的燃油排泄要求。

UY.953 燃油系统的独立性

多发无人机的燃油系统的布置必须至少在一种系统构型下，使任一部件(燃油箱除外)的故障不会导致一台以上的发动机丧失功率(推力)，也不需要操控员立即动作来防止一台以上的发动机丧失功率(推力)。

UY.954 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。

UY.955 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 UY.959(a)条确定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和；
- (2)燃油流量必须包括使蒸气回流所必须的流量、引射泵驱动流量、以及为其他任何目的使用燃油所需的流量。

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

- (1)在无人机使用中预期的最不利供油情况(与高度、姿态和其他情况相关)下表明上述流量；
- (2)对于多发无人机，燃油必须自动地不间断地流向任何有关的发动机，直到预定供该发动机使用的所有燃油用完为止。此外：
 - (i)就本条而言，“预定供该发动机使用的燃油”指的是预期供指定发动机使用的任何油箱中的所有燃油；
 - (ii)燃油系统的设计必须清楚的说明任何油箱计划供油的发动机；
 - (iii)为表明对本条款的符合性，要求在完成发动机工作的起动阶段后，操控员不得采取措施。

UY.959 不可用燃油量

(a)每个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)应该确定泵的失效对可用燃油的影响。

UY.961 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无人机时，使用温度为最临界温度(与油气形成有关)的燃油，燃油系统不能产生汽塞现象。对于涡轮发动机燃油，初始温度必须为 43°C(110°F)，0°C(32°F)，-15°C(+5°F)或请求批准的最高外界温度，取最临界的温度。

UY.963 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)整体油箱必须易于进行内部检查和修理；
- (c)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；
- (d)每个油量指示必须按照 UY.1337(a)条的规定进行调节，以考虑按 UY.959(a) 条确定的不可用燃油。

UY.965 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：

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；

(b)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如下规定的振动试验：

(1)必须用完整的油箱组件，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，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；

(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。

UY.967 燃油箱安装

(a) 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；

(b) 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，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(b)(1)要求时，必须考虑有一台发动机安装节撕裂，除非所有发动机都安装在机翼的上方或安装在尾翼或机身上。

UY.969 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。

UY.971 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)按本条(a)、(b)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 UY.999 条(b)(1)和(2)规定。

UY.973 油箱加油口接头

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

UY.975 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)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；
- (5)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，或使油气可能进入载人舱；
- (6)通气口的位置必须能防止当无人机以任何方向停放在 1%斜度的停机坪上时有燃油流失，但因热膨胀而溢出的燃油除外。

UY.977 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：对于涡轮发动机无人机，该滤网能阻止可能造成限流或损坏燃油系统任何部件的杂物通过；
- (b)每个燃油箱出油口滤网的流通面积，必须至少是出油口管路截面积的 5 倍；
- (c)每个滤网的直径，必须至少等于燃油箱出油口直径；
- (d)每个滤网必须便于检查和清洗。

UY.991 燃油泵

- (a)主油泵对主油泵，采用下列要求：
- (1)对于涡轮发动机安装，发动机正常运转所需的或满足本分部燃油系统要求所需的燃油泵是主燃油泵(本条(b)要求的除外)。此外，还必须满足下列要求：
- (i)每台涡轮发动机必须至少有一台主燃油泵；
- (ii)每台发动机主燃油泵的动力源，必须独立于任何其他发动机主燃油泵的动力源；
- (iii)对于每台主燃油泵(经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外)，必须有允许正排量式燃油泵旁路通油的措施。
- (b)应急燃油泵必须有应急燃油泵，当任一主燃油泵(经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外)失效后，应能立即向相应发动机供油。每台应急燃油泵的动力源必须独立于相应的各主燃油泵动力源；
- (c)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

操控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。

UY.993 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。

UY.995 燃油阀和燃油控制器

(a)必须具有能使相应操控员在飞行中快速分别切断每台发动机供油的手段；

(b)燃油切断阀不得安装在任何防火墙靠发动机的一侧。此外，必须具有下列措施：

(1)防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施；

(2)允许有关的操控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)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。

UY.997 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;
- (e)此外, 对于无人机, 除非在燃油系统中有防止冰晶在油滤上聚集的手段, 否则必须具有在出现冰晶堵塞油滤时自动保持燃油流量的手段。

UY.999 燃油系统放液嘴

- (a)燃油系统必须至少有一个放液嘴, 当无人机处于正常地面姿态时, 可以安全地放出整个系统内的油液;
- (b)本条(a)以及第 UY.971 条要求的放液嘴必须满足下列要求:
 - (1)使排放液避开无人机各个部分;
 - (2)具有满足下列要求的放液活门:
 - (i)有手动或自动的机构, 能确定地锁定在关闭位置;
 - (ii)易于接近;
 - (iii)易于打开和关闭;
 - (iv)允许取出燃油进行检查;
 - (v)能够观察到其正确的关闭。

滑油系统

UY.1011 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) 每台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。

UY.1013 滑油箱

- (a) 安装每个滑油箱的安装必须满足下列要求：
 - (1) 第 UY.967 条(a)和(b)的要求；
 - (2) 能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷。
- (b) 膨胀空间必须按下列要求保证滑油箱的膨胀空间：
 - (1) 用于涡轮发动机的每个滑油箱，必须具有不小于 10% 油箱容积的膨胀空间；
 - (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) 加油口接头每个滑油箱加油口均必须按第 UY.1557 条(b)作标记。用于涡轮发动机的能明显积存滑油的滑油箱凹形加油口接头，必须有放油嘴；
- (d) 通气滑油箱必须按下列要求通气：
 - (1) 滑油箱必须从膨胀空间的顶部向发动机通气，使得在各种正常飞行情况下通气接头均不能被滑油淹没；

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

(e) 出油口滑油箱出油口不得用在任一工作温度下会使滑油流量减到低于安全值的滤网或护罩加以包覆。滑油箱出口直径不得小于发动机滑油泵进口的直径。用于涡轮发动机的滑油箱必须具有防止任何外来物进入滑油箱本身或进入滑油箱出油口的措施，以免妨碍滑油在系统中流动。用于涡轮发动机的滑油箱的出油口处，必须装有切断阀，如果滑油系统的外露部分(包括滑油箱支架)是防火的则除外；

(f) 用于涡轮发动机的每个滑油箱所使用的加油口盖必须有耐滑油密封件。

UY.1015 滑油箱试验

除按下列规定外，每个滑油箱必须按第 UY.965 条进行试验：

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 UY.965(a)中规定的压力。

UY.1017 滑油导管和接头

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

(b) 通气管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) 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。

UY.1019 滑油滤网或滑油滤

每台涡轮发动机安装，必须包括能过滤发动机全部滑油并满足下列要求的滑油

滤网或滑油滤：

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

UY.1021 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。

UY.1023 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。

冷却

UY.1041 总则

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。

UY.1043 冷却试验

- (a) 总则必须在试验的基础上表明符合第 UY.1041 的要求，试验需满足下列要求：
- (1) 如果在偏离本条(b)规定的最高外界大气温度下进行试验，则必须按本条(c)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。
- (b) 最高外界大气温度相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少规定为 37.8°C (100°F)。在海平面以上，假设温度递减率为：高度每增加 1,000 米，温度下降 6.5°C (1,000 英尺，温度下降 3.6°F)，一直降到 -56.5°C (-69.7°F) 为止，在此高度以上认为温度是恒定的 -56.5°C (-69.7°F)。然而对于冬季使用的装置，申请人可以选用低于 37.8°C (100°F) 的相应于海平面条件的最高外界大气温度；
- (c) 修正系数对于规定了温度限制的发动机所用液体和动力装置部件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。

UY.1045 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

- (a) 对于运行的所有阶段，都必须表明符合第 UY.1041 条。必须以飞行手册中推荐的程序飞行，无人机的构型和速度对应于适用的性能要求，这些性能要求对于冷却是临界的；
- (b) 在拟试验的每一飞行阶段前的进入状态下，温度必须达到稳定，除非动力装置部件和发动机所用的液体温度在进入状态下通常不能达到稳定(对此情况，在拟试验的飞行阶段前，必须通过整个进入状态下的运转，使得在进入时温度达到

其自然水平)。在起飞的冷却试验之前，发动机必须在地面慢车状态下运转一段时间，使动力装置部件和发动机所用液体的温度达到稳定；

(c) 每一飞行阶段的冷却试验必须连续进行，直到下列任一种状态为止：

- (1) 部件和发动机所用液体的温度达到稳定；
- (2) 飞行阶段结束；
- (3) 达到使用限制值。

进气系统

UY.1091 进气

(a) 每台发动机及其附件的进气系统必须在申请审定的各种运行条件下，供给发动机及其附件所需要的空气。

(b) 对于涡轮发动机无人机，应满足下列要求：

- (1) 必须有措施防止由可燃液体系统的放液嘴、通气口或其他部件漏出或溢出的危险量燃油进入发动机进气系统；
- (2) 无人机必须设计成能防止跑道、滑行道或机场其他工作表面上危险量的水或雪水进入发动机进气道。进气道的位置或防护必须使其在起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的程度减至最小。

UY.1093 进气系统的防冰

涡轮发动机

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

- (1) CCAR25 部附录 C 规定的结冰条件；
- (2) 为无人机做该类营运确定的使用限制范围内的降雪和扬雪两种情况。

- (b) 每台涡轮发动机必须在温度 $-9 - -1^{\circ}\text{C}$ ($15 - 30^{\circ}\text{F}$)、液态水含量不小于 0.3 克/米³、水呈水滴状态(其平均有效直径不小于 20 微米)的大气条件下, 进行地面慢车运转 30 分钟, 此时可供发动机防冰用的引气处于其临界状态, 而无不利影响, 随后发动机以起飞功率(推力)作短暂运转。在上述 30 分钟慢车运转期间, 发动机可以按局方可接受的方式间歇地加大转速到中等功率(推力)。

