

中高风险无人直升机系统 适航标准（试行）

2020 年 1 月

目 录

A 章 总则	1
UHS.1 总则	1
UHS.3 适用范围.....	1
B 章 飞行	1
总则	1
UHS.21 证明符合性的若干规定.....	1
UHS.23 经过批准的运行包线.....	1
UHS.25 重量限制.....	1
UHS.27 重心限制.....	2
UHS.29 空机重量和相应的重心.....	2
UHS.31 可卸配重.....	2
UHS.33 主旋翼转速和桨距限制.....	3
性能	3
UHS.45 总则	3
UHS.51 起飞	4
UHS.65 爬升	4
UHS.71 下滑性能.....	4
UHS.73 最小使用速度时的性能.....	5
UHS.75 着陆	5
UHS.79 极限高度—速度包线.....	5
飞行特性	5
UHS.141 总则	6
UHS.143 操纵性和机动性.....	6
UHS.171 稳定性	7
地面和水面操作特性.....	7
UHS.231 总则	7
UHS.239 喷溅特性.....	7
UHS.241 “地面共振”.....	8
C 章 强度特性	8
总则	8
UHS.300 适用性	8
UHS.301 载荷	8
UHS.302 系统和结构的交互：A 类.....	8
UHS.303 安全系数.....	8
UHS.305 强度和变形.....	9
UHS.307 结构验证.....	9
UHS.309 设计限制.....	9
飞行载荷	9
UHS.321 总则	9
UHS.337 限制机动载荷系数.....	10
UHS.339 合成限制机动载荷.....	10
UHS.341 突风载荷.....	10

UHS.351 偏航情况.....	10
UHS.361 发动机扭矩.....	11
操纵面和操纵系统载荷.....	11
UHS.391 总则	11
UHS.395 操纵系统.....	12
UHS.411 地面间隙：尾桨保护装置.....	12
UHS.427 非对称载荷.....	12
地面载荷	13
UHS.471 总则	13
UHS.473 地面受载情况和假定.....	13
UHS.475 缓冲器：A 类.....	13
UHS.501 地面受载情况：滑橇式起落架.....	13
UHS.505 雪橇着陆情况.....	15
水载荷	15
UHS.521 浮筒着水情况.....	15
主要部件要求	15
UHS.547 主旋翼结构.....	16
UHS.549 机身，起落架，旋翼支撑和发动机结构.....	16
应急着陆情况	16
UHS.561 适坠性：A 类.....	16
疲劳评定	17
UHS.571 飞行结构的疲劳评定.....	17
D 章 设计与构造	18
总则	18
UHS.601 设计	18
UHS.602 关键零部件：A 类.....	18
UHS.603 材料	18
UHS.605 制造方法.....	19
UHS.607 紧固件.....	19
UHS.609 结构保护.....	19
UHS.611 检查措施.....	19
UHS.613 材料的强度性能和设计值.....	19
UHS.615 设计性能：A 类.....	20
UHS.619 特殊系数.....	20
UHS.621 铸件系数.....	20
UHS.623 支承系数.....	21
UHS.625 接头系数.....	21
UHS.629 颤振	21
旋翼	21
UHS.653 旋翼桨叶的卸压和排水：A 类.....	21
UHS.659 质量平衡.....	22
UHS.661 旋翼桨叶间隙.....	22
UHS.663 防止“地面共振”的措施：A 类	22
操纵系统	22

UHS.671 总则	22
UHS.673 主飞行操纵系统：A 类	22
UHS.674 交连的操纵系统：A 类	22
UHS.675 止动装置：A 类	22
UHS.679 操纵系统锁：A 类	23
UHS.681 限制载荷静力试验	23
UHS.683 操作试验	23
UHS.685 操纵系统的细节设计	23
UHS.687 弹簧装置	24
UHS.691 自转操纵机构：A 类	24
旋翼传动系统	24
UHS.703 设计	24
UHS.705 旋翼刹车	25
UHS.707 旋翼传动系统和操纵机构的试验	25
UHS.709 附加试验	26
UHS.711 轴系的临界转速	26
UHS.713 轴系接头	27
起落架	27
UHS.723 减震试验：仅限轮式	27
UHS.725 限制落震试验：仅限轮式	27
UHS.727 储备能量吸收落震试验：仅限轮式	28
UHS.737 雪橇	28
浮筒和船体	28
UHS.751 主浮筒浮力	28
UHS.753 主浮筒设计	28
载货设施	29
UHS.787 货舱和有效载荷舱	29
电搭接和闪电防护	29
UHS.867 电搭接和闪电与静电防护	29
其他	29
UHS.871 水平测量标记：A 类	29
UHS.873 配重设施	29
E 章 动力装置	29
总则	30
UHS.901 安装	30
UHS.903 发动机	30
UHS.907 发动机振动：A 类	31
UHS.939 涡轮发动机工作特性	31
燃油系统	31
UHS.951 总则	31
UHS.954 燃油系统的闪电防护：A 类	32
UHS.955 燃油流量	32
UHS.959 不可用燃油量	32
UHS.961 燃油系统在热气候条件下的工作	33

UHS.963 燃油箱：总则.....	33
UHS.965 燃油箱试验.....	33
UHS.967 燃油箱安装.....	33
UHS.969 燃油箱膨胀空间.....	34
UHS.971 燃油箱沉淀槽.....	34
UHS.973 燃油箱加油口.....	34
UHS.975 燃油箱通气和汽化器蒸汽的排放.....	34
UHS.977 燃油滤网和燃油滤.....	35
推进的电源子系统.....	35
UHS.981 能源存储，性能和显示.....	35
UHS.983 能源存储，安全性.....	35
UHS.985 能源存储，安装.....	36
燃油系统部件.....	36
UHS.991 燃油泵.....	36
UHS.993 燃油系统导管和接头.....	37
UHS.995 燃油阀：A 类.....	37
UHS.999 燃油系统放油嘴：A 类.....	37
滑油系统.....	37
UHS.1011 发动机：总则.....	37
UHS.1013 滑油箱.....	38
UHS.1015 滑油箱试验.....	38
UHS.1017 滑油导管和接头.....	39
UHS.1019 滑油滤网或滑油滤.....	39
UHS.1021 滑油系统放油嘴：A 类.....	39
UHS.1027 传动装置和减速器：总则.....	39
冷却.....	40
UHS.1041 总则.....	40
UHS.1043 冷却试验.....	40
UHS.1045 冷却试验程序.....	40
液体冷却.....	41
UHS.1061 安装.....	41
UHS.1063 冷却液箱试验.....	42
进气系统.....	42
UHS.1091 进气.....	42
UHS.1093 进气系统防冰：A 类.....	42
排气系统.....	43
UHS.1121 总则.....	43
UHS.1123 排气管.....	44
动力装置附件.....	44
UHS.1163 动力装置附件.....	44
UHS.1165 发动机点火系统：A 类.....	44
动力装置的防火.....	45
UHS.1183 导管、接头和组件：A 类.....	45
UHS.1187 通风：A 类.....	45

F 章 设备	45
总则	45
UHS.1301 功能和安装	45
UHS.1303 飞行和导航设备	46
UHS.1305 动力装置监测设备	46
UHS.1307 其它设备	46
UHS.1309 设备、系统和安装	46
UHS.1323 空速指示系统	47
UHS.1325 静压系统	47
UHS.1331 使用能源的仪表	47
飞行控制与管理系统和设备	47
UHS.1337 总则	47
UHS.1338 系统功能	47
UHS.1340 飞控计算机	48
UHS.1341 伺服系统	49
UHS.1342 飞行记录	49
UHS.1345 导航设备	50
电气系统和设备	50
UHS.1351 总则	50
UHS.1353 电源系统容量和配电	51
UHS.1355 蓄电池的设计和安装	51
UHS.1357 电路保护装置	52
UHS.1361 无人直升机电气负载卸载	53
UHS.1363 电缆	53
UHS.1365 开关	53
灯	53
UHS.1384 外置光源	53
安全设备	53
UHS.1412 应急回收能力	53
UHS.1413 应急程序	54
UHS.1414 应急迫降	54
其它设备	54
UHS.1431 电子设备	54
UHS.1461 含高能转子的设备	54
UHS.1481 有效载荷	55
G 章 使用限制和资料	55
UHS.1501 总则	55
运行限制	55
UHS.1503 空速限制：总则	55
UHS.1505 不可超越速度	55
UHS.1509 旋翼转速	56
UHS.1519 重量和重心	56
UHS.1521 动力装置限制	56
UHS.1523 地面操控成员	57

UHS.1525 运行类型.....	57
UHS.1527 最大使用高度.....	57
UHS.1529 持续适航文件.....	57
标记和标牌	58
UHS.1541 总则	58
UHS.1557 其它标记和标牌.....	58
UHS.1565 主桨和尾桨.....	58
飞行手册和批准的手册资料.....	58
UHS.1581 总则	59
UHS.1583 使用限制.....	59
UHS.1585 使用程序.....	59
UHS.1587 性能资料.....	60
UHS.1589 装载资料.....	60
H 章 指令与控制数据链路	60
UHS.1601 总则	61
UHS.1603 指令与控制数据链路丧失.....	61
UHS.1605 指令与控制数据链路模式.....	61
UHS.1607 降级后的 C2 通信性能	61
UHS.1609 要求的指挥与控制数据优先级.....	62
I 章 控制站.....	62
UHS.1701 航空器与控制站配对	62
UHS.1703 地面操控员使用的系统和设备.....	62
UHS.1705 控制站控制.....	63
UHS.1707 控制的运动和效果.....	63
UHS.1711 信息显示系统.....	63
UHS.1721 布局和可见度.....	63
UHS.1722 警告灯、戒备灯和提示灯	64
UHS.1752 无人直升机系统信息显示.....	64
UHS.1759 限制标牌.....	64
UHS.1761 无人直升机遥控操作.....	64
UHS.1775 控制站切换.....	64
UHS.1777 多个 UA 的指令与控制	65
附件 A 持续适航文件.....	65
A.UHS.1 总则.....	65
A.UHS.2 格式.....	65
A.UHS.3 内容.....	65
A.UHS.4 适航限制条款.....	66
附录 B 发动机.....	66
内燃发动机	66
B-UHS.1 适用范围.....	66
B-UHS.3 说明手册.....	67
B-UHS.5 发动机功率额定值和使用限制	67
B-UHS.7 发动机功率额定值的选定.....	67
B-UHS.9 发动机关键零部件.....	67