UY.1103 进气系统管道

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。

UY.1111 涡轮发动机的引气系统

对于涡轮发动机的引气系统, 采用下列规定:

- (a) 如果管道在发动机引气口与使用引气的无人机设备之间任何部位上发生破裂或损坏, 不得引起危险的结果;
- (b) 必须确定最大的引气量对无人机和发动机性能的影响;
- (c) 发动机滑油系统的故障, 不得引起座舱空气系统的危险污染。

排气系统

UY.1121 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) 所有排气系统部件均必须通风，以防某些部位温度过高；
- (f) 如果存在较大的积油处，为了防止发动机起动失败后的燃油积聚，涡轮发动机排气系统必须具备放油嘴，在任何正常的地面和飞行姿态下，排放油液都应避开无人机。

UY.1123 排气系统

- (a) 排气系统必须是防火和耐腐蚀的，并且必须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。

动力装置的操纵器件和附件

UY.1141 动力装置的操纵器件：总则

- (a) 必须表明柔性操纵器件适合于特定的用途；
- (b) 每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置，而无下列现象：
 - (1) 要求操控员经常注意；
 - (2) 由于操纵载荷或振动而滑移。
- (c) 每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形；
- (d) 对于涡轮发动机无人机，任何动力装置操纵系统中单个的失效或故障，或可能的组合都不得造成任何安全所需的动力装置功能的失效；
- (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操纵部分，必须至少是耐火的。

UY.1163 动力装置附件

- (a) 每一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) 每台额定功率为 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。

UY.1165 发动机点火系统

(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；

(e) 此外，对于无人机，必须将每一涡轮螺旋桨点火系统作为一个重要的电负载。

动力装置的防火

UY.1181 指定火区的范围

对于安装涡轮发动机的无人机指定的火区指下列各部分：

- (a) 压气机和附件部分；
- (b) 包含有输送可燃液体或气体管道或部件的燃烧室、涡轮和尾喷管；
- (c) 压气机、附件部分、燃烧室、涡轮和尾喷管之间没有隔离的整个动力装置舱。

UY.1182 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 UY.1351 条(d)要求的除外)的制造材料和离防火墙的距离，必须使它们在防火墙靠发动机一侧的部分受到温度不低于 1093°C(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。

UY.1183 导管、接头和部件

- (a) 除了本条(b)规定的外，在易受发动机着火影响的任何区域内输送可燃液体、气体或空气的每一组件、导管和接头均必须至少是耐火的，但属于发动机一部分并且固定在发动机上的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护，如果任何非防火零件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出则除外。上述组件必须加防护罩或安置得能防止点燃漏出的可燃液体。软管组件(软管和管接头)必须适合于特定用途；
- (b) 本条(a)不适用于下列情况：
 - (1) 已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管和接头；
 - (2) 破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头。

UY.1189 切断措施

- (a) 对于多发无人机，采用下列规定：
 - (1) 每台发动机安装必须有措施，用来切断燃油、滑油、防冰液以及其他可燃液体，或者防止危险量的上述液体流入或流过任一发动机舱，或者在其内流动，但与发动机组成一体的导管、接头和组件除外；

- (2)任何一台发动机燃油切断阀的关闭，不可使该切断阀打开时可供使用的其余发动机被中断供油；
- (3)任何切断装置动作不得影响其他设备(诸如螺旋桨顺桨装置)以后的应急使用；
- (4)切断装置必须装在发动机舱的外部，除非装在发动机舱内能保证等效安全；
- (5)在发动机关断后，不得有多于 0.946L(1 夸脱)的可燃液体排入发动机舱。对于那些发动机关断后，可燃液体不可能限制于 0.946L(1 夸脱)的安装情况，必须验证增加的可燃液体量可以被安全地包容或排出机外；
- (6)必须有措施防止切断装置被误动，并能使机组在飞行中重新打开已关闭的切断装置。

(b)在下列情况下，涡轮发动机安装不需要发动机滑油系统切断装置：

- (1)滑油箱和发动机组成一体或安装在发动机上；
- (2)位于发动机外部的所有滑油系统部件是防火的，或位于不易受发动机着火影响的区域。

UY.1191 防火墙

- (a) 每台发动机，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) 防火墙或防火罩必须是防火和防腐蚀的；
- (e) 必须按下列条件表明防火材料或部件符合标准：
 - (1) 材料或部件承受的火焰温度必须是 $1093\pm 27.5^{\circ}\text{C}$ ($2000\pm 50^{\circ}\text{F}$)；

- (2) 对于板材，必须在大约 64.5 厘米 (25 英寸) 面积上经受过合适的燃烧器发出的火焰；
- (3) 火焰的大小必须足以在大约 32.25 厘米 (12.7 英寸) 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)。

UY.1193 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；
- (f) 此外，对于无人机，其设计必须使发动机舱内出现的着火不能通过开口或烧穿

而进入其他任何会增加危险的区域。

UY.1195 灭火系统

必须安装灭火系统并且表明符合下列规定：

- (a) 必须有为每个发动机舱服务的灭火系统，但是对于包含输送可燃液体或气体管路或组件的涡轮发动机装置的燃烧室、涡轮及尾喷管部分，如果表明其着火是可控制的，则这些部分除外；
- (b) 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；
- (c) 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。

UY.1197 灭火剂

灭火剂必须满足下列要求：

- (a) 能够熄灭在灭火系统保护的区域内任何液体或其他可燃材料燃烧时的火焰；
- (b) 对于贮放灭火剂的舱内可能出现的整个温度范围，均具有热稳定性。

UY.1199 灭火瓶

- (a) 每个灭火瓶必须备有释压装置，以防止内压过高而引起爆破；
- (b) 从释压接头引出的每根排放管的排放端头，其设置必须使放出的灭火剂不会损伤无人机。该排放管还必须设置和防护得不致被冰或其他外来物堵塞；
- (c) 对于每个灭火瓶必须设有指示措施，指示该灭火瓶已经喷射或其充填压力低于正常工作所需的最小规定值；
- (d) 在预期使用条件下必须保持每个灭火瓶的温度，以防止出现下列情况：
 - (1) 容器中压力下降到低于提供足够喷射率所需的值；
 - (2) 容器中压力上升到足以引起过早喷射。
- (e) 如果采用爆炸帽来喷射灭火剂，则每个灭火瓶必须安装得使温度条件不致产生

爆炸帽工作性能危险的恶化。

UY.1201 灭火系统材料

- (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。

UY.1203 火警探测系统

- (a) 必须有确保快速探测多发涡轮发动机无人机发动机舱着火的装置；
- (b) 每个火警探测器的构造和安装必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性和其它
 载荷；
- (c) 火警探测器不得受可能出现的任何油、水、其它液体或烟气的影响；
- (d) 必须有手段使机组在飞行中能检查每个火警探测器电路的功能；
- (e) 指定火区内每个火警探测系统的导线和其它部件必须至少是耐火的。

F 章设备

总则

UY.1301 功能和安装

所安装的每项设备必须符合下列要求：

- (a)其种类和设计 with 预定功能相适应；
- (b)有标牌标明其名称、功能或使用限制，或这些要素的适用的组合；
- (c)按对该设备规定的限制进行安装；
- (d)在安装后功能正常。

UY.1303 飞行和导航测量设备

最低所需的飞行和导航设备规定如下：

- (a)一套空速测量设备；
- (b)一套高度测量设备；
- (c)一套航向测量设备；
- (d)一套大气静温测量设备；
- (e)一套速度警告设备，用于下列情况：

当速度超过 $V_{MO} + 6$ 节时，速度警告设备必须向机组发出有效的警告信号。该警告设备的制造允差的上限不得超过规定的警告速度。该警告设备的下限必须设置成使骚扰性警告减至最少。

- (f)一套姿态测量设备；
- (g)此外，应考虑下列情况：

(1)高度测量装置必须是灵敏型的；

(2)对于因考虑安全性而安装第 3 套航姿测量设备的无人机, 该测量设备需:

- (i)由独立于发电系统的电源供电;
- (ii)在发电系统全部失效后, 能持续可靠地工作至少 30 分钟;
- (iii)工作独立于任何其他姿态测量设备;
- (iv)在发电系统全部失效后, 无需选择便可工作。

UY.1306 电子和电气系统闪电防护

(a)对于功能失效会妨碍无人机继续安全飞行和着陆的每一个电子和电气系统, 其设计和安装应当符合下列规定:

- (1)当无人机遭遇闪电期间及之后, 飞机级功能不会受到不利影响;
- (2)除非该功能恢复与此系统其他运行或功能要求相冲突, 否则在无人机遭遇闪电后, 系统应当及时地恢复该功能的正常运行。

(b)对于其功能失效会严重降低无人机或机组应对不利运行条件能力的每一电子和电气系统, 其设计和安装应当确保当无人机遭遇闪电后, 系统及时地恢复该功能的正常运行。

UY.1308 高强辐射场(HIRF)防护

(a)对于功能失效会妨碍无人机继续安全飞行和着陆的每一个电子和电气系统, 其设计和安装应当符合下列规定:

- (1)当无人机暴露于高强辐射场(HIRF)环境期间及之后, 飞机级功能不会受到不利影响;
- (2)除非该功能恢复与此系统其他运行或功能要求相冲突, 否则在无人机脱离高强辐射场(HIRF)环境后, 系统应当及时地恢复该功能的正常运行。

(b)对于功能失效会严重降低无人机或者机组应对不利运行条件能力的每一电子和电气系统, 其设计和安装应当确保当无人机脱离高强辐射场(HIRF)环境后, 系统及时地恢复该功能的正常运行。

UY.1309 设备、系统及安装

(a)在本条中，“系统”是指在无人机系统设计中包括的所有对无人机系统控制和安全着陆有关的系统，包括遥控站、指挥和控制链路和各无人机系统；

(b)每项设备、每一系统及每一安装：

(1)在执行其预定功能时，对安全运行所需的基本设备或其他设备的响应、运行或精度不得产生不利影响；

(2)必须设计成在发生可能的故障或失效时能防止对无人机系统的危害。

(c)必须对每项设备、每一系统和每一安装的设计进行单独检查，并且还要按照与其它系统和安装的关系进行检查，从而确定无人机的持续安全飞行和着陆是否依赖于其功能，以及某一系统的失效是否会明显地降低无人机的性能或明显地降低无人机组人员处理不利运行状态的能力。根据这种评审被确定为无人机的持续安全飞行和着陆依赖于其功能，或者其失效会明显地降低无人机的性能或明显地降低无人机组人员处理不利运行状态能力的每项设备、系统和安装，其设计必须符合下列附加要求：

(1)在任何可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：

(i)每一个灾难性的失效状态发生概率为极不可能的，并且不能由单点失效导致；

(ii)每一个危险的失效状态发生概率为是极少发生的；

(iii)每一个重大的失效状态发生概率为非常小的。

(3)必须提供警告信息以提醒无人机操作员注意系统的不安全的工作情况，并能保证无人机操作员采取相应的纠正措施。系统、操纵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操作员失误减至最小；

(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

(c)(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，对无人机系统造成的后果。

设备安装

UY.1323 空速测量系统

(a)每个空速测量系统的设计及安装，必须提供可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气；

(b)每个空速测量系统必须有一个加温空速管或者一个阻止因结冰而故障的等效措施；

(c)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(包括位置误差)不得超过校准空速的 3%或 5 节，两者中取大值：

(1)从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{MO} ，襟翼在收上位置；

(2)从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{FE} ，襟翼在放下位置。

(d)如果安装有两套空速测量装置，则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离，以免鸟撞时两个空速管都损坏。

UY.1325 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：
- 非增压无人机将静压系统抽气到压差约为 3,400 帕(25 毫米汞柱；1 英寸汞柱)，或高度表读数高于试验时无人机海拔高度 300 米(1,000 英尺)，停止抽气一分钟后，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)如果能够用演示表明，在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化，则本条(c)(1)的规定不适用；
- (e)每个静压测量装置必须在飞行中校准，以确定系统误差。在海平面标准大气下所指示的气压高度的系统误差(不包括测量装置校准误差)，在 $1.3V_{SO}$ (襟翼展态)至 $1.8V_{SI}$ (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)。

UY.1327 磁航向测量系统

磁航向测量装置应符合下列规定：

- (a) 每个磁航向测量装置必须安装成使其精度受无人机振动或磁场的影响最小；
- (b) 经补偿的安装偏差，平飞时任何航向上不得大于 10°。

UY.1329 飞行控制系统

飞行控制系统必须满足如下要求：

- (a) 无人机的控制模式必须为如下几种分类，可以由无人机机组成员在飞行过程中的任何时候加以选择：
 - (1) 自动模式：在该模式中，无人机的姿态、速度和飞行路径完全由飞行控制系统控制，除了加载或修改要求的飞行计划外，不需要从无人机控制站进行输入操作；
 - (2) 半自动模式：对于这种类型的控制模式，需要无人机机组成员发出例如高度、航向和空速这样一些外回路参数指令，由飞行控制系统操纵无人机控制器件达到指令要求的外回路参数值。
- (b) 所设计的飞行控制系统必须能够使具有平均技能水平的无人机机组成员在可接受的工作量下能对无人机系统进行操作；
- (c) 飞行控制系统必须对机动进行限制，以使无人机处于 UY.334 中定义的飞行包线保护范围之内；
- (d) 无人机机组成员必须在飞行过程中的任何时候都有机会对无人机进行干预，以保证对无人机的安全操纵，除了：
 - (1) 在例如数据链路完全丧失的紧急情况下；
 - (2) 在获得最小安全飞行参数之前的起飞阶段；
 - (3) 在到达了 UY.1490 和 UY.1492 中规定的决断点后的着陆阶段。
- (e) 在无人机机组成员可以获得的指令调节范围内(任意)，飞行控制系统的设计和

调整必须要保证，不能产生不安全的状况；

- (f) 飞行控制系统的设计必须使得，单一故障不会在多个控制轴上产生舵面急偏信号，但是，如果该故障的影响效果低于或等于轻微失效严重程度，则该情况除外。如果飞行控制系统综合了来自辅助控制器件的信号或向其它设备运行提供信号，则要求有确实可靠的联锁和顺序接通措施，防止出现不当的工作状态；
- (g) 必须有防护措施，避免因集成在一起的元件相互施加不利影响而引起故障；
- (h) 无人机控制模式指示见 UY.1977；
- (i) 飞行控制系统必须具有一种综合性的可使用的自我测试能力，可在所有飞行阶段(包括起飞前)运行；
- (j) 飞行控制系统部件间的数据交换或接收自外部的数据在使用前必须进行信息完整性校验。接收自外部信息源的信息在进行计算之前，必须根据相应飞行阶段对变化率和数据范围进行校验。

UY.1337 动力装置仪表安装

- (a) 每个燃油油量必须经过校准，使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于按第 UY.959 条(a)确定的不可用燃油时，其读数为“零”；
- (b) 滑油油量指示器在下列情况下必须有措施指示每个油箱内的滑油量：在地面上(如油尺)。

电气系统和设备

UY.1351 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。

(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，则必须至少有一台发电装置。此外，应符合下列规定：

(1)每台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)发电装置的电压控制装置必须能可靠地将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发电装置与蓄电池和其他发电装置的连接；

(4)每台发电装置必须有一个过压保护装置，其设计和安装当发电装置出现过压情况时能防止对电气系统或由该系统供电的设备造成损坏。

(d)耐火性电气设备的设计和安装必须在发动机舱起火的情况下，靠近火的防火墙表面被加热到 1,093°C(2,000°F)并保持 5 分钟，或者加热到由申请人证实是合理的较低温度时，安装在该防火墙后面并对连续安全运行必不可少的设备能令人满意地工作，且不会导致新的失火危害(产生进一步失火的危险)；

(e)外部电源如果备有措施将外部电源接到无人机上，且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其他设备相连接，则必须有措施确保反极性 or 逆相序的外部电

源不能向该飞机的电气系统供电；

(f)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”。能源及其系统必须能够在可能的工作组合与可能的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)出现下列失效后的重要负载：

(i)任何一台发动机失效；或

(ii)任何能源转换装置或能源储存装置失效。

(3)如果适用的话，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。

(g)在确定 UY.1309(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；

(h)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飞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。

UY.1353 蓄电池的设计和安装

(a)每个蓄电池必须按照本条的规定设计和安装；

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

(1)以调定的最大电压或功率；

(2)最长持续飞行期间；

(3)服役中可能出现的最不利的冷却条件。

(c)必须通过试验表明符合本条(b)的要求，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，充电系统或蓄电池装置发生任何可能的故障时，从任何蓄电池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镉镍蓄电池装置，必须有措施防止蓄电池或某个单体蓄电池短路时所发出的最大热量危及结构或重要系统；

(g)能够用于起动发动机的镉镍蓄电池必须具有下列系统之一：

(1)一个自动控制蓄电池充电速率的系统，以防止蓄电池过热；

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

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

(h)一旦完全丧失主电源系统时，在有关持续时间内，蓄电池必须有能力和那些紧急程序不可缺少的载荷提供充足的电能供应。前面提到的持续时间包括无人机机组成员意识到电能缺失和采取必要措施所需要的时间。

UY.1357 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。

UY.1359 电气系统防火

(a)电气系统的每一部件必须满足第 UY.863 条和第 UY.1182 条中适用的防火要求；

(b)指定火区之内供应急程序使用的电缆、接线端以及设备必须是耐火的。

UY.1361 总开关装置

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

(b)载荷电路可以连接成在总开关断开后仍然有电，如果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)(2)所安装的电路向一个大于 5 安培的载荷供电。

UY.1365 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)机身内的主电缆(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。

UY.1367 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)便于相应的操作人员接近；

(d)对工作状态和所控制的电路加以标记。

灯

UY.1383 着陆灯和滑行灯

滑行和着陆灯的设计和安装必须为夜间运行提供足够的光照。

UY.1385 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 UY.1387 条至第 UY.1397 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。

UY.1387 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，当沿着飞机纵轴向前看时，一个平面与飞机纵轴平行，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，当沿着飞机纵轴向前看时，一个平面与飞机纵轴平行，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，当沿着飞机纵轴向后看时，这两个平面分别向左、向右偏离通过飞机纵轴的垂直平面各 70° ；

(e)根据第 UY.1385 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。

UY.1389 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)前后航行灯

前后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(包含飞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 UY.1391 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 UY.1393 条规定的相应值，其中，I 为 UY.1391 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 UY.1395 条中规定的相应值，但是当主光束的光强远大于第 UY.1391 条和第 UY.1393 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 UY.1395 条中规定的相应值。