B-UHS.11 材料.....	68
B-UHS.13 制造方法.....	68
B-UHS.15 紧固件.....	68
B-UHS.17 结构保护.....	68
B-UHS.19 检查措施.....	68
B-UHS.20 功能（涡轮增压发动机）	68
B-UHS.21 发动机控制系统.....	69
B-UHS.23 发动机安装系统.....	69
B-UHS.25 防火	69
B-UHS.27 耐用性.....	70
B-UHS.29 发动机冷却.....	70
B-UHS.31 附件连接装置.....	70
B-UHS.33 振动	70
B-UHS.35 点火	70
B-UHS.37 燃油和进气系统.....	71
B-UHS.39 润滑系统.....	71
B-UHS.41 高能转子包容物.....	72
B-UHS.43 校准试验.....	72
B-UHS.45 爆震试验（仅火花点火）	73
B-UHS.47 持久试验.....	73
B-UHS.49 工作试验.....	74
B-UHS.51 发动机部件试验.....	74
B-UHS.53 分解检查.....	74
B-UHS.55 发动机调整和部件更换.....	75
电动发动机	75
总则	75
B-UHS.101 说明手册.....	75
B-UHS.103 发动机额定值和使用限制.....	75
B-UHS.105 发动机功率的选定.....	75
设计与构造	75
B-UHS.111 材料.....	75
B-UHS.113 耐久性.....	76
B-UHS.115 发动机冷却.....	76
B-UHS.117 发动机的安装构件和结构.....	76
B-UHS.119 附件连接装置.....	76
B-UHS.121 振动.....	76
B-UHS.123 电磁兼容.....	76
B-UHS.125 湿度.....	76
B-UHS.127 安装.....	77
台架试验	77
B-UHS.131 校准试验.....	77
B-UHS.133 持久试验.....	77
B-UHS.135 工作试验.....	78
B-UHS.137 发动机部件试验.....	78

B-UHS.139 分解检查.....	78
B-UHS.141 发动机调整和零件更换.....	78
附录 C 系统和结构的相互作用	78
C-UHS.1 总则	78
C-UHS.2 系统对结构的影响.....	79

A 章 总则

UHS. 1 总则

(a) 本标准规定了颁发和更改中高风险无人直升机系统设计生产批准的适航标准。

(b) 保留。

UHS. 3 适用范围

(a) 高风险条件下的无人直升机为 A 类, 中风险条件下的无人直升机为 B 类。标准中未标注适用性的条款, A、B 类通用。

(b) 标准主要针对传统构型的无人直升机, 包括单旋翼带尾桨、共轴双旋翼、纵列双旋翼、横列双旋翼。

(c) 在运行期间, 本规章的适用范围包括视距内飞行和超视距飞行, 不包括人员运送、结冰条件下飞行和特技表演。

B 章 飞行

总则

UHS. 21 证明符合性的若干规定

本章的每项要求, 在申请合格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:

(a) 用申请合格审定的该型号无人直升机进行试验, 或根据试验结果进行与试验同等准确的计算;

(b) 如果由所检查的各种组合不能合理地推断其符合性, 则应对重量与重心的每种预期的组合进行系统的检查。

UHS. 23 经过批准的运行包线

申请人必须明确经过批准的运行包线范围, 需要对在此范围内的安全飞行、正常和紧急情况下飞行以及应急恢复能力进行分别阐明。

在明确的包线内, 申请人必须考虑到环境条件, 如风速情况等。

UHS. 25 重量限制

(a) 最大重量。最大重量 (表明符合本规章每项适用的要求的最重重量) 必须这样制定:

(1) 不大于:

(i) 申请人选定的最重重量;

(ii) 设计最大重量,即表明符合本规章每项适用的结构载荷情况的最重重量;

(iii) 表明符合本规章每项适用的飞行要求的最重重量。

(2) 不小于下述各项之和:

(i) 按 UHS.29 确定的空机重量;

(ii) 满燃油状态下燃油的总重量;

(iii) 满滑油状态下滑油的总重量;

(iv) 可卸配重的重量。

(b) 最小重量。最小重量(表明符合本规章每项适用的要求的最轻重量)必须这样制定:

(1) 不大于按 UHS.29 确定的空机重量;

(2) 不小于设计最小重量,即表明符合本规章每项适用的结构载荷情况和飞行要求的最轻重量。

UHS. 27 重心限制

重心前限和重心后限,以及横向重心极限,必须按照 UHS.25 规定的每一重量来制定。其限制不得超过:

(a) 申请人选定的极限;

(b) 证明结构符合要求所使用的极限;

(c) 表明符合每项适用的飞行要求的极限。

UHS. 29 空机重量和相应的重心

(a) 空机重量和相应的重心必须根据除去有效载重(除非它是型号设计的一部分)后的无人直升机称重重量来确定,但应装有:

(1) 固定配重;

(2) 按 UHS.959 确定的不可用燃油;

(3) 全部工作液体,包括:

(i) 滑油;

(ii) 直升机系统正常工作所需的其它液体。

(b) 在确定空机重量时无人直升机的状态必须是有明确定义的,并且易于再现,特别是有关燃油、滑油、冷却剂和所装设备的重量。

UHS. 31 可卸配重

在表明符合本章的飞行要求时,可采用可卸配重。

UHS. 33 主旋翼转速和桨距限制

(a) 主旋翼转速限制。主旋翼转速范围必须这样制定：

(1) 有动力时，提供足够的余量以适应在任何适当的机动中发生的旋翼转速的变化，并与所使用的调速器或同步器的类型相协调；

(2) 如果通过自转能力来满足 UHS.1412 的要求，则无动力时，在申请合格审定要求的整个空速和重量范围内，可以完成各种适当的自转机动飞行。

(b) 正常的主旋翼高桨距限制（有动力）。无人直升机必须表明在有动力且不超过批准的发动机最大极限时，在任何验证过的飞行状态下不会出现主旋翼转速明显低于批准的最小主旋翼转速，必须用下述方法之一来保证：

(1) 安装适当的主旋翼高桨距限制器；

(2) 无人直升机固有特性保证主旋翼很不可能出现不安全的低转速；

(3) 以适当的措施将主旋翼的不安全转速警告地面操控员。

(c) 正常主旋翼低桨距限制（无动力）如果通过自转能力来满足 UHS.1412 的要求，当无动力作用时，必须表明：

(1) 在重量和空速的临界组合条件下的任何自转飞行状态，主旋翼正常低桨距极限应保证有足够的旋翼转速；

(2) 不需要特殊的地面操控员驾驶技巧就可以防止旋翼超转。

(d) 应急高桨距。如果按本条 (b) (1) 的要求安置有主旋翼高桨距限制器，而且不可能无意地超过限制器，则可设有可供应急使用的附加桨距。

(e) 主旋翼低转速警告。必须有满足下述要求的主旋翼低转速警告指示：

(1) 在所有飞行状态，包括有动力和无动力（如果通过自转能力来满足 UHS.1412 的要求）飞行，当主旋翼的转速接近于可能危及飞行安全值时，必须向地面操控员提供警告指示；

(2) 可以通过一种装置提供警告；

(3) 在所有情况下，警告指示必须清晰明了，并与所有其它警告指示有明显的区别。仅用要求地面操控员注意的目视装置是不可接受的；

(4) 如果采用警告装置，在修正低转速状态后，此装置必须能自动停止工作并且复原。如果此装置具有音响警告，则还必须有一种设备供地面操控员在修正低转速状态之前手动清除音响警告。

性能

UHS. 45 总则

(a) 除非另有规定，在静止空气和标准大气（海平面）下，必须满足本章性

能要求。

(b) 性能必须与特定周围大气条件，特定飞行状态和本条 (d) 或 (e) 规定的相对湿度下的发动机可用功率相对应。

(c) 可用功率必须相应于发动机功率（不能超过批准功率）减去：

(1) 安装损失；

(2) 在特定周围大气条件及特定飞行状态下，由附件和服务设施所消耗的功率。

(d) 对于活塞发动机的无人直升机，因发动机的功率而影响的飞行性能，必须建立在标准大气相对湿度为 80% 的基础上。

(e) 对于涡轮发动机的无人直升机，因发动机的功率而影响的飞行性能，必须建立在下述相对湿度的基础上。

(1) 在等于和低于标准温度时，相对湿度是 80%；

(2) 在等于和高于标准温度加 28℃ 时，相对湿度是 34%；

(3) 在这两种温度之间，相对湿度必须是线性变化的。

(f) 对涡轮发动机的无人直升机，必须提供一种方法，以使地面操控员在起飞前确定每台发动机能够输出达到本章规定的无人直升机飞行性能所必需的功率。

UHS. 51 起飞

(a) 以起飞功率和转速并以最临界重心起飞：

(1) 不得要求特殊的地面操控员驾驶技术或特别有利的条件；

(2) 起飞方式必须保证在飞行航迹的任一点上，如果任何发动机故障，能按照 UHS.1412 确定的程序着陆。

(b) 本条 (a) 必须在申请合格审定的高度和重量范围以及远离地面操控员的最大起飞距离内满足。

UHS. 65 爬升

稳定爬升率必须在最大连续功率和下列条件下确定：

(a) 申请人选定的爬升速度；

(b) 从海平面直到申请合格审定的高度范围内；

(c) 申请合格审定的高度范围相应的重量和温度。

UHS. 71 下滑性能

如果通过自转能力来满足 UHS.1412 的要求，其最小下降率的空速和最佳下滑角的空速必须由下列条件下的自转来确定：

- (a) 最大重量；
- (b) 申请人选定的旋翼转速。

UHS. 73 最小使用速度时的性能

(a) 在申请合格审定的重量、高度和温度范围内，悬停升限必须按下列条件确定：

- (1) 起飞功率；
- (2) 无人直升机与正常起飞程序相一致的高度上。

(b) 按照本条 (a) 确定的悬停升限，必须至少是：在标准大气和最大重量条件下大于 915 米 (3, 000 英尺)。

UHS. 75 着陆

(a) 无人直升机必须具有如下着陆性能：没有过大的垂直加速度，没有弹跳的倾向、前翻、地面打转、前后振动（海豚运动）及水面打转，不需特殊驾驶技巧或特别有利的条件，进场或下滑速度由申请人选定，并适合该无人直升机型号；

(b) 本条 (a) 必须在申请合格审定的高度和重量范围以及远离地面操控员的最大着陆距离内满足。

(c) 在进场和着陆过程中，如果任何发动机故障，能按照 UHS.1412 确定的程序着陆。

UHS. 79 极限高度—速度包线

(a) 如果存在高度与前飞速度（包括悬停）组合，在本条 (b) 适用功率丧失的情况下不能按照 UHS.1412 确定的程序着陆，则必须就下述全部范围制定极限高度——速度包线（包括全部有关资料）：

(1) 高度。从标准海平面状态到无人直升机所能达到的最大高度或 2100 米密度高度,取小者；

(2) 重量。从最大重量（海平面）至本条 (a) (1) 规定的每一高度由申请人选定的较轻重量。在海平面高度以上的重量不能小于最大重量或无地效悬停允许的最大重量，取轻者。