(c)后航行灯安装

符合下列情况时，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。

UY.1391 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 (坎德拉)
左或右(前红光或前绿光)	0°~10°	40
	10°~20°	30
	20°~110°	5
后(后部白光)	110°~180°	20

UY.1393 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

UY.1395 航行灯的最大掺入光强

除第 UY.1389 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 (坎德拉)	B 区 (坎德拉)
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。

UY.1397 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“ $y_0 - 0.010$ ”，取小者；

“y”不大于“ $x + 0.020$ ”，也不大于“ $0.636 - 0.400x$ ”；

其中，“ y_0 ”为普朗克幅射器相对于所论“x”值的“y”座标值。

UY.1401 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影响机组的视觉，也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，以照亮飞机周围重要的区域(从飞机的外部形态和飞行特性考虑)。其作用范围必须至少达到飞机水平平面上、下各 75° 范围内的所有方向，但是允许向后有总和不大 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飞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叠部分的灯光区。在重叠区内，闪光频率可以超过 100 次/分，但不得超过 180 次/分。

(d)颜色

防撞灯必须为航空白色，且必须满足第 UY.1397 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：

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t) dt}{0.2 + (t_2 - t_1)}$$

式中：

I_e 为有效光强(坎)；

$I(t)$ 为作为时间的函数的瞬时光强；

$t_2 - t_1$ 为闪光持续时间(秒)。

通常，选择 t_2 和 t_1 ，使有效光强等于 t_2 和 t_1 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(坎德拉)
0°~5°	400
5°~10°	240
10°~20°	80
20°~30°	40
30°~75°	20

安全设备

UY.1412 紧急回收能力

(a)无人机系统必须具有紧急回收能力，包括：

- (1) 一套飞行终止系统，该系统所具有的程序或功能的目的是立即中止正常飞行；或

(2) 通过无人机机组成员指令或通过设计方式实现的应急自主回收程序，目的在于减缓严酷失效的影响，使其对第三方的危害降至最小程度；或

(3) 本条(a)(1)和(a)(2)的任意组合。

(b) 在最不利的环境组合条件下，在整个飞行包线范围内，紧急回收能力必须具有预期的功能；

(c) 应急回收能力必须具有安全保护措施，能防止干扰导致的意外工作；

(d) 应急回收能力必须从具有最可靠的汇流条获得电源，在主电力发电系统完全丧失情况下，必须能自动地切换到蓄电池供电；

(e) 当应急回收能力包括了采用预先设定的航线动作过程，能使无人机到达一个合理预期的场地而不会发生致命损伤事件时，必须在无人机系统飞行手册中说明该场地的尺寸大小。

UY.1416 气压式除冰套系统

气压式除冰套系统必须满足下列要求：

(a) 该系统必须符合第 UY.1419 条的规定；

(b) 该系统及其部件的设计，必须保证能在任何正常的系统工作温度或压力下完成其预定的功能。

UY.1419 防冰

防冰设施必须表明满足本条和本规章中其它适用条款的要求：

(a) 必须根据无人机的运行需要进行分析，以确认防冰系统足以满足无人机不同部件的防冰要求；

(b) 除本条(c)的规定外，在本条(a)的分析和实际评估后，为表明防冰系统及其部件的有效性，必须对无人机或其部件在经测定的自然大气结冰条件下进行飞行试验，而且在必要时，还应采用下列的一种或几种试验，以确定防冰系统的能力是足够的：

- (1)对部件或部件的模型进行试验室干燥空气试验或模拟结冰试验，或两者的组合；
 - (2)对整个防冰系统或单独对系统部件在干燥空气中进行飞行试验；
 - (3)对无人机或无人机部件在测定的模拟结冰条件下进行飞行试验。
- (c)如果以前审定合格的飞机已完成了防冰审定且其设计中所包括的部件在热力学和空气动力学上与无人机设计中所采用的等效，可以依据以前按第 23.1419 条(a)和(b)做过的试验来完成这些等效部件的防冰审定，只要申请人考虑到了这些部件的所有安装差异；
- (d)必须给定或提供一种措施来确定无人机关键部位上的冰聚积情况。为在夜间使用该措施，必须提供足够的照明。同时，当防冰设备的使用需要机组人员监视无人机外表面时，还必须提供足够夜间监视所需的外部照明。所采用的任何照明方式均不得产生妨碍机组人员执行其任务的眩光或反光。无人机飞行手册或其它经批准的手册资料中，必须说明确定冰聚积的方法，并给出在结冰条件下飞机安全运行所需的信息。

UY.1431 电子设备

- (a)在表明无线电和电子设备及其安装符合 UY.1309 条(c)(1)和(2)的要求时，必须考虑临界环境条件；
- (b)无线电和电子设备、控制装置和导线的安装必须保证，在任一部件或多部件系统工作时，不会对任何其它无线电或电子的部件或多部件系统的同时工作有不利影响。

UY.1435 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) 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；
 - (3) 最小设计破坏压力必须是工作压力的 2.5 倍；
 - (4) 必须有适当的手段来保护液压系统，以防止流体缺失对持续安全飞行造成危害；
 - (5) 所有与液压系统中的流体接触的材料应与液压系统流体在温度范围，功能、服务和存储条件(液压系统将经历这些条件)方面兼容或相适应。
- (b) 试验 – 每个系统必须经过验证压力试验的验证。当验证试验时，系统的任何零件不得损坏、出故障或产生永久变形。系统的验证压力载荷必须至少为该系统最大工作压力的 1.5 倍。

UY.1437 多发飞机的附件

对于多发飞机，对安全运行所必不可少的由发动机驱动的附件必须分布在两台或更多台发动机上，使之不会由于任一发动机失效而导致这些附件不工作而影响安全运行。

UY.1438 增压系统元件和气动系统

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

UY.1459 无人机机载飞行记录器

(a)如有需要，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)飞行记录器应获得空速、高度和航向数据。数据的来源符合 UY.1323 条、UY.1325 条和 UY.1327 条中相应的精度要求；
- (2)采集垂直加速度数据的传感器应刚性固定，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无人机平均气动力弦的 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；
- (6)记录时间基准参考信号。例如，GPS 时间信号可以用于此目的。

(b)每个非弹出式记录器容器的位置和安装必须能将撞损冲击使该容器破裂，以及随之起火而毁坏记录器的概率减至最小；

(c)必须确定飞行记录器的位置、空速、高度、姿态、航向和发动机参数数据读数同无人机地面控制站上显示的相应读数(考虑修正系数)之间的相应关系。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)当运行规则有要求时，在容器上装有或连接有水下定位装置，其固定方式要

保证在撞损冲出时不大可能分离；

(4)记录时长必须保证能够对一个任务架次的飞行数据进行完整记录。

(e)应对无人机的任何新颖或独特的设计或使用特性进行评价，以决定是否有专用参数必须记录在飞行记录器上，以增加或代替现有要求。

UY.1461 含高能转子的设备

(a)含高能转子的设备必须符合本条(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操作限制。

(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(当正常的速度控制装置不工作时能达到的最高速度)下发生的任何破坏；

(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。

UY.1490 自动起飞系统-自动着陆系统—总则

当设计用于在跑道上进行传统起飞和着陆的无人机系统并配备有自动起飞系统和自动着陆系统时，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在遥控站上监视整个过程，但不需要执行任何手动“驾驶动作”，除非根据第 UY.1492 条的规定进行手动中止；

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

全飞行；

(c)自动系统不能因构型或功率改变，或者在预期正常运行中的任何其他扰动，而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遥控站上。所有显示都必须设计成最大限度地减少机组人员失误；

(e)起飞

(1)自动起飞模式启动后，刹车释放，全自动滑跑和起飞：无人机跑道控制航迹、速度、构型、发动机设置和起飞后的无人机航迹，均由自动起飞系统控制；

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

(f)着陆

(1)自动着陆模式启动后，全自动进近、着陆和地面滚动，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、构型、发动机设置、降落后的跑道转向和制动，均由自动着陆系统控制；

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

UY.1492 自动起飞系统-自动着陆系统—手动中止功能

当无人机系统被设计成在跑道上采用自动系统进行常规滑跑、起飞、着陆或者这些动作的任意组合时，自动系统必须包含如下功能：

(a)自动系统必须包含手动中止功能。无人机机组成员必须能够轻易地实施对该功

能的控制，以便于：

(1)在起飞滑跑阶段，达到特定速度前(决断速度或抬前轮速度 V_R 中的小者)，能将无人机停止在跑道上；

(2)在着陆阶段，降至决断点高度前，能够安全实施复飞。

(b)具体的复飞程序应在无人机系统飞行手册中提供。

UY.1494 自动滑跑系统

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

(a)滑跑

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

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

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

(b)自动滑跑系统必须包含手动终止功能，且易于操作以方便无人机能在全自主滑跑过程中及时停下来。

G 章使用限制和资料

UY.1501 总则

- (a)必须制定 UY.1505 条至 UY.1527 条所规定的每项使用限制以及为安全使用所必需的其他限制和资料；
- (b)必须按 UY.1541 条至 UY.1591 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。

UY.1505 空速限制

必须确定最大使用限制速度 V_{MO} ，作为在任何飞行状态(爬升、巡航或下降)下，都不得故意超过的速度。但在试飞或无人机机组训练飞行中，经批准可以使用更大的速度。 V_{MO} 必须制定成不高于设计巡航速度 V_C ，并充分低于 V_D 和 UY.251 条表明的最大速度，使得飞行中极不可能无意中超过 V_D 和按 UY.251 条表明的最大速度。 V_{MO} 和 V_D 之间的速度余量，或 V_{MO} 与 UY.251 表明的最大速度之间的速度余量，不得小于按 UY.335(b)确定的 V_C 和 V_D 之间的速度余量，或按 UY.253 条进行试飞时认为是必需的余量。

UY.1507 使用机动速度

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

UY.1511 襟翼展态速度

- (a)襟翼展态速度 V_{FE} 的制定必须符合以下规定：

- (1)不小于 UY.345 条(b)允许的 V_F 的最小值；和
- (2)不大于 UY.345 条(a)、(c)和(d)确定的 V_F 。

UY.1513 最小操纵速度

必须将按 UY.149 条确定的最小操纵速度 V_{MC} 制定为使用限制。

UY.1519 重量和重心

必须将按 UY.23 确定的重量和重心限制制定为使用限制。

UY.1521 动力装置限制

(a)总则必须制定本条规定的动力装置限制。该限制不得超过发动机或螺旋桨型号合格证中规定的安装说明中的相应限制；

(b)起飞运转动力装置起飞运转必须受下列限制：

- (1)最大转速(转/分)；
- (2)最高允许燃气温度；
- (3)与本条(b)(1)至(2)制定的限制相对应的功率(推力)在使用时间上的限制；
- (4)最高允许的滑油温度。

(c)连续运转连续运转必须受下列限制：

- (1)最大转速(转/分)；
- (2)最高允许燃气温度；
- (3)滑油的最高温度。

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

UY.1525 运行类型

无人机系统批准的运行类型和限用或禁止的气象条件必须相应于其所装设备来

制定。

UY.1527 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。

UY.1529 持续适航文件

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

(a) 总则

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

(b) 格式

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

(c) 内容

手册的内容应当用中文或者局方接受的其他语言编写。持续适航文件必须含有下列手册或章节(视适用而定)以及下列资料：

- (1)无人机系统维修手册或章节：
 - (i)概述性资料，包括在维修或者预防性维修和所需范围内对无人机系统的说

明；

(ii)无人机、遥控站及其系统和安装(包括发动机、螺旋桨和设备等)的说明；

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

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

(2)维修说明

(i)无人机系统的每一部分及其发动机、螺旋桨、遥控站、附件、仪表和设备的定期维修资料，该资料提供上述各项应予清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期，并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是，如果申请人表明某项附件、仪表或设备非常复杂，需要专业化的维修技术、测试设备或专家才能处理，则申请人可以指明向该件的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本文件适航限制章节必要的相互参照也必须列入。此外，申请人必须提交一份包含无人机系统持续适航所需维修频次和范围的维修大纲；

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

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

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

(3)结构检查口盖图和无检查口盖时为获得检查通路所需的资料；

(4)在规定要作特种检查(包括射线和超声检验)的部位进行特种检查的细节资

料；

(5)检查后对结构进行防护处理所需的资料；

(6)关于结构紧固件的所有资料，如标识、报废建议和拧紧力矩；

(7)所需专用工具清单。

(d) 适航限制章节

持续适航文件必须包含标题为适航限制的章节，该章节应当单独编排并与文件的其他部分明显地区分开来。该章节必须规定型号合格审定所要求的强制性更换时间、结构检查时间间隔和有关的结构检查程序。如果持续适航文件由多本文件组成，则本条要求的适航限制章节内容应当列入主要手册中。申请人应当在该章节显著位置清晰声明：“本适航限制章节已经中国民用航空局批准，规定了涉及民航管理的规章有关维修和运行的条款所要求的维修内容，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。”

标记和标牌

UY.1541 总则

(a)无人机系统必须装有下列标记和标牌：

(1)UY.1557 条至 UY.1561 条规定的标记和标牌；

(2)如果具有不寻常的设计、使用或控制特性，为安全运行所需的附加的信息、仪表标记和标牌。

(b)本条(a)中规定的每一标记和标牌必须符合下列要求：

(1)示于醒目处；

(2)不易擦去、走样或模糊。

UY.1557 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)“喷气燃油”字样；

(ii)许用燃油牌号或参见飞行手册中许用燃油牌号。

(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。

UY.1559 使用限制标牌

(a)必须有无人机机组人员能看清楚的下列内容的一个标牌：

(1)该无人机系统必须按飞行手册操控；和

(2)所有标牌适用的无人机审定类别。

(b)必须有无人机机组人员能看清楚的一个标牌，规定按 UY.1525 条无人机运行或禁止无人机运行的运行类型。

UY.1561 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，以方便机组人员。

无人机系统飞行手册和批准的手册资料

UY.1581 总则

(a)应提供的资料必须为每套无人机系统提供飞行手册。该手册必须包含以下内容：

(1)UY.1583 条至 UY.1589 条要求的资料；

(2)由于设计、使用或操作特性而为安全运行所必需的其他资料；

(3)符合相关运行规章的必需的其他资料。

(b)经批准的资料

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

(2)包含有本条规定资料的飞行手册的每一页，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无人机和遥控站中相应的指示器、数据显示器和标牌上的标示所用的单位一样；

(d) 除非另有规定，所有飞行手册使用速度必须以指示空速表示；

(e) 无人机机组成员必须易于接近遥控站中的飞行手册；

(f) 改版和修正：每个飞行手册必须有措施记录改版和/或修正；

(g) 如果遥控站能够操纵不止一架无人机，那么必须在飞行手册中对遥控站所能操纵的无人机的最多数量进行说明。另外，飞行手册必须包含在同一个遥控站内进行无人机移交的程序；

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

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

UY.1583 使用限制

无人机系统飞行手册必须包括按本专用条件确定的使用限制，包括以下内容：

(a)空速限制必须提供下列资料：

(1)按 UY.2011 条要求在指示器上标示空速限制所需资料，以及上述每种限制和

在空速指示器上所用的彩色符号的意义；

(2)速度 V_0 及其意义。

(b)动力装置限制必须提供下列资料：

(1)UY.1521 条要求的限制；

(2)对限制的解釋(当需要时)；

(3)按 UY.2015 条的要求对指示器作标记所必需的资料；

(4) 燃油和滑油的牌号及限制条件。

(c)重量无人机系统飞行手册必须包括下列内容：

(1)最大重量；

(2)最大着陆重量。如果申请人选择的设计着陆重量低于最大重量；

(3)无人机性能限制如下：

(i)申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足 UY.63 条(b)(1)爬升要求的最大起飞重量；

(ii)申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足 UY.63 条(b)(2)爬升要求的最大着陆重量。

(4)按 UY.343 条规定制定最大零机翼燃油重量。

(d)重心已制定的重心限制；

(e)经核准的机动；

(f)机动载荷系数必须提供正限制载荷系数和负限制载荷系数，单位为 g；

(g)最小无人机机组

最小无人机机组和最大遥控站能力：按 UY.1907 条确定的最小无人机机组的数量和职能。另外，必须按照 UY.1903 的要求在无人机系统飞行手册中对经许可的在无人机遥控站工作的最多人数进行说明。

(h) 运行类型必须提供无人机系统可以或不得使用的运行类型，以及无人机系统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 UY.1527 条确定的最大高度；
- (j)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；
- (k)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。
- (l)系统无人机系统和设备使用的任何限制；
- (m)外界大气温度运行时最高和最低外界大气温度；
- (n)道面类型可能使用的道面类型的说明(见 UY.45(g))；
- (o) 布局限制对于所有因遥控站、指挥和控制链路、起飞及着陆要素引起的限制条件，必须在无人机系统飞行手册中进行说明；
- (p)通信系统及指挥和控制链路限制必须在无人机系统飞行手册中说明通信系统、指挥和控制链路的限制和性能，以及指挥和控制链路损耗对性能限制的影响；
- (q)自动起飞和着陆要素必须在无人机系统飞行手册中说明：
 - (1)自动起飞和着陆必要的限制(风，湍流.....)和性能；
 - (2)允许的构型(例如襟翼设置，运行的发动机数量...)
 - (3)正常和应急程序；
 - (4)在启用起飞与着陆系统前所需要的最少可用设备。

UY.1585 使用程序

- (a)对于每套无人机系统，必须提供正常、非正常和应急程序及其他与安全运行有关的资料，还必须提供达到预定性能的资料，包括：
 - (1)重要或不寻常的空中或地面控制特性的解释；
 - (2)起飞和着陆的最大演示侧风风速，和在侧风中运行的有关程序和资料；
 - (3)在颠簸气流中飞行的推荐速度，该速度必须防止由于突风导致无人机结构损

- 伤和失去控制(如：失速)的事件发生；
- (4) 飞行中再启动任一涡轮发动机的程序，包括高度的影响；
- (5) 按 UY.73 和 UY.75 进行正常进场和着陆，以及过渡到中断着陆情况的程序、速度和构型。
- (b) 除本条(a)外，还必须提供下述资料：
- (1) 一台发动机不工作进场和着陆的程序、速度和构型；
- (2) 一台发动机不工作中断着陆的程序、速度和构型，能安全进行中断着陆的条件，或不要试图进行中断着陆的警告。
- (c) 除本条(a)和(b)外，还必须提供下述资料：
- (1) 发动机失效后继续起飞的程序和速度，继续安全起飞的条件，或不要试图继续起飞的警告；
- (2) 按 UY.67 起飞或按 UY.69(b)巡航，发动机失效后继续爬升的程序、速度和构型。
- (d) 除本条(a)和(b)外，还必须提供下述资料：
- (1) 正常起飞的程序、速度和构型；
- (2) 发动机失效后继续起飞的程序和速度。
- (e) 燃油
- (1) 必须提供识别每个使用条件的资料，在这些使用条件下，UY.953 规定的燃油系统独立性是安全性所必需的，同时提供配置燃油系统表明在符合该条时所用的构型的指示；
- (2) 无人机系统飞行手册应对在要求的任务载荷下，需要最大多少燃油补给能力进行说明。
- (f) 对于表明符合 UY.1353(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；
- (g) 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；