(b) 适用功率丧失情况：

(1) 对单发无人直升机，完全自转；

(2) 对多发无人直升机，单发停车（由于发动机隔离特性保证其余的发动机继续工作），其余的发动机以申请合格审定的最大功率工作。

UHS. 141 总则

无人直升机必须满足下列要求：

(a) 除了在适用的条款中另有特殊的要求外，在下述情况下满足本章飞行特性要求：

- (1) 在使用中预期的高度和温度；
- (2) 在申请合格审定的重量和重心范围内的任一临界载重状态；
- (3) 有动力飞行，在申请合格审定的任一速度、功率和旋翼转速状态；

(4) 如果通过自转能力来满足 UHS.1412 的要求，则无动力飞行，在申请合格审定的任一速度和旋翼转速状态，此状态在操纵机构符合批准的说明和容限下是能达到的。

(b) 对这类型号的任何可能的使用情况下，包括下列使用情况，不要求特殊的操控技巧、机敏和力气，并且没有超过限制载荷系数的危险，便能保持任何需要的飞行状态，以及从任一飞行状态平稳地过渡到任何其它飞行状态，包括全部发动机突然失效。

UHS. 143 操纵性和机动性

(a) 在下列过程中，无人直升机必须能够安全地操纵和机动：

(1) 稳定飞行；

(2) 适用该型号的机动飞行，包括如果通过自转能力来满足 UHS.1412 的要求：

- (i) 起飞；
- (ii) 爬升；
- (iii) 平飞；
- (iv) 转弯飞行；
- (v) 下滑飞行；
- (vi) 着陆（有动力）；
- (vii) 从中断自转进场到恢复有动力飞行；
- (viii) 着陆（单发失效）。

(b) 飞行控制系统（FCS）在下述情况下必须能够在 V_{NE} 时提供满意的滚转和俯仰操纵：

- (1) 临界重量；
- (2) 临界重心；
- (3) 临界旋翼转速；
- (4) 单发停车和启动。

(c) 必须规定不小于 31 千米/小时 (17 节) 的风速, 在此风速下, 无人直升机在下列情况下, 能够在地面或接近地面进行与其型号相适应的任何机动飞行 (例如侧风起飞、侧飞和后飞), 而不丧失其操纵:

- (1) 临界重量;
- (2) 临界重心;
- (3) 临界旋翼转速;
- (4) 在合格审定的范围内, 从标准海平面到最大起飞着陆高度。

(d) 除非依据 UHS.1309 证明全部发动机失效后要求控制站具有可操纵性是极度不可能的, 否则当发动机故障发生在最大连续功率和临界重量时, 无人直升机在申请合格审定的速度与高度全部范围内必须是可以操纵的。在发动机失效后的任何情况下, 修正动作的滞后时间不得小于:

- (1) 对巡航状态为一秒或驾驶员正常的反应时间 (取大值);
- (2) 对任何其它状态为驾驶员正常的反应时间。

UHS. 171 稳定性

在预期的长时间的正常运行中, 在任何正常的机动飞行期间, 无人直升机的飞行不应使地面操控员有过分的疲劳和紧张。在演示时必须至少做三次起落。

(a) 在所有运行模式下, 包括 FCS (飞行控制系统) 增稳模式和人工直接操纵模式 (如适用), 考虑传感器、计算误差以及延迟的影响, 在合格审定申请的任何重量和重心组合中, 在使用中任何正常情况下必须纵向、航向和横向稳定。

(b) 在不同的飞行条件和 FCS (飞行控制系统) 飞行模式之间的转换期间, 各个方向的瞬态响应必须平滑, 收敛, 且具有预定轨迹超差后偏离的阻尼特性。

(c) 除了通过建模或计算所获得的数据外, 稳定性分析必须由有关飞行试验的结果予以支持。

(d) 稳定性也必须在人工直接操纵模式下评估 (如适用), 并适当考虑数据传递的延迟。

地面和水面操作特性

UHS. 231 总则

无人直升机必须具有良好的地面或水面操纵特性, 包括在使用中预期的任一状态下不得有不可操纵的倾向。

UHS. 239 喷溅特性

如果申请水上使用的合格审定, 在滑行、起飞或着水期间不得有遮蔽地面操

控员视线或危及旋翼、螺旋桨以及无人直升机其它部件的喷溅特性。

UHS. 241 “地面共振”

在地面旋翼转动时，无人直升机不得发生危险的振荡趋势。

C 章 强度特性

总则

UHS. 300 适用性

已经按 CCAR27 部的要求获得型号合格证的航空器，如果改装为无人直升机，首先需要进行下列评估：

(a) 本标准 UHS.309 条设计限制所涉及的项目不得超过 CCAR27.309 设计限制所批准的范围；

(b) 除操纵系统和飞控系统外，没有对旋翼系统、传动系统、动力系统、起落架系统、机体结构及传力路线等主要构型项进行更改。

(c) 没有安装 UHS.302 条规定的影响结构性能的系统。

如果改装符合上述条件，则不要求验证本标准 C、D 章节的条款符合性。

UHS. 301 载荷

(a) 强度要求通过限制载荷（使用中预期的最大载荷）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、地面和水载荷必须与计及直升机每一质量项目的惯性力相平衡，这些载荷的分布必须接近或偏保守地反映真实情况。

(c) 如果载荷作用下的变形会显著改变外部载荷或内部载荷的分布，则必须考虑载荷的重新分布。

UHS. 302 系统和结构的交互：A 类

对于安装了影响结构性能的系统直升机，无论是直接影响还是作为失效或故障的结果，在表明本标准 C 章和 D 章要求的符合性时，必须考虑这些系统及其失效条件的影响。必须用 UHS 的附录 C 评估安装了这些系统的直升机的结构性能。

UHS. 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。

UHS. 305 强度和变形

(a) 结构必须能承受限制载荷而无有害的或永久的变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下, 变形不得影响安全运行。

(b) 结构必须能承受极限载荷而不破坏, 此要求必须用下述任一方法表明:

- (1) 在静力试验中, 施加在结构上的极限载荷至少保持 3 秒钟; 或者
- (2) 模拟真实载荷作用的动力试验。

UHS. 307 结构验证

(a) 必须表明结构对设计及其使用环境的每一临界受载情况均满足本章的强度和变形要求。只有经验表明结构分析的方法(静力或疲劳)对某种结构是可靠的情况下, 对这种结构才可采用分析方法, 否则必须进行验证载荷试验。

(b) 为满足本标准的强度要求所做的试验必须包括:

- (1) 旋翼、旋翼传动系统和旋翼操纵系统的动力及耐久试验;
- (2) 包括操纵面在内的操纵系统的限制载荷试验;
- (3) 操纵系统的操作试验;
- (4) 仅限 A 类: 飞行应力测量试验;
- (5) 用于新的或非常规设计特点所要求的任何附加试验。

UHS. 309 设计限制

为表明满足本标准的结构要求, 必须制定下列数据和限制:

- (a) 设计最大重量;
- (b) 有动力和无动力时主旋翼转速范围;
- (c) 在本条 (b) 规定的范围内, 对应主旋翼每一转速下的最大前飞速度;
- (d) 最大后飞和侧飞速度;
- (e) 与本条 (b)、(c) 和 (d) 所规定的限制相对应的重心限制;
- (f) 每一动力装置和每一相连接的旋转部件之间的转速比;
- (g) 正的和负的限制机动载荷系数。

飞行载荷

UHS. 321 总则

(a) 必须假定飞行载荷系数垂直于无人直升机的纵轴, 并且与作用在无人直

升机重心上的惯性载荷系数大小相等、方向相反。

(b) 对以下情况必须表明满足本章的飞行载荷要求：

(1) 从设计最小重量到设计最大重量的每一重量；

(2) 在无人直升机飞行手册使用限制内，可调配载重的任何实际分布。

UHS. 337 限制机动载荷系数

无人直升机必须按下述规定之一设计：

(a) 从正限制机动载荷系数 3.5 到负限制机动载荷系数-1.0 的范围；

(b) 任一正限制机动载荷系数不得小于 2.0，负限制机动载荷系数不得大于 -0.5，但：

(1) 需用分析或飞行试验表明超过所选取系数的可能性很小；

(2) 所选用系数对在设计最大重量和设计最小重量之间的每一重量情况是适当的。

UHS. 339 合成限制机动载荷

假设由限制机动载荷系数得到的载荷，作用在每个旋翼桨毂中心和每个辅助升力面上，并且载荷方向和在各旋翼和各辅助升力面间的分配应能代表包括具有最大设计前进比的有动力和无动力飞行在内的每一临界机动情况。此前进比是直升机飞行速度在桨盘平面的分量与旋翼桨叶的桨尖速度之比，用下式表示：

$$\mu = \frac{V \cdot \cos \alpha}{\Omega R}$$

式中：

V ：沿飞行航迹的空速（米/秒）；

α ：桨距不变轴在对称平面内的投影和飞行航迹垂线间的夹角（弧度，轴指向后为正）；

Ω ：旋翼的角速度（弧度/秒）；

R ：旋翼半径（米）。

UHS. 341 突风载荷

无人直升机必须设计成能承受包括悬停在内的每个临界空速下由 9.14 米/秒（30 英尺/秒）的垂直突风产生的载荷。

UHS. 351 偏航情况

(a) 无人直升机必须设计成能承受由本条 (b) 和 (c) 规定的机动飞行载荷，

且满足下列条件：

(1) 对重心处的不平衡气动力矩，由考虑的主要质量提供的反作用惯性力以合理的或保守的方式相平衡；

(2) 主旋翼最大转速。

(b) 为了产生本条 (a) 所要求的载荷，在由零到 $0.6V_{NE}$ 的前飞速度下，直升机作无偏航非加速飞行时：

(1) 突然将方向操纵装置移动到操纵止动装置或第 UHS.395 条 (a) 所规定的作动器作用力限制的最大偏转；

(2) 达到最终侧滑角或 90° ，二者中取小值；

(3) 突然将方向操纵装置扳回到中立位置。

(c) 为了产生本条 (a) 所要求的载荷，在由 $0.6V_{NE}$ 到 V_{NE} 或 V_H (二者中取小者) 的前飞速度下，直升机作无偏航非加速飞行时：