(h)必须提供无人机系统和设备在正常使用情况和故障情况下的安全使用程序。特别是，无人机系统飞行手册中必须说明系统紧急恢复能力的程序和数据链路丢失策略。

UY.1587 性能资料

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

(a) 必须提供下列资料：

- (1) 按 UY.49 确定的失速速度 V_{S0} 和 V_{S1} ，按 UY.50 确定的最低示范速度 $V_{minDEMO}$ ，和直到飞行控制系统所允许的最大坡度角对失速速度的影响；
- (2) 按 UY.69(a)确定的全发工作定常爬升率和爬升梯度；
- (3) 按 UY.75 确定的每一机场高度和标准温度的着陆距离和其有效的道面类型；
- (4) 跑道坡度、50%逆风分量和 150 顺风分量对着陆距离的影响；
- (5) 受飞行包线保护控制的飞行性能限制条件(由 UY.334 所确定)。

(b) 除(a)条外，还必须提供下列资料：

- (1) 跑道坡度、50%逆风分量和 150%顺风分量对起飞距离、起飞滑跑距离的影响；
- (2) 按 UY.69(b)确定的一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度；
- (3) 按 UY.1325(e)要求的高度表系统校准资料；
- (4) 按 UY.1323(c)确定的指示空速和校准空速的关系。

(c) 应提供发动机性能数据；

(d) 应提供巡航性能数据。

UY.1589 载重资料

必须提供下列载重资料：

- (a)无人机在按 UY.25 条称重时，所装每项设备的重量和位置；
- (b)对于按 UY.25 条确定的最大和最小重量之间每一可能的装载情况的合适的装载说明，以便使重心保持在 UY.23 条确定的限制内。

UY.1591 指挥和控制链路信息

提供于无人机系统飞行手册中的指挥和控制链路信息必须满足 UY.1709，UY.1711(a)和 UY.1713(c)的要求。

H 章指挥和控制链路

UY.1701 总则

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

(1) 从无人机地面遥控站(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遥控站(UCS)(下行链路)传送无人机状态数据。

(b) 指挥和控制数据链路的工作频段应为合法的无线电频率。

UY.1703 指挥和控制链路架构

指挥和控制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。

UY.1705 电磁干扰和电磁兼容性

(a) 指挥和控制链路电磁兼容性(EMC)必须符合 UY.1431 条;

(b) 指挥和控制链路系统必须符合 UY.1309 条的要求;

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

UY.1707 指挥和控制链路切换

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

(b) 指挥和控制链路的切换不应导致不安全的情况;

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

安全的情况出现。

UY.1709 指挥和控制链路性能和监控

- (a)每个指挥和控制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 UY.1527 中规定的最大工作高度；
- (b)对于每个指挥和控制链路状态和信息，在无人机地面遥控站(UCS)上显示；
- (c)对于每个指挥和控制链路，上行链路和下行链路的完整性必须在与安全操作一致的刷新率下连续监视；
- (d)为了防止指挥和控制链路全部丢失，必须在无人机地面遥控站(UCS)中显示并向无人机机组提供警告提示；
- (e)指挥和控制数据链路工作时应充分考虑抵抗多径效应。

UY.1711 指挥和控制链路延迟

- (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，指挥和控制链路延迟不得导致不安全状况。

UY.1713 指挥和控制链路丢失策略

- (a)无人机系统在完全丧失指挥和控制链路时有合理的处置策略；
- (b)考虑到 UY.1412 条中规定的紧急回收能力，必须建立和批准应对指挥与控制数据链路缺失的策略，并将该策略纳入无人机系统飞行手册；
- (c)指挥和控制链路丢失策略应包括自主重新捕获过程，以便尝试在合理的短时间内重新建立指挥和控制链路；
- (d)对于任何完全失去指挥和控制链路的情况，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。

UY.1715 指挥和控制链路天线遮蔽

- (a)对于设计包线范围内所有相对于信号源的无人机姿态和方向，为了保证安全运行，无人机天线裕度必须能够维持充足的链路预算；
- (b)必须在无人机系统飞行手册中对遮蔽现象进行说明；
- (c)为了防止指挥和控制链路的全部丢失，在接近遮蔽姿态的情况下，应向无人机机组提供警戒信号。

UY.1717 指挥和控制链路防劫持

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

J章 遥控站

总则

UY.1901 总则

- (a) 无人机系统的遥控站是遥控驾驶无人机的设施或设备。可由多个组成；
- (b) 遥控站的设计必须便于无人机机组对无人机的指挥和控制，以便局方认可进行安全运行；
- (c) 根据 UY.1309 条，必须使用无人机系统安全分析来表明，遥控站内所有已识别的危险已降至与系统安全运行一致的水平；
- (d) 必须设计遥控站，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。

UY.1903 遥控站基础设施

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)，并确定适用于遥控站的基础设施。

UY.1905 无人机机组工作场所

- (a) 遥控站及其设备必须能使无人机机组人员在执行其职责时不致过分专注或疲劳；
- (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。

UY.1907 最小无人机机组

必须考虑下列因素来规定最小无人机机组，使其足以保证安全运行：

(a)每个无人机机组成员的工作量。此外，还应考虑到至少以下任务：

- (1)对无人机系统必不可少的各系统的操作和监控；
- (2)导航；
- (3)飞行航迹控制；
- (4)通信；
- (5)遵守空域，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)必需的操纵器件的可达性和操作简易性。

UY.1909 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，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。

UY.1911 通信系统

- (a)对于在遥控站中需要超过一名无人机机组成员的无人机系统，或者其运行需要一个以上无人机机组成员通信的无人机系统，必须对遥控站进行评估，以确定无人机机组人员在工作场所时，是否可以在实际的遥控站环境下没有困难进行交谈。如果遥控站设计包括了使用通讯耳机的措施，则评估还必须考虑使用耳机时的情况。如果评估表明，存在有交谈困难的情况，则必须设置内话通讯系统；
- (b)如果安装的通信设备包含发射“开-关”转换，该转换措施必须设计成，在被释放时将从“发射”位回到“关断”位；
- (c)如果有使用通讯耳机的措施，则必须表明，当使用任何耳机时，无人机机组在实际遥控站噪音条件下在使用任一耳机时均能听见所有的音响警告。

UY.1913 语音记录器

(a)遥控站须配备和安装符合局方要求的语音记录器，以便记录以下内容：

- (1)遥控站中发出或收到的通话；
- (2)遥控站中机组成员的对话；
- (3)无人机机组使用遥控站内话系统时的通话；
- (4)进入耳机或扬声器的通话或音频识别信号。

(b)必须安装一只区域话筒来满足本条(a)(2)的记录要求，话筒要安装在最佳位置，能够记录无人机机组工作场所的进行的对话，以及地面其他工作人员的对话。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遥控站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)地面遥控站涉及三名以上的无人机机组成员，每台语音记录器的安装必须将本条(a)规定的通话或音频信号根据不同声源分别录在下列通道上：

- (1)一个通道必须专用于无人机机组工作场所使用的每个吊杆式话筒，耳机或扬声器；
- (2)一个通道必须专用于区域话筒。

(d)每个遥控站录音机必须安装以便满足以下要求：

- (1)从遥控站电源总控端接收电力，为语音记录器的操作提供最大的可靠性；
- (2)应具备有音响或目视装置，能在飞行前检查录音机工作是否正常。

(e) 必须记录通用时间基准信号。

UY.1915 遥控站数据记录

在遥控站中安装数据记录器必须符合以下要求：

(a) 遥控站须配备和安装符合局方要求的数据记录器，用于连续记录通过指挥和控制链路传输的所有数据以及遥控站的状态；

- (b)数据记录仪的存储能力必须与无人机系统的最长飞行持续时间相兼容；
- (c)数据记录器使用的时间基准必须与统一的时间基准同步，同时：
 - (1)下行链路数据必须标记并记录它们在无人机中已经产生的时间基准；
 - (2)上行链路数据必须标记并记录它们在遥控站中生成的时间基准。
- (d)所需的无人机系统记录器的时间基准应允许所有记录数据或信息的后期同步，任何记录器之间的精确度应优于半秒；
- (e)遥控站应提供能够读取数据记录器的功能，以便飞行后操作。

UY.1917 无人机遥控站电气系统

- (a)遥控站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遥控站其他部件的作用均没有危害；
 - (2)电气系统设计时应将电击危险减至最低；
 - (3)电气系统设计应防止静电，雷击和电磁环境(EME)危害。
- (b)在遥控站的设计必须考虑总的电气热排放。

UY.1919 遥控站电源

- (a)遥控站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)必须在“无人机系统飞行手册”中说明符合(a)项的最低供电需求。

UY.1921 任务规划

任务规划计算不得导致不安全状况。

控制站数据显示

UY.1923 布局 and 可见度

- (a)每个飞行、导航、动力装置和无人机状态数据必须按照要求或无人机机组人员可选择的方式进行清晰布局 and 可见；

- (b)对于多发无人机，每个动力装置的数据必须是可获得的，并且有关数据必须与相应的发动机对应，显示不致混淆；
- (c)系统安全运行所需的数据必须进行适当分组，并位于无人机机组正常视线范围内；
- (d)在所有遥控站照明条件下，所有显示器、指示和告警都必须可见。

UY.1925 非全时数据显示

指挥和控制链路和遥控站要求的许多无人机系统参数或状态指示都需要显示，但这些参数或状态可能仅在飞行的某些阶段是必需的或需要的。

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

UY.1927 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遥控站中全时显示，并必须始终与安全运行保持一致的更新速率：

- (1)指示空速；
- (2)气压高度和相关高度表的调定值；
- (3)姿态、航向和航迹；
- (4)无人机位置：无人机的位置必须按照无人机机组的可选比例连续显示在地图上，在一定程度上确保飞行安全；
- (5)在 UY.1329 中定义的半自动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遥控站中。

(b)考虑到 UY.1925 条要求，以下最低所需的飞行和导航数据在无人机系统机组人员查询时应可选择或直接显示，且更新率满足安全运行要求：

- (1)根据 UY.1505 条至 UY.1513 条确定的空速限制；
- (2)侧滑角；

(3)大气静温；

(4)速度警告；

根据 UY.335(b)和 UY.1505 规定了 V_{MO} 的无人机，如果 V_{MO} 大于 $0.8 V_D$ 。当速度超过局方认可的速度时，速度警告装置必须向无人机机组人员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。尽管如此，在证明无人机系统无法达到上述速度时，可考虑是否需要或设置该速度警告装置，并由飞行控制系统维持速度保护。

(5)无人机位置；

(i)相对于视距指挥和控制链路的无人机位置和方位；

(ii)计划的轨迹与无人机的实际航迹之间的偏差。

(6)垂直速度；

(7)时间(时，分，秒)；

(8)导航系统状态；

(9)当多个无人机运行时，根据 UY.2027(b)条要求识别无人机。

UY.1929 动力装置数据

(a) 下列最低所需的动力装置数据必须在控制站中实时进行显示，并必须始终与安全运行保持一致的更新速率：

(1) 每个燃油箱的剩余燃油量；

(2) 指示发动机功能良好的指示装置；

(3) 符合第 UY.1203 条要求的火警指示。

(b) 对于以下数据，只有在超出安全范围的情况下，无法向无人机机组提供警告时，才需要全时段显示。

(1) 每台发动机的燃气温度；

(2) 每台发动机设定了限制转速的转子转速；

(3) 每台发动机的扭矩。

(c) 考虑到 UY.1925 的要求，当无人机机组人员在遥控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) 每台发动机的滑油压力；

(2) 每台发动机的滑油温度；

(3) 每台发动机的燃油流量；

(4) 每台发动机的燃油低压告警；

(5) 任何在正常使用中不应被用尽的燃油箱，设置低油位告警；

(6) 每台发动机的滑油低压告警；

(7) 每台发动机的动力装置防冰系统工作的显示；

(8) 每具螺旋桨，在螺旋桨桨叶角小于飞行低距位置时，向无人机机组发出告警。

UY.1933 指挥和控制链路信息显示、告警和指示器

指挥和控制链路信息显示、告警和指示器必须符合 UY.1709 条要求。

UY.1935 燃油油量数据

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：

(a) 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；

(b) 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：

(1) 能防止溢出；

(2)如果发生输油故障，能迅速给无人机机组成员以警告。

UY.1937 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的无人机，必须在符合 UY.1490(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。

着陆时的标准坡度由 UY.75 规定。

控制

UY.1939 总则

- (a)无人机遥控站中的每个控制装置都必须被定位和标记(除非其功能明显)，便于操作，防止产生混淆和随之发生误动的可能性；
- (b)控制装置的布置和安排使无人机机组人员在其工作位能对每个控制装置进行全行程和无阻挡地操作，而不会受其衣服或地面遥控站结构的干扰；
- (c)控制系统的设计必须确保：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装置可供无人机机组人员使用；
- (d)每个操纵装置的操作必须简便、平稳和确切，以完成其功能要求。

UY.1941 安全关键控制装置

- (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适应；
- (b)安全关键控制装置在与无人机机组的人机接口界面，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在下拉菜单的第一级进入；

- (2)否则，遥控站中的安全关键控制装置必须具有专用的旋钮或控制杆。
- (c)安全关键控制必须设计成能够防止产生混淆和随之发生误操作的可能。

UY.1943 常规控制和指示器

- (a)在采用常规飞行控制和指示的情况下，其形式、位置和布局必须确保安全操作；
- (b)对于每个在遥控站上的常规指示，应满足如下要求：
 - (1)每一弧线和直线必须有足够的宽度，并处于适当位置，使无人机机组能够清晰可见；
 - (2)所有相关的指示必须以相协调的单位校准。
- (c)如果无人机机组使用传统的发动机控制把手，这些装置的外形必须与常规通用外形相一致。

UY.1945 控制器件的动作和表现

遥控站控制装置或者它们的表现必须设计成使无人机机组人员能够直观地操作。这些控制装置的表现必须与有人机中存在的常规飞行控制装置相类似。

UY.1947 遥控站飞行控制

- (a)遥控站飞行控制装置是指由无人机机组人员使用的在 UY.1329 条中定义的半自动模式操作无人机的飞行控制装置；
- (b)遥控站飞行控制装置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。

UY.1949 燃油控制

- (a)必须有能使无人机机组人员在飞行中快速切断每台发动机的燃油的手段；
- (b)另外，必须有方法表明如下内容：
 - (1)防止切断阀因疏忽被误动的措施；
 - (2)发动机的燃油切断阀关闭后，允许相应的无人机机组再迅速打开该阀门的措施。

UY.1953 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，同时应考虑到飞行控制系统证实的自动化程度。

UY.1955 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)必须有快速切断多发飞机的所有点火电路的措施。

UY.1959 螺旋桨转速和桨距的控制

- (a)螺旋桨转速或桨距的控制装置，应满足下列要求：
 - (1)能单独控制每一螺旋桨；
 - (2)能同时控制所有螺旋桨。
- (b)在多发飞机上，该控制装置必须易于使所有螺旋桨同步。

UY.1961 螺旋桨顺桨控制

螺旋桨顺桨操纵的控制装置，必须能够单独顺桨每一螺旋桨，操纵装置必须有防止被误动的措施。

UY.1963 涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定

对涡轮发动机的安装，用于反推力和低于飞行状态的桨距调定的每一操纵器

件，均必须有防止被误动的措施。该措施在飞行慢车位置必须有确实的锁或止动器，而且必须要求机组采取另外的明显动作，才能将操纵器件从飞行状态的位置移开。

UY.1965 切断控制

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

UY.1967 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，必须为无人机机组人员提供一种易于使用的手段，能在符合 UY.1492 条的要求下，快速中止起飞阶段或着陆阶段。

指示与告警

UY.1969 告警、戒备和提示信息颜色代码

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

- (a)红色，用于告警信息(指示危险情况，可能要求立即采取纠正动作的指示信息)；
- (b)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)在控制站所有可能的照明条件下都有效。

UY.1971 无人机系统状态监控

(a)遥控站必须包括无人机系统状态监控功能，并向无人机机组人员提供适当的告

警指示；

- (b)警告、戒备和提示信息应在一个组织良好、优先级明确的系统中提供，高优先级的信息不应被之前的信息覆盖；
- (c)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。

UY.1973 工作模式降级的告警

必须对遥控站进行配置，以确保无人机机组了解任何异常或紧急情况，包括切换到备用操作模式的情况。

UY.1975 低速警告

(a)在直线和转弯飞行中，襟翼在任一正常位置，必须要在遥控站中有一个清晰可辨的低速警告，按照如下要求：

- (1)遥控站发出的速度值指令不应低于由飞行控制系统飞行包线保护所允许的最低稳定飞行速度(起飞和着陆阶段除外)；
- (2)如果不演示失速状态，当接近失速速度或 $V_{\min \text{ DEMO}}$ 时，应在控制站中提供足够的低速提示和警告；
- (3)在进行 UY.201 条(a)所要求的失速试验期间，必须在大于失速速度的某一裕度范围内或 $V_{\min \text{ DEMO}}$ (如果不演示失速)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)当按照 UY.1585 条提供的程序飞行时，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，仅用要求遥控站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。

UY.1977 无人机控制模式指示

在遥控站中必须有一种方式能向无人机机组指示当前飞行控制系统激活的控制

模式。如果启用半自动模式，则必须在无人机机组人员的清晰视野中激活特定指示。

UY.1979 襟翼位置指示

在无人机装备襟翼的情况下，遥控站中必须有襟翼位置指示的措施。除襟翼收起或全放外，还应有中间位置指示，并能清晰准确的指示出襟翼位置。

UY.1983 燃油泵警告

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措施。

UY.1987 蓄电池放电警告

如果无人机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，则必须有警告无人机机组的措施。

UY.1991 气压式除冰套系统指示

必须有方法向无人机机组表明气压式除冰套系统正在正常工作。

UY.1993 无人机电气系统警告和指示

- (a)任何一台无人机发电设备失效时，必须有措施立即向无人机机组发出警告；
- (b)必须有措施在遥控站中向无人机机组指示电源系统安全运行所必不可少的参数；
- (c)对于可能导致无人机飞行的任何阶段(包括着陆和起飞)处于不安全状态的任一遥控站电源失效，必须立即向无人机机组发出清晰可辨的警告。

UY.1995 液压系统指示

对于提供两个或更多主要功能的每个液压系统，必须有向无人机机组指示系统

内压力的装置。

UY.1997 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(例如应急着陆、关断设备或启动灭火瓶), 则必须有迅速向无人机机组报警的方式。