(1) 突然将方向操纵装置移动到操纵止动装置或第 UHS.395 条 (a) 所规定的作动器作用力限制的最大偏转；

(2) 在 V_{NE} 或 V_H 中较小的速度下，达到最终侧滑角或 15° ，二者中取小值；

(3) 将本条 (b) (2) 和 (c) (2) 的侧滑角直接随速度变化；

(4) 突然将方向操纵装置扳回到中立位置。

UHS. 361 发动机扭矩

限制扭矩不得小于最大连续功率的平均扭矩乘以下列系数：

(1) 对于四冲程发动机

(i) 对 4 冲程活塞发动机：对于有 5 个或以上汽缸的情况，系数为 1.33；

(ii) 对于有 4、3、2、1 个汽缸的情况，系数分别为 2、3、4、8；

(2) 对于二冲程发动机

(i) 对 2 冲程活塞发动机：对于有 3 个或以上汽缸的情况，系数为 2；

(ii) 对于有 2、1 个汽缸的情况，系数分别为 3、6。

(3) 对于转子发动机

(i) 发动机有 3 个或更多的轮盘时，系数为 1.33；

(ii) 发动机分别有 2、1 个轮盘时，系数分别为 2、4。

(4) 对于涡轮发动机，系数为 1.25。

(5) 对于电动机，取电动机全速范围内所能达到的最大峰值扭矩。

操纵面和操纵系统载荷

UHS. 391 总则

各辅助旋翼、固定的或可动的安定面或操纵面和用于任何飞行控制的各操纵系统，必须满足 UHS.395、UHS.411 和 UHS.427 条的要求。

UHS. 395 操纵系统

(a) 从作动器至操纵止动装置的各操纵系统零件必须设计成能承受由作动系统产生的最大载荷和扭矩。

(b) 各主操纵系统及其支撑结构，必须按下列设计：

(1) 可以承受作动系统产生的最大载荷和扭矩；

(2) (备用)。

(3) 如果系统设计或正常操作载荷使得系统的某一部分不能平衡本条 (b) 规定的限制作用力，那么系统的这一部分必须设计成能承受在正常使用中所能获得的最大载荷。在任何情况下，最小设计载荷必须对服役使用中包括计及疲劳、卡滞、地面突风、操纵惯性和摩擦载荷等情况下提供可靠的系统。在缺少合理分析情况下，由本条 (b) 规定的 0.6 倍的设计载荷是可接受的最小设计载荷。

(4) 如果由于卡滞、地面突风、操纵惯性或摩擦等原因可能超过上述操作载荷，则操纵系统应能承受这些载荷作用而不屈服。

UHS. 411 地面间隙：尾桨保护装置

(a) 在正常着陆时，尾桨不得接触着陆表面。

(b) 当采用尾桨保护装置来满足本条 (a) 时，则：

(1) 对保护装置必须制定适当的设计载荷；

(2) 尾桨保护装置及其支撑结构必须设计成能承受该设计载荷。

UHS. 427 非对称载荷

(a) 水平尾翼及其支撑结构必须设计成能承受由偏航和旋翼尾流影响与规定的飞行情况组合所产生的非对称载荷。

(b) 为了满足本条 (a) 的设计准则，在缺乏更合理资料的情况下，必须同时满足：

(1) 由对称飞行情况最大载荷的 100% 作用在对称面一侧的水平尾翼上，而另一侧不加载荷。

(2) 由对称飞行情况最大载荷的 50% 作用于对称面每一侧的水平尾翼上，但方向相反。

(c) 对于水平尾翼支撑在垂直尾翼上的尾翼布局，垂直尾翼及其支撑结构必须分别考虑每一种规定的飞行情况下所产生的垂直尾翼和水平尾翼载荷的组合进行设计。必须按在水平尾翼和垂直尾翼上获得最大设计载荷来选择。在缺乏更合

理资料情况下，水平尾翼的非对称载荷分布必须假定为本条规定的分布。

地面载荷

UHS. 471 总则

(a) 载荷和平衡 对于限制地面载荷，采用下述规定：

(1) 在本标准着陆情况下得到的限制地面载荷，必须看成是作用在假定为刚体的直升机结构上的外部载荷；

(2) 在规定的每一着陆情况中，外部载荷必须以合理的或偏保守的方式与平动和转动惯性载荷相平衡。

(b) 临界重心 必须在申请合格审定的重心范围内选择临界重心，使每一起落架元件获得最大设计载荷。

UHS. 473 地面受载情况和假定

(a) 对规定的着陆情况，必须采用不小于最大重量的设计最大重量。可以假定在整个着陆撞击期间旋翼升力通过重心，且不得超过设计最大重量的三分之二。

(b) 除非另有说明，对于所规定的每一着陆情况，直升机必须按限制载荷系数设计。此系数不小于第 UHS.725 条中所证实的限制惯性载荷系数。

UHS. 475 缓冲器：A 类

除非另有说明，对于所规定的每一着陆情况，必须假定缓冲器处于其最严重位置。

UHS. 501 地面受载情况：滑橇式起落架

(a) 总则。装有滑橇起落架的直升机必须按本条规定的受载情况设计。在表明满足本条要求时，采用下述规定：

(1) 必须按第 UHS.471 条至第 UHS.473 条确定设计最大重量、重心和载荷系数。

(2) 在限制载荷作用下，弹性构件的结构屈服是允许的。

(3) 弹性构件的设计极限载荷不必超过下述规定的起落架落震试验所得到的载荷：

(i) 落震高度为第 UHS.725 条规定的 1.5 倍；

(ii) 所假定的旋翼升力不大于第 UHS.725 条规定的限制落震试验中使用数值的 1.5 倍。

(4) 必须按下述规定表明满足本条 (b) 至 (e) 的要求：

(i) 对于所考虑的着陆情况，起落架处于它的最严重偏转位置；

(ii) 地面反作用力沿滑橇筒底部合理地分布。

(b) 水平着陆姿态的垂直反作用力

在水平姿态下，以两个滑橇底部触地的直升机，必须按本条 (a) 的规定施加垂直反作用力。

(c) 水平着陆姿态的阻力载荷

对在水平姿态下，以两个滑橇底部触地的直升机，采用下述规定：

(1) 垂直反作用力必须与水平阻力相组合，水平阻力等于垂直反作用力的 50%；

(2) 组合的地面载荷必须等于本条 (b) 规定的垂直载荷。

(d) 水平着陆姿态的侧向载荷

在水平姿态下，以两个滑橇底部触地的直升机，采用下述规定：

(1) 垂直地面反作用力必须：

(i) 等于在本条 (b) 所规定的情况中得到的垂直载荷；

(ii) 在滑橇间平均分配。

(2) 垂直地面反作用力必须与等于该力的 25% 的水平侧向载荷相组合。

(3) 总的侧向载荷必须平均施加在两个滑橇上并沿滑橇长度均匀分布。

(4) 假定不平衡力矩由转动惯性力平衡。

(5) 对滑橇式起落架必须研究下述情况：

(i) 侧向载荷向内作用；

(ii) 侧向载荷向外作用。

(e) 在水平姿态下单橇着陆载荷

在水平姿态下，仅用单橇底部触地的直升机，采用下述规定：

(1) 触地一侧的垂直载荷必须与本条 (b) 规定的情况中得到的该侧载荷相同；

(2) 假定不平衡力矩由转动惯性力平衡。

(f) 特殊情况

除本条 (b) 和 (c) 规定的情况外，直升机必须按下述地面反作用力设计。

(1) 与直升机纵轴向上、向后成 45 角作用的地面反作用载荷必须满足下述要求：

(i) 等于 1.33 倍的最大重量；

(ii) 在滑橇间对称分配；

(iii) 集中在橇筒直线部分的前端。

(iv) 仅适用于橇筒前端和它与直升机的连接件。

(2) 水平着陆姿态的直升机，垂直地面反作用载荷等于本条 (b) 确定的垂

直载荷的一半，该载荷必须满足下述要求：

- (i) 仅适用于橇筒和它与直升机的连接件；
- (ii) 沿橇筒连接件之间 33.3% 的长度平均分布在橇筒连接件之间的中央区域。

UHS. 505 雪橇着陆情况

如果申请使用雪橇合格审定，则装雪橇的直升机必须设计成能承受下述载荷（其中 P 是直升机在设计大重量时作用在每个雪橇上的最大静载荷， n 是按 UHS.473 (b) 确定的限制载荷系数）：

(a) 向上载荷情况

- (1) 垂直载荷 Pn 和水平载荷 $Pn/4$ 同时施加在支撑轴承上；
- (2) $1.33P$ 的垂直载荷施加在支撑轴承上。

(b) 侧向载荷情况

$0.35Pn$ 的侧向载荷在水平面内施加在支撑轴承上，并垂直于无人直升机中心线。

(c) 扭转载荷情况

$1.33P$ （牛顿·米）的扭转载荷施加在雪橇上，它是对通过支撑轴承中心线的垂直轴取矩的。

水载荷

UHS. 521 浮筒着水情况

如果申请使用浮筒的合格审定，则带浮筒的直升机必须设计成能承受下述情况的载荷（其中限制载荷系数按 UHS.473 (b) 确定）：

(a) 载荷向上情况

- (1) 直升机处于静止的水平姿态，合成的水面反作用力垂直通过重心；
- (2) 本条 (a) (1) 规定的垂直载荷与垂直分力的 0.25 倍的向后分力同时作用。

(b) 侧向载荷情况：

(1) 垂直载荷是本条 (a) (1) 规定的总垂直载荷的 0.75 倍，它均等地分配于每个浮筒上；

(2) 对每个浮筒，按本条 (b) (1) 确定的载荷或与本条 (b) (1) 规定的总垂直载荷的 0.25 倍的总侧向载荷相组合，它们仅适用于浮筒。

主要部件要求

UHS. 547 主旋翼结构

(a) 每个主旋翼组件（包括旋翼桨毂和桨叶）必须按本条规定设计。

(b) (备用)

(c) 主旋翼结构必须设计成能承受 UHS.337 至 UHS.341 条规定的下列载荷：

(1) 临界飞行载荷；

(2) 在正常自转情况下出现的限制载荷，对于这个情况，选定的旋翼转速必须包括高度的影响。

(d) 主旋翼结构必须设计成能承受模拟下述情况的载荷：

(1) 对于旋翼桨叶，桨毂和挥舞铰，在地面运行期间桨叶对它的止动装置的撞击力；

(2) 在正常运行中预期的任何其它临界情况。

(e) 主旋翼结构必须设计成能承受包括零在内的任何转速下的限制扭矩，此外：

(1) 限制扭矩不必大于由扭矩限制装置（如果安装）所确定的扭矩，但不得小于下列中较大值：

(i) 以两个方向可能传给旋翼结构的最大扭矩；

(ii) 在第 UHS.361 条中规定的发动机限制扭矩。

(2) 限制扭矩必须以合理的方式分配给旋翼桨叶。

UHS. 549 机身，起落架，旋翼支撑和发动机结构

(a) 每个机身，起落架、旋翼支撑和发动机结构必须按本条规定设计。旋翼的合力可以通过作用在旋翼桨毂连接点上的集中力表示。

(b) 每个结构必须设计成能承受下列载荷：

(1) 在 UHS.337 至 UHS.341 条中规定的临界载荷；

(2) 在 UHS.471, UHS.473, UHS.501, UHS.505 和 UHS.521 条中规定的适用的地面载荷；

(3) 在 UHS.547 条 (d) 和 (e) 中规定的载荷。

(c) 必须考虑辅助旋翼推力和加速飞行情况下产生的平衡气动载荷和惯性载荷。

(d) 每个发动机架和邻接的机身结构必须设计成能承受在加速飞行和着陆情况下产生的载荷，包括发动机扭矩。

应急着陆情况

UHS. 561 适坠性：A 类

(a) 应向运营商提供性能数据以允许其建立适当的预先定义的且无人居住的迫降着陆区域,除非遥控直升机装有 UHS.1412(a)(1)规定的飞行终止系统(FTS)。

(b) 当选择按 UHS.1412 (a) (2) 确定的迫降着陆区域来表明 UHS.1412 的符合性时, 尽管直升机可能在应急着陆条件下受损, 但是必须根据本条 (c) 的要求进行设计, 以便在这些条件下保护地面上第三方。

(c) 直升机必须包括尽可能多的自包容特征, 且考虑按下述要求进行设计:

(1) 可能对第三方构成潜在伤害的零件 (应考虑的质量项目包括但不限于旋翼、传动装置、发动机和任务载荷), 不可能被投射到迫降着陆区域之外;

(2) 在应急迫降着陆情况下, 直升机不得构成火源或泄露有害数量的可燃液体;

(3) 迫降着陆后的任何爆炸不得对迫降着陆区域之外的第三方构成危害。

疲劳评定

UHS. 571 飞行结构的疲劳评定

A 类:

(a) 总则 飞行结构的每一部分 (飞行结构包括旋翼、发动机与旋翼桨毂之间的旋翼传动系统、操纵系统、机身、起落架以及与上述各部分相关的主要连接件), 凡其破坏可能引起灾难性事故的必须予以识别, 并必须按本条 (b)、(c) 的规定进行评定。下述规定适用于各种疲劳评定:

(1) 评定的方法必须是经批准的。

(2) 必须确定可能破坏的部位。

(3) 在确定下述内容时必须包括飞行实测:

(i) UHS.309 条规定的整个限制范围内的全部临界状态的载荷或应力, 但机动载荷系数不必超过使用中预期的最大值;

(ii) 高度对这些载荷或应力的影响。

(4) 载荷谱必须和使用中预期的同样严重, 包括地空地循环。载荷谱必须建立在本条 (a) (3) 确定的载荷或应力基础上。

(b) 疲劳容限评定 在没有按照本标准附件 A 的 A.UHS.4 制定的更换时间, 检查间隔或其它程序的情况下, 必须表明结构的疲劳容限能保证发生灾难性疲劳破坏的概率极小。

(c) 更换时间评定 必须表明在按照附件 A 的 A.UHS.4 提供的更换时间内发生灾难性疲劳破坏的概率极小。

B 类:

(a) 总则 飞行结构的每一部分 (飞行结构包括旋翼、发动机与旋翼桨毂之

间的旋翼传动系统、操纵系统、机身、起落架以及与上述各部分相关的主要连接件), 凡其破坏可能引起灾难性事故的必须予以识别, 并进行疲劳容限评定和更换时间评定。疲劳评定的载荷和应力须通过可靠的分析计算、试验、试飞或经验数据来确定:

(1) 第 UHS.309 条规定的整个限制范围内的全部临界状态的载荷或应力, 但机动载荷系数不必超过使用中预期的最大值;

(2) 高度对这些载荷或应力的影响;

(3) 载荷谱必须和使用中预期的同样严重, 包括地空地循环。载荷谱必须建立在本条确定的载荷或应力基础上。

(b) 应通过疲劳试验验证旋翼桨毂主轴的寿命。旋翼桨毂主轴的疲劳试验应当连同相关的螺母、垫圈及轴承表面共同进行, 试验的分散系数应不低于 6。如果要使用一个更小的分散系数, 必须通过增加试验样本数量来表明。

(c) 直升机的桨叶、桨毂及主要结构的其他部分和操纵系统详细设计应尽可能在合理可行范围内, 避免产生应力集中。应防止主要结构零部件在承受交变载荷时出现松动和失效。除非能够表明类似设计、规范和在类似应力水平的运行下, 有满意的使用经验。

D 章 设计与构造

总则

UHS. 601 设计

(a) 直升机不得有经验表明是危险的或不可靠的设计特征或细节。

(b) 每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验来确定。

UHS. 602 关键零部件: A 类

(a) 关键零部件是指其失效可能造成直升机灾难性后果的零部件。对于关键零部件, 必须控制已确定的关键特性, 以保证所要求的完整性水平。

(b) 如果型号设计包含关键零部件, 则应该建立关键零部件清单。应制定程序以定义关键设计特性, 确定影响关键设计特性的工艺和符合 CCAR-21 部有关质量保证要求的必要的设计、工艺更改控制方法。

UHS. 603 材料

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:

- (a) 建立在经验或试验的基础上；
- (b) 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中所采用的强度和其它特性；
- (c) 考虑使用中预期出现的环境条件，如温度和湿度的影响。

UHS. 605 制造方法

(a) 采用的制造方法必须能始终生产出完好的结构，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，则该工艺必须按照经批准的工艺规范执行。

- (b) 直升机的每种新的制造方法必须通过试验大纲予以证实。

UHS. 607 紧固件

(a) 其脱落可能危及直升机安全运行的每个可拆卸的螺栓，螺钉，螺母、销钉或其他紧固件必须装有两套独立的锁定装置。紧固件用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。（仅 A 类适用）

(b) 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。

UHS. 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强度降低或丧失，这些原因中包括：

- (1) 气候；
- (2) 腐蚀；
- (3) 磨损。

(b) 在需要防止腐蚀、易燃或有毒液体聚积的部位，要有通风和排泄措施。

UHS. 611 检查措施

对每个具有下列要求之一的部件，必须有进行仔细检查的措施。

- (a) 周期性检查；
- (b) 按基准和功能进行调整；
- (c) 润滑；
- (d) 装配及拆卸。

UHS. 613 材料的强度性能和设计值

对于主承力结构的材料应当满足下列条件：

(a) 材料的强度性能必须以足够的符合标准的材料试验为依据，以便在统计的基础上制定设计值。

(b) 设计值的选择必须使结构因材料偏差而引起强度不够的概率极小。

(c) 当主要部件或结构，在正常运行条件下达到的温度对强度有重大影响时，则必须考虑这种影响。

UHS. 615 设计性能：A 类

(a) 可根据以下条件使用设计属性：

(1) 如果施加的载荷最终通过组件内的单个元件传递，若该元件的破坏将导致相关部件的结构完整性丧失，则必须满足保证的最小设计机械性能（“A”基值）。

(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，可基于 90% 概率进行设计（“B”基值）。

(3) “A”和“B”基值的定义如下：

(i) “A”基值是一个数值，在母体中至少 99% 的数值高于此值，置信度水平为 95%。

(ii) “B”基值是一个数值，在母体中至少 90% 的数值高于此值，置信度水平为 95%。

(b) 如果对材料进行“精选”，在使用前对每一单项的试样进行试验，以确认该特定项目的实际强度性能等于或超过设计使用值，则可以使用大于本条 (a) 规定的保证最小值的设计值。

(c) 如果获得足够的试验数据以便通过概率分析表明 90% 或更多的元件将等于或超过允许的选定设计值，则可以省略结构项目（如薄板，薄板-长桁组合，和铆接接头）的材料修正系数。

UHS. 619 特殊系数

对于每个结构零件，如果属于下列任一情况，UHS.303 条所述的安全系数必须乘以 UHS.621 到 UHS.625 中最高的适用的特殊系数，其强度：

(a) 不确定；

(b) 在正常更换之前，其强度在服役中很可能降低；

(c) 由于制造工艺或检验方法的不确定，导致可预见的变化。对于复合材料结构，考虑材料可变性和温度及吸湿的影响，应使用特殊的试验系数。

UHS. 621 铸件系数

至少做一次静力试验并采取目视检验的方法证明铸件的强度，铸件系数必须

采用 2.0。必须在不少于三个铸件试件上进行试验，且所有的生产铸件都经过批准的目视和放射线探伤检验或其他经批准的同等非破坏性检验方法，并表明证明铸件系数可以减少到 1.25。

UHS. 623 支承系数

(a) 除本条 (b) 规定外，每个有间隙（自由配合）并承受撞击和振动的零件，必须有足够大的轴承系数，以承受正常的相对运动的影响。

(b) 对于规定有更大特殊系数的零件，不必采用轴承系数。

UHS. 625 接头系数

对于每个接头（用于连接两个构件的零件或端头）采用下列规定：

(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）证实其强度的每一接头，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；
- (3) 被连接构件上的支承部位。

(b) 有全面的试验数据为基础的连接设计不必采用接头系数（如：用金属板做的连续接合，焊接和木质件中的嵌接）。

(c) 对于每个整体接头，一直到截面特性成为其构件典型截面为止的部分必须作为接头来处理。

UHS. 629 颤振

无人直升机的每个气动力面在各种可用速度和功率状态下，不得发生颤振。

旋翼

UHS. 653 旋翼桨叶的卸压和排水：A 类

(a) 每片旋翼桨叶必须满足下列要求：

- (1) 有卸掉内部压力的装置；
- (2) 设置排水孔；
- (3) 设计成能防止水在它里面聚集。

(b) 本条 (a) (1) 和 (2) 不适用于能够承受使用中预期出现的最大压差的密封旋翼桨叶。

UHS. 659 质量平衡

(a) 针对下列情况的需要，旋翼和桨叶必须进行质量平衡。

(1) 防止过大振动；

(2) 防止在直到最大前飞速度的任何速度下发生颤振。

(b) 必须验证质量平衡装置的结构完整性。

UHS. 661 旋翼桨叶间隙

旋翼桨叶与结构其他部分之间，必须有足够的间隙，以防止在任何工作状态下桨叶碰撞结构的任何部分。

UHS. 663 防止“地面共振”的措施：A 类

(a) 防止地面共振措施的可靠性必须由分析和试验或可靠的使用经验予以表明，或由分析或试验来表明单一措施的故障或失效也不会引起地面共振。

(b) 必须确定防止地面共振措施的阻尼作用在使用中可能的变化范围，并必须在进行 UHS.241 要求的试验时予以验证。

操纵系统

UHS. 671 总则

(a) 每个操纵机构和操纵系统必须操作简便、平稳、确切并符合其功能。

(b) 每个飞行操纵系统的每一元件必须在设计上采取措施或带有醒目的永久性标记，使能导致操纵系统功能不正常的装配错误的概率减至最小。

UHS. 673 主飞行操纵系统：A 类

主飞行操纵系统是用来直接操纵直升机的俯仰、横滚、偏航和垂直运动的系统。

UHS. 674 交连的操纵系统：A 类

每个主飞行操纵系统必须能在任何交连的辅助操纵系统出现故障、失效或卡滞后保证安全飞行和着陆，并能独立进行操作。

UHS. 675 止动装置：A 类

(a) 每个操纵系统都必须有能确实限制操纵机构运动范围的止动装置。

(b) 每个止动装置在系统中的布置必须使操纵行程的范围不受下列因素的明显影响：

(1) 磨损;

(2) 松弛;

(3) 松紧调节。

(c) 每个止动装置必须能承受相应于操纵系统设计情况下的载荷。

(d) 每一片主旋翼桨叶应符合下列规定:

(1) 必须有符合桨叶设计要求的止动装置, 以限制桨叶绕其铰链的行程;

(2) 必须采取措施避免旋翼桨叶在起动和停转过程之外的任何运转期间撞击下止动装置。

UHS. 679 操纵系统锁: A 类

若直升机装有用于地面或水面上锁闭操纵系统的装置, 则必须有措施以满足下列要求:

(a) 当锁被锁住时, 应给地面操控员以无误的警告;

(b) 防止该锁在飞行中锁闭。

UHS. 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标准限制载荷的要求:

(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) 应包括每个接头、滑轮及将系统连接到主结构上的支座。

(b) 对作角运动的操纵系统接头, 必须用分析或单独载荷试验表明满足特殊系数的要求。

UHS. 683 操作试验

必须通过操作试验表明, 当用相当于该系统所规定的载荷加载于操纵系统来操作操纵机构时, 此系统不会出现下列情况:

(a) 卡阻;

(b) 过度摩擦;

(c) 过度变形。

UHS. 685 操纵系统的细节设计

(a) 各操纵系统的每个细节必须设计得能防止因货物、有效载荷、松散物或水汽凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。

(b) 必须有措施防止外来物进入可能卡住操纵系统的部位。

(c) 必须有措施防止钢索或管子拍击其它零件。

(d) 钢索系统必须按下述要求进行设计 (仅 A 类适用):

- (1) 钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头和滑轮必须是可接受的型式。
- (2) 钢索系统的设计，必须在各种使用情况和温度变化下，在整个行程范围内防止钢索张力产生危险的变化。
- (3) 在任一主操纵系统中，不得使用直径小于 2.38 毫米 (3/32 英寸) 的钢索。
- (4) 滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。
- (5) 必须有与滑轮相匹配的保护装置，以防止钢索滑脱或缠结。
- (6) 滑轮必须尽量靠近钢索通过的平面，以防止钢索摩擦滑轮的凸缘。
- (7) 安装导引件而引起的钢索方向变化不得大于 3°。
- (8) 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。
- (9) 连接到有角运动零件上的松紧螺套的安装，必须能确实防止在整个行程范围内发生卡滞。
- (10) 必须有措施能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。
- (e) 对于作角运动的操纵系统接头，用做支承的最软材料的极限支承强度，必须有下列特殊系数：
 - (1) 对于除了具有滚珠和滚柱轴承的接头外的其它推一拉系统接头取 3.33。
 - (2) 对于钢索系统接头取 2.0。
- (f) 操纵系统接头的硬度不得超过制造商规定的滚珠和滚柱轴承静态非布氏硬度额定值。

UHS. 687 弹簧装置

- (a) 对于损坏会引起颤振或其它不安全特性的每一操纵系统弹簧装置必须是可靠的。
- (b) 必须用模拟使用条件的试验来表明满足本条 (a) 所提出的要求。

UHS. 691 自转操纵机构：A 类

如果采用自转能力来符合 UHS.1412 的要求，每个主旋翼的桨距操纵机构在发动机失效后必须能迅速地进入自转状态。

旋翼传动系统

UHS. 703 设计

- (a) 当动力源失效时，旋翼传动系统必须具有把该动力源与主旋翼和辅助旋翼自动脱开的装置。

(b) 旋翼传动系统必须这样布置，当主旋翼及辅助旋翼与动力源脱开后，自转时为操纵需要的旋翼继续由主旋翼驱动。若尾桨由不同动力源提供动力，在主旋翼与发动机脱开后，可以不由主旋翼提供动力。

(c) 如果旋翼传动系统中采用了扭矩限制装置，则该装置必须布置得当其工作时，能够连续地操纵旋翼航空器。

(d) 旋翼传动系统是指将功率从动力源传到旋翼毂所必需的各部件，包括减速器、传动轴系、万向接头、联轴器、旋翼刹车装置、离合器、轴系支承装置，以及任何连接到或安装在旋翼传动系统上的附加的附件安装座、附件传动装置、冷却风扇等。

UHS. 705 旋翼刹车

如果旋翼传动系统中采用了一种能控制旋翼转动，又与发动机无关的机构，则必须规定此机构的使用限制，并对此机构的操纵必须具有防止误动的措施。

UHS. 707 旋翼传动系统和操纵机构的试验

(a) 按本条规定进行试验的部件，在试验结束时，必须处于可使用状态，试验中不得进行可能影响试验结果的拆卸。

(b) 旋翼传动系统和操纵机构的试验必须不少于 50 小时或规定的发动机、传动系统或操纵机构首次大修的时间，二者中取小值。试验必须在旋翼航空器上进行，扭矩必须由安装在其上的旋翼吸收。但是，如果支承和振动条件是严格模拟旋翼航空器试验中的条件，可采用其它地面或飞行试验设备以适当的方法吸收其扭矩。

(c) 本条 (b) 所规定的试验中，有 60% 必须在不小于发动机最大连续扭矩及相应于最大连续扭矩的最大转速下试车。进行此试验时，为模拟前飞，主旋翼操纵机构必须置于产生最大纵向周期变距的位置。辅助旋翼的操纵机构必须处于在试验条件下的正常工作位置。

(d) 本条 (b) 所规定的试验中，有 30% 必须在不小于 75% 发动机最大连续扭矩和相应于 75% 最大连续扭矩的最小发动机转速条件下试车。主旋翼和辅助旋翼操纵机构必须处于试验条件的正常工作位置。

(e) 本条 (b) 所规定的试验中，有 10% 必须在不小于发动机起飞扭矩和相应于起飞扭矩的最大转速下试车。主旋翼和辅助旋翼操纵机构必须处于垂直爬升状态的正常工作位置。

(f) 本条 (c) 和 (d) 规定的试验可以在地面或飞行中完成，试验间隔时间必须不少于 30 分钟。本条 (e) 规定的每次试验间隔时间必须不少于 5 分钟。

(g) 本条 (c)、(d) 和 (e) 规定的试验中，在不大于 2 小时的时间间隔内，

发动机必须快速停车，足以使发动机及旋翼传动装置与旋翼自动脱开。

(h) 本条 (c) 所规定的运行状态下，必须完成主旋翼纵向、横向、辅助旋翼的全周期操纵各 250 次。全周期是指操纵机构从中立位置到两极限位置再返回中立位置的移动（操纵机构的移动不需产生超过飞行中遇到的最大载荷或挥舞运动）。此周期操纵可在本条 (c) 规定的试验中完成。

(i) 必须按下列要求至少完成 100 次离合器的啮合试验：

- (1) 使离合器的传动轴从动端加速转动；
- (2) 用申请人选择的转速和方法。

UHS. 709 附加试验

(a) 必须进行为了确定旋翼传动机构安全所必需的附加的动态试验、耐久性试验、运转试验以及振动研究。

(b) 如果涡轮发动机（活塞发动机）传输给传动装置的输出扭矩，可能超过发动机或传动装置的最大扭矩限制值，且该扭矩在正常工作条件下，不是由地面操控员直接操纵（例如，发动机功率的主要操纵是通过飞行操纵实现的），则必须进行下列试验：

(1) 在与所有发动机运转有关的状态下，做 200 次运转试车，每次不低于 10 秒钟，扭矩至少等于下列较小值：

(i) 满足 CCAR 27.923 使用的最大扭矩加 10%；

(ii) 如果安装了扭矩限制器，在其功能正常情况下，发动机可能达到的最大输出扭矩。

(2) 对于多发旋翼航空器，在与每台发动机逐次不工作的相关状态下，使传动装置的其余扭矩输入端在可能的条件下，达到能获得的最大扭矩（若安装了扭矩限制器且其功能正常），每个传动输入端在最大扭矩下必须至少试验 15 分钟。

(3) 本条规定的试验必须在旋翼航空器上以试验功率状态预期使用的最大转速下进行，扭矩必须由安装在其上的旋翼吸收。如果支撑方式和振动可以近似严格地模拟飞行测试中的旋翼条件，则也可以使用其他地面和飞行测试设备和近似方法，来实现扭矩的吸收。

UHS. 711 轴系的临界转速

(a) 轴系的临界转速，必须经演示确定。如果对特定的设计有可靠的分析方法，则可采用该分析方法。

(b) 如果任一临界转速位于或接近慢车、有动力和自转状态的转速范围，则必须通过试验表明，在此转速下所产生的应力必须在安全限制内。

(c) 如果采用分析方法表明临界转速不在允许使用的转速范围内，则计算的

临界转速和允许使用转速限制范围之间的余量必须是足够的，以考虑计算值与实际值之间可能的变化。

UHS. 713 轴系接头

工作中需要润滑的每个万向接头、滑动接头和其它轴系接头，必须有润滑措施。

起落架

UHS. 723 减震试验：仅限轮式

起落架的着陆惯性载荷系数及储备能量吸收能力，必须分别用第 UHS.725 条和第 UHS.727 条规定的试验来验证，或通过分析进行验证。这些试验必须用完整的直升机或用起落架元件按它们原有关系构成的组合件来进行。

UHS. 725 限制落震试验：仅限轮式

限制落震试验必须按下列规定进行：

(a) 落震高度必须至少为 203 毫米（8 英寸）。

(b) 如果考虑旋翼升力的话，则必须把第 UHS.473 条（a）中规定的旋翼升力，通过适当的能量吸收装置或采用有效质量引入落震试验。

(c) 每个起落架必须模拟从其吸收能量的观点来看是最严重的着陆情况的姿态进行试验。

(d) 当采用有效质量来表明满足本条（b）的规定时，可采用下面的公式取代更合理的计算：

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

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

式中：

W_e 为落震试验中使用的有效重量（公斤）。

W = （公斤）。等于直升机处于最危险姿态时，作用于起落架装置上的静反作用力。当把起落架反作用力与直升机重心之间的力臂考虑进去时，可以采用合理的方法计算反作用力。

h 为规定的自由落震高度（毫米）。

L 为假定的直升机升力与其重力之比。

d 为起落架相对落震质量位移的垂直分量（毫米）。

n 为限制惯性载荷系数。

n_j 为落震试验中所用的质量受到撞击时达到的载荷系数（即落震试验中所记录到的用 g 表示的加速度 dv/dt 加 1.0）。

UHS. 727 储备能量吸收落震试验：仅限轮式

储备能量吸收落震试验必须按下列规定进行：

（a）落震高度必须是第 UHS.725 条（a）规定值的 1.5 倍；

（b）旋翼升力，其考虑方式类似于第 UHS.725 条（b）的规定，不得超过该条允许升力的 1.5 倍；

（c）起落架必须经得起此试验而不破坏。前起落架、尾轮或主起落架的构件不能将直升机支撑在正常姿态，或者除起落架和外部附件之外的直升机结构撞击着陆地面，即视为起落架发生破坏。

UHS. 737 雪橇

每个雪橇的最大限制载荷的额定值必须不小于按本标准适用的地面载荷要求所确定的最大限制载荷。

浮筒和船体

UHS. 751 主浮筒浮力

（a）对于主浮筒，它能提供的浮力，必须超过在淡水中支承直升机最大重量所需的浮力，其超过的百分数应符合下述规定：

（1）50%（单浮筒）；

（2）60%（多浮筒）。

（b）每个主浮筒必须有足够的水密舱，以便当主浮筒任何单个水密舱大量进水后，还能提供足够大的正稳定裕度，使直升机器倾覆的概率减至最小。

UHS. 753 主浮筒设计

（a）气囊式浮筒。每个气囊式浮筒必须设计成能承受下述载荷：

（1）在申请浮筒合格审定的最大高度上可能产生的最大压差；

（2）在 UHS.521（a）中规定的垂直载荷。此载荷沿气囊长度方向分布在四分之三的投影面积上。

（b）刚性浮筒。每个刚性浮筒必须能承受 UHS.521 中规定的垂直，水平及侧向载荷。这些载荷可以是沿浮筒的长度方向分布。

载货设施

UHS. 787 货舱和有效载荷舱

货舱和有效载荷舱必须根据其标明的最大载重，以及规定的飞行和地面载荷情况（除 UHS.561 的应急着陆情况外）所对应的适当的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。

电搭接和闪电防护

UHS. 867 电搭接和闪电与静电防护

- (a) UHS 必须具有防止闪电和静电引起的灾难性后果的保护措施。
- (b) 对于金属组件，下列措施之一可表明符合本条 (a) 的要求：
 - (1) 该组件合适地搭接和接地到机体上；
 - (2) 该组件设计成不致因闪击而引起灾难性事故。
- (c) 对于非金属组件，下列措施之一可表明符合本条 (a) 的要求：
 - (1) 该组件的设计使闪击的后果减至最小；
 - (2) 具有可接受的分流措施，将产生的电流分流而不引起灾难性事故。
- (d) 防止闪电和静电的电搭接和保护措施必须符合下列要求：
 - (1) 使静电荷的积聚减至最小；
 - (2) 采用了正常预防措施的飞行人员、机务和维修人员遭到电击的危险减至最小；
 - (3) 在正常和故障情况下，在具有接地的电气系统的无人直升机上，都要设有电回流通道；
 - (4) 使静电对主要电气、电子设备工作的影响减至可接受的水平。

其他

UHS. 871 水平测量标记：A 类

必须有在地面为直升机调水平的基准标记。

UHS. 873 配重设施

配重设施必须设计和制造能防止配重在飞行中偶然移动。

E 章 动力装置

总则

UHS. 901 安装

(a) 就本规章而言，无人直升机动力装置包括下列部件（除主、辅旋翼结构外）：

- (1) 推进所必需的部件；
- (2) 与主推进装置操纵有关的部件；
- (3) 在正常检查或翻修的间隔期内与主推进装置安全有关的部件。

(b) 对于动力装置，必须满足下列要求：

(1) 每个动力装置的每个部件及其安装的构造、布置和安装必须保证在正常检查或翻修的间隔期间内，在申请批准的温度和高度范围内，能继续保持其安全运转；

(2) 其装置必须是可达的，以进行持续适航性所必要的检查和维护；

(3) 装置的主要部件必须与无人直升机其它部分电气搭接，以防止产生电位差；

(4) 涡轮发动机的轴向和径向膨胀不得影响动力装置的安全。

(c) 动力装置必须符合下列规定：

(1) UHS.903 (a) 规定的相关规范所要求的发动机安装说明书。

(2) 本章中适用的规定。

UHS. 903 发动机

发动机必须满足附录 B 的规范（具有独立型号合格证发动机除外）。

(a) 发动机必须按附录 B 进行型号合格审定：

(b) 发动机或传动系统冷却风扇叶片的保护。

(1) 如果安装了发动机或旋翼传动系统的冷却风扇，则必须具有当风扇的叶片损坏时保护无人直升机并使其安全着陆的措施。这项要求必须由下列规定之一表明：

(i) 在损坏时，风扇叶片被包容；

(ii) 每台风扇的安装使得叶片损坏时，不会危及无人直升机的安全；

(iii) 每个风扇叶片能承受由下述条件限制的使用中预期出现的离心力的 1.5 倍限制载荷：

(A) 对直接由发动机驱动的风扇，由下列条件之一限制：

(1) 在无控制情况下，发动机达到的极限转速；

(2) 超转限制装置的限制转速。

(B) 对由旋翼传动系统传动的风扇，为包括瞬态在内的使用中预期出现的旋

翼传动系统的最大转速。

(2) 除非按 UHS.571 的要求进行了疲劳评定, 否则必须表明, 在无人直升机的使用限制内, 冷却风扇叶片不在共振状态下工作。

(3) 涡轮发动机的安装。对于涡轮发动机安装, 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。

UHS. 907 发动机振动: A 类

(a) 发动机安装必须防止发动机或无人直升机的任何部件产生有害振动。

(b) 旋翼和旋翼传动系统与发动机组合后, 一定不能使发动机的主要转动部件承受过大的振动或振动应力。

(c) 旋翼传动系统的部件不得承受过大的振动应力。

UHS. 939 涡轮发动机工作特性

(a) 必须在飞行中检查涡轮发动机的工作特性, 以确认在无人直升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) 在正常运行期间, 涡轮发动机进气系统不得由于气流畸变的影响而引起有害于发动机的振动。

(c) 对于调节器控制的发动机, 必须表明传动系统不存在与功率、转速和操纵位移的临界组合有关的危险扭转不稳定性。

燃油系统

UHS. 951 总则

(a) 燃油系统的构造和布置必须保证在各种正常的工作条件下, 包括申请合格审定的各种机动状态下, 均能满足发动机正常工作所需要的燃油流量和压力, 且燃油系统必须具备防止空气进入该系统的措施。

(b) 燃油系统的布置必须满足燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油。重力供油系统必须不能同时从一个以上的油箱向发动机提供燃油, 除非以一种方式使空间互相连通确保所有的连通油箱同时供油。

(c) 用于使用航空煤油作为燃料的压燃式发动机或涡轮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工作: 燃油先在 27°C (80°F) 时用水饱和, 并且每 1 升燃油含有所添加的 0.198 毫升游离水(每 1 美

加仑含 0.75 毫升，每 1 英加仑含 0.899 毫升)，然后冷却到在工作中可能遇到的最临界的结冰条件。

(d) 对于电动机申请人，燃油系统指电源子系统。

UHS. 954 燃油系统的闪电防护：A 类

燃油系统的设计和布置，必须能防止在下列情况下点燃该系统内的燃油蒸汽：

- (a) 在雷击附着概率高的区域发生直接雷击；
- (b) 在极可能受扫掠雷击区域发生扫掠雷击；
- (c) 在燃油通气口处产生电晕放电和流光。

UHS. 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汽化器或喷油嘴供油。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 UHS.959 确定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和；

(2) 如果装有燃油流量计，在流量试验时必须使其阻塞，燃油必须流经该流量计的旁路；

(3) 必须使 UHS.977 要求的燃油滤堵塞达到燃油滤提供的最大可预见压力所必要的程度。

(b) 重力供油系统 重力供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须为发动机起飞燃油消耗量的 150%。

(c) 泵压供油系统 每台活塞发动机的每个泵压供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须是发动机在批准的最大起飞功率状态下要求燃油流量的 125%。每个主燃油泵和应急泵都必须能够提供上述流量，而且在起飞期间，当泵运转时必须提供该流量。

(d) 多燃油箱 对于由一个以上油箱供油的任何发动机，如果向发动机供油的任一油箱内的燃油耗尽而使发动机发生故障时，在平飞状态下转为由其他任何满油箱供油后，发动机必须在 10 秒内恢复完全的功率和燃油压力。

UHS. 959 不可用燃油量

每个燃油箱的不可用燃油量必须确定为不小于下述油量：对需由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。

UHS. 961 燃油系统在热气候条件下的工作

对于虹吸式燃油系统和其它易形成油气的燃油系统，必须用试验表明，燃油温度为 43°C (110°F) 时，发动机能在合格审定范围内可靠地工作。

UHS. 963 燃油箱： 总则

(a) 每个燃油箱必须承受运行中可能遇到振动、惯性、油液及结构的载荷而不损坏。

(b) 软油箱衬垫必须是可接受的。

(c) 整体油箱必须易于进行内部检查和修理。

(d) 燃油箱任一部件暴露表面的最高温度，必须比燃油箱中燃油或燃油蒸汽预期的最低自燃温度低，留有安全裕度。必须在燃油箱内部所有部件的全部工作状态下和所有失效或故障条件下，表明本要求的符合性。

(e) 应采取措施以防止燃油箱及其燃油被加热到最高温度，该最高温度用于证明符合 UHS.65 (b)。

UHS. 965 燃油箱试验

每个油箱必须能承受本条所规定的压力而不损坏或渗漏：

(a) 每个普通的金属油箱和箱壁不支撑于无人直升机结构的非金属油箱，为 24 千帕的压力。

(b) 对于每个整体油箱，为油箱满油的无人直升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。

(c) 对于每种箱壁支撑于无人直升机结构的非金属材料油箱和其他的使用可接受材料制作的基本油箱，在真实的或模拟的支撑条件下，对特定设计的首件油箱，为 14 千帕，支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

UHS. 967 燃油箱安装

(a) 每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中作用在无支承的油箱表面。此外，还必须符合下列规定：

(1) 如有必要，必须在油箱与其支承件之间设置隔垫，以防擦伤油箱；

(2) 隔垫必须不吸收燃油或经处理后不吸收燃油；

(3) 如果使用软油箱，则软油箱的支承必须使其不必承受油液载荷；

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

(i) 在凸起物处，具有保护软油箱的措施；

(ii) 软油箱本身构造具有这种保护作用。

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

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

(b) 每个油箱舱必须有通气口和排漏孔，以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是飞机结构的一个整体部分，则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。

(c) (预留)

(d) 直接位于发动机舱主要空气出口后面的发动机短舱蒙皮，不得作为整体油箱的箱壁。

(e) 油箱，油箱舱和燃油系统的设计、布局及安装在当受到 UHS.561 中所规定的应急着陆情况下对应的惯性力时，必须能保存燃油。

UHS. 969 燃油箱膨胀空间

除非燃油箱通气口的排放物不脏污无人直升机（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。必须使无人直升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。

UHS. 971 燃油箱沉淀槽

(a) 每个燃油箱都必须有沉淀槽，其有效容积在正常地面和飞行姿态时为 0.10% 的油箱容量。除非满足下列条件：

(1) 燃油系统具有易于放油的沉积盘或腔，且其容量是 25 厘米³；

(2) 每个燃油箱放油口位置的确定，应当使得在无人直升机处于正常的地面姿态时，水能从燃油箱任何部分排放至沉积盘或腔。

(b) 本条要求的每个沉淀槽、沉积盘及沉积腔的放油嘴必须符合 UHS.999(b) (1)，(2) 和 (3) 放油嘴的要求。

UHS. 973 燃油箱加油口

(a) 必须能防止加油时溢出的燃油流入燃油箱舱，或流入油箱外无人直升机的任何部分。

(b) 每个主加油口的加油口盖必须有耐燃油密封装置。但是油箱加油口盖可以有小孔，用于通气或作为量油计穿过口盖的通路。

UHS. 975 燃油箱通气和汽化器蒸汽的排放

(a) 每个燃油箱必须从膨胀空间的顶部通气，以便在任何正常飞行情况下都能有效地通气。每个通气口的布置必须使其被脏物或冰堵塞的概率最小。

(b) 通气系统的设计必须使无人直升机在着陆、地面运行或应急降落期间出现翻转时，将通过通气口溢出流到点火源的燃油减至最小。

UHS. 977 燃油滤网和燃油滤

(a) 燃油箱出油口与汽化器入口，或与喷油嘴之间，必须设置满足下列要求的燃油滤：

(1) 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（与污粒大小和数量有关）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；

(2) 便于放液、清洗或更换；

(3) 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。

(b) 每一个燃油箱出油口必须设置满足下列要求的燃油滤网：

(1) 每厘米不少于 3-6 个网眼；

(2) 长度至少是燃油箱出油口直径的 2 倍；

(3) 直径至少等于燃油箱出油口直径；

(4) 便于检查和清洗。

推进的电源子系统

UHS. 981 能源存储，性能和显示

(a) 在包线内飞行的整个过程中，电池必须能够提供发动机和电子设备所必需的电压和电流。

(b) 电池组充电装置必须作为无人机系统的一部分。充电装置必须具有显示装置以指示错误信息或充电状态。

UHS. 983 能源存储，安全性

(a) 在任何可能出现的充电、放电情况或有可能出现的充电失效、电池监控系统不显示等情况下，必须将电池温度和压强维持在安全值。电池安装必须通过设计以杜绝类似各失效事件中产生的诸如爆炸等危险影响。

(b) 电池的设计必须考虑自我维持和温度或压强的不受控增加，相关保护方法应该根据 (a) 款来执行。

(c) 电池在正常操作中无易爆或有毒气体泄露，或在有可能出现的电池充

电失效、监测系统失效、电池安装失效下，易爆或有毒气体的泄露含量不至于积累引发飞机危险情况的产生。

(d) 电池安装必须满足 UHS.863 的要求。

(e) 电池不会产生腐蚀性液体、气体泄露，破坏飞机中周围结构或其他邻近系统、设备、电线，从而避免了 UHS.1309 (b) 中的失效情况产生。

(f) 电池安装必须有一定措施来避免结构或重要系统上任何危险情况的产生，如电池发生短路时产生热量超过上限。

(g) 电池控制和检测系统必须能够自动控制电池的充电速率以避免电池过热或充电过量，同时考虑，

(1) 当过热情况发生时可以根据电池温度感应和过热警告系统自动切断电池充电源；

(2) 当电池失效时可以根据电池失效感应和警告系统自动切断电池充电源。

(h) 电池装置在保证飞机安全操作时需要合并监测和警告功能。当电池的电量状态不能满足飞机进行紧急处理的要求时，需要及时发送信号来为地面操控人员提供指示。

(i) 根据 UHS.1529 所需，持续的适航说明必须包含电池容量检测装置的维护要求，在飞机安全操作的功能要求下以适当的间隔进行维护以确保电池自安装开始便稳定实现既定的功能要求。持续的适航说明也必须包含备用电池的维护过程，防止电池在置放过程中储电能力下降或其他由于低电量下长期存储所引起的破坏，从而不能满足飞机的安全操作要求。

UHS. 985 能源存储，安装

(a) 电池安装必须能够承受适当的惯性载荷。

(b) 安装措施、环境及目标用途必须满足电池制造商所有既定的性能、操作和安全需要。

(c) 具有降低电池过热/爆炸风险的办法（如冷却、温度传感器、动态电池管理系统）。

(d) 适用手册中针对 G 分部需要提供关于电池存储、操作、搬运、维修、安全限度和电池健康情况的信息。

燃油系统部件

UHS. 991 燃油泵

(a) 对 UHS.955 的符合性不得由于下列部件的失效而受到危害：

(1) 任意一个燃油泵，除非该泵已批准且作为型号合格审定发动机的一部分；

或

(2) 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，任何燃油泵的工作都不得影响发动机运转而造成危险。

UHS. 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飞行所引起的载荷。

(b) 连接在可能有相对运动的无人直升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。每根软管必须表明适合于其特定用途。

(d) 每个燃油切断阀及其控制器的设计、布局必须使其在遭受发动机着火的情况下受保护，保证功能正常。

UHS. 995 燃油阀：A 类

(a) 必须有可靠的快速动作的燃油阀，以便能切断供给发动机的燃油。

(b) 对从一个以上油源供油的燃油系统，应有从每个油源单独供油的措施。

(c) 切断阀不得装在防火墙的发动机一侧。

UHS. 999 燃油系统放油嘴：A 类

(a) 在每个燃油系统的最低点，必须至少有一个易于接近的放油嘴，当无人直升机处于使用中预期的任何地面姿态时，可完全放出系统中的燃油。

(b) 本条 (a) 要求的每个放油嘴必须满足下列要求：

(1) 使排放油避开无人直升机各部分；

(2) 有手动或自动机构，能确实地锁定在关闭位置；

(3) 放油阀易于接近并易于打开和关闭。

滑油系统

UHS. 1011 发动机：总则

(a) 如果给发动机提供了独立的滑油系统，那么此滑油系统在不超过最大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。

(b) 每个滑油系统对于无人直升机的耐久性必须有可用的滑油量。

(c) 如果发动机靠燃油/滑油混合物进行润滑，那么就必须建立一个可靠的装置，提供适当的混合物。

UHS. 1013 滑油箱

(a) 每个滑油箱的支承必须使油箱载荷不集中。此外，还必须符合下列规定：

(1) 如有必要，必须在油箱与其支承件之间设置隔垫，以防擦伤油箱；

(2) 隔垫必须不吸收燃油或经处理后不吸收燃油；

(3) 如果使用软油箱，则软油箱的支承必须使其不必承受油液载荷；

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

(i) 在凸起物处，具有保护软油箱的措施；

(ii) 软油箱本身构造具有这种保护作用。

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

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

(7) 能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷。

(b) 每个油箱舱必须有通气口和排漏孔，以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是无人直升机结构的一个整体部分，则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。

(c) 滑油的液面位置必须易于检查，而无需拆卸任何整流罩部件（除滑油箱盖），或不使用任何工具。

(d) 如果滑油箱安装在发动机舱内，则滑油箱必须由防火材料制成。除非包括油箱、线槽和沉淀槽的系统的总滑油量少于 5 升时，滑油箱可以由耐火材料制成。

UHS. 1015 滑油箱试验

每个滑油箱必须能承受下述压力而不会漏油：

(a) 对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于无人直升机结构的非金属油箱，为 35 千帕；

(b) 对于每个整体油箱，为油箱满油的无人直升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；

(c) 对于箱壁支持于无人直升机结构和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱，在真实的或模拟的支承条件下，对特定设计的首件油箱，为 14 千帕，支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

UHS. 1017 滑油导管和接头

- (a) 滑油导管必须满足 UHS.993 的要求。
- (b) 通气管 通气管必须按下列要求布置：
 - (1) 可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处；
 - (2) 在出现滑油泡沫时，通气管的排放物不会构成着火危险；
 - (3) 通气管不会使排放物进入发动机进气系统；
 - (4) 保护通气管输出口不被冰或外来物堵塞。

UHS. 1019 滑油滤网或滑油滤

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

UHS. 1021 滑油系统放油嘴：A 类

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

- (a) 是可达的；
- (b) 有手动或自动的机构，能将其确实地锁定在关闭位置。（对于二冲程发动机无需满足）

UHS. 1027 传动装置和减速器：总则

(a) 传动装置和减速器的压力润滑系统必须符合 UHS.1013、UHS.1015、UHS.1017、UHS.1021 和 UHS.1337 (d) 的发动机滑油系统的要求。

(b) 每一压力润滑系统必须具有一个能过滤全部润滑油的滑油滤网或滑油滤，且必须满足下列要求：

(1) 其设计能从润滑油中清除可能损坏传动装置和传动系统部件或阻碍润滑油流动到危险程度的任何污染；

(2) 应装有指示器以指示当本条 (b) (3) 要求的旁路在打开时（或在此之前）滑油滤或滑油滤网上污染的聚积情况；

(3) 配有旁路，其构造和安装要按下列要求：

(i) 在该滤网或油滤完全堵塞的情况下，润滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分；

(ii) 通过旁路的适当布置，使聚积的污物溢出最少，以确保聚积的污物不至进入旁通油路。

(c) 对旋翼传动系统及其部件提供润滑的每一润滑油箱或沉淀槽出口，必须安装滤网以防止可能阻碍润滑油从出口流向本条 (b) 规定的油滤的任何物体进入

润滑系统。本条（b）的规定不适用于安装在润滑剂箱或沉淀槽出口的滤网。

（d）动力装置的溅油润滑系统必须符合 UHS.1021 和 UHS.1337（d）的要求。

冷却

UHS. 1041 总则

（a）每个动力装置冷却系统在申请合格审定的地面或水面以及空中的临界运行条件下，和在发动机正常停车后，必须能使动力装置部件的温度，均保持在对这些部件所制定的限制范围以内。所涉及的动力装置部件包括但不限于发动机、旋翼传动系统部件、辅助动力装置以及这些部件所使用的冷却或润滑液。

（b）必须按本条所规定的条件，用试验表明满足本条（a）的要求。

UHS. 1043 冷