UY.1999 空速管加温指示器

如果为满足 UY.1323 条(b)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。

UY.2001 遥控站配电指示器

每个遥控站配电电路必须在遥控站中有一个指示器, 当电源低于安全最小值时, 给出指示。

UY.2003 飞行控制系统锁警告

无人机上应具有一个装置锁定 UY.1329 条中提到的飞行控制系统的功能, 该功能接通时必须警告无人机机组。

UY.2005 飞行航迹偏离警告

在接通 UY.1329 条中定义的自动模式的情况下, 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局方同意。

UY.2007 无人机安全状态指示

必须在遥控站上提供无人机安全状态指示, 如果无人机处于不安全状态, 则能够通知接近的地面工作人员。

信息、标记和标牌

UY.2009 总则

在 UY.2011 条至 UY.2023 条规定的每一在遥控站显示的信息、标记和标牌必须满足如下要求：

- (a)在与之相关的目标、指示器和数据的醒目位置显示；
- (b)易于无人机机组清楚解读。

UY.2011 空速指示

(a)如果需保持安全飞行，每个空速指示器必须按本条(b)的规定，在相应的指示空速处作标记；

(b)必须做出下列标记：

对于襟翼工作范围，用白色带作标记，其下限为最大重量情况下的 V_{S0} ，上限为 UY.1511 条所规定的襟翼展态速度 V_{FE} 。

(c)必须有最大许用空速指示，用径向红线标志最低的 V_{MO} ，此值必须以无人机最大使用高度范围内的某一高度来制定；

(d)必须有无人机机组能清楚看到的空速指示，其位置应尽可能接近空速指示器。
此指示必须标有下列内容：

- (1)使用机动速度 V_O ；
- (2)由 UY.149(b)确定的最小可操纵速度的最大值(一台发动机不工作)， V_{MC} 。

UY.2013 磁航向或航迹数据

当需要在遥控站中显示磁航向或航迹时，必须自动补偿偏差。

UY.2015 动力装置数据

每个所需的动力装置，遥控站应根据动力装置类型提供它们的数据信息，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。

UY.2021 控制器件标记

- (a)遥控站中每一控制元件、开关、旋钮或控制杆，必须有适当标记；
- (b)UY.1947 条定义的每一远程控制器件，必须有适当标记；
- (c)可用燃油容量必须标示如下：

对于没有转换开关控制器件的燃油系统，必须在遥控站中显示的燃料量数据附近显示该系统的可用燃油量。
- (d)对附件、辅助设备和应急装置的控制器件有下列要求：

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

UY.2023 使用限制指示

- (a)必须在遥控站中有无人机机组能看清楚的指示，说明“该无人机必须按无人机系统飞行手册进行操作”指示；
- (b)必须有无人机机组能看清楚的指示，规定无人机运行限制或在 UY.1525 条要求下被禁止的运行类型。

其他

UY.2025 无人机在两台遥控站中切换

在无人机系统设计成用于无人机在两台遥控站中切换的情况下，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遥控站；

- (b)在切换期间必须保持可靠控制；
- (c)在切换期间，无人机指挥与控制功能的移交必须在无人机系统飞行手册中定义；
- (d)在两台遥控站中切换时不能导致不安全的状况；
- (e)正在控制的遥控站必须具备适应紧急情况所需的功能。

UY.2027 多无人机的指挥和控制

在遥控站设计成指挥和控制多无人机的情况下，应满足如下要求：

- (a)必须建立最小无人机机组，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遥控站中；
- (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。

UY.2029 无人机在同一遥控站中切换

在遥控站设计有多个操控位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操控席位；
- (b)在控制权交接期间必须保持对无人机的可靠控制；
- (c)在交接期间，无人机指挥与控制功能必须在无人机系统飞行手册中定义；
- (d)在同一遥控站内交接时不能导致不安全的状况；
- (e)正在控制的席位必须具备可以应对紧急情况的功能。

UY.2031 多无人机监控

当遥控站设计用于监视多架无人机时，必须有一种方法可以向无人机机组清楚

地指示其正在进行指挥和控制的无人机。

附件 A 基本着陆情况

情况	前轮式		
	有斜反力的水平 着陆	前轮稍离地面水 平着陆	尾沉着陆
参考条文	UY.479 条(a)(1)	UY.479 条(a)(2)	UY.481 条(a)和(b)
重心处的垂直分量	nW	nW	nW
重心处向前和向后的分 量	KnW	KnW	0
重心处的侧向分量	0	0	0
减震支柱伸长(液压式 缓冲器)	注(2)	注(2)	注(2)
减震支柱压缩量(橡皮 或弹簧式)	100%	100%	100%
轮胎压缩量	静态	静态	静态
主起落架载荷(两个主 起落架)V	$(n-L)Wa'/d'$	$(n-L)W$	$(n-L)W$
主起落架载荷(两个主 起落架)D	$KnWa'/d'$	KnW	0
前起落架载荷 V	$(n-L)Wb/d'$	0	0
前起落架载荷 D	$KnWb/d'$	0	0
注	(1)	(1)(3)(4)	(3)(4)

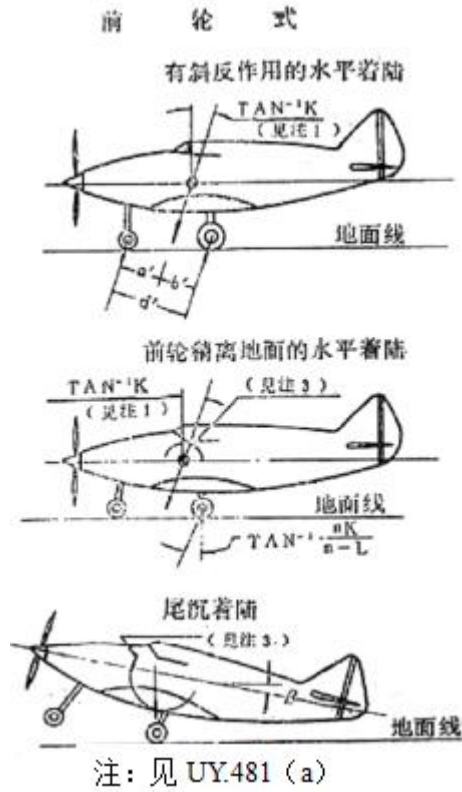
注(1)K 可以确定如下：W 等于或小于 1,361 公斤(3,000 磅)时 $K = 0.25$ ；W 等于或大于 2,722 公斤(6,000 磅)时， $K = 0.33$ 。在上述重量之间时，K 为线性变化。

注(2)对设计而言, 除非另有说明, 在减震支柱从 25% ~ 100% 的整个压缩行程内, 假定最大载荷系数均可出现, 并且必须按起落架每一元件所选取的减震支柱最临界的伸长位置来施加该载荷。

注(3)不平衡力矩必须采用合理的或保守的方法加以平衡。

注(4)L 的定义见 UY.725 条(b)。

注(5)n 为无人机重心处的限制惯性载荷系数, 取自 UY.473 条(c)、(e)和(f)。



附件 B 机轮起旋载荷

(a)确定着陆情况下机轮起旋载荷的下述方法是基于 NACATN8863。然而，设计所采用的阻力分量不得小于 UY.479 条(b)规定的阻力载荷。

$$F_{H_{\max}} = \frac{1}{r_e} \sqrt{\frac{2I_w(V_H - V_C)nF_{V_{\max}}}{T_s}}$$

式中：

$F_{H_{\max}}$ 为作用在机轮上的最大向后水平力，牛顿(公斤；磅)；

r_e 为在以推荐的轮胎工作压力撞击时，机轮的有效滚转半径(可以假定等于在 $n_j W_{eg}(n_j W_e)$ 静载荷作用下的滚转半径)，米(英尺)；

I_w 为滚动组件的转动惯量，公斤米²(公斤米秒²；斯拉格英尺²)；

V_H 为与地面接触瞬时，平行于地面的无人机线速度(假定为 $1.2V_{so}$ ，米/秒(英尺/秒))；

V_C 为预先旋转的轮胎的圆周速度(必须有一个可靠的预先旋转方法才可以考虑预先旋转)，米/秒(英尺/秒)；

n 为有效摩擦系数(可用 0.80)；

$F_{V_{\max}}$ 为机轮上的最大垂直力，其值等于 $n_j W_{eg}(n_j W_e)$ ，牛顿(公斤；磅)；其中 W_e 和 n_j 在 UY.725 条中规定；

t_s 为从与地面接触至机轮达到最大垂直力之间的时间间隔，秒；(但是，如果从上述公式得出的 $F_{H_{\max}}$ 值超过 $0.8F_{V_{\max}}$ ，则 $F_{H_{\max}}$ 必须采用 $0.8F_{V_{\max}}$ 的值。)

(b)该公式假定载荷系数随时间为线性变化一直达到最大载荷为止。在这种假定下，该公式确定了在半径 r_e 上的机轮圆周速度等于无人机速度时的阻力。多数减震支柱不能精确地保证载荷系数随时间作线性变化，因此，必须有合理或保守的余量来补偿上述偏差。在大多数起落架上，对于特定的下沉速度和前进速

度，机轮起旋时间应小于达到最大垂直载荷系数所需的时间。对于特别大的机轮，在最大垂直载荷达到时，机轮圆周速度可能还未达到无人机速度。但是，如上所述，阻力方向的起旋载荷不必超过 0.8 倍的最大垂直载荷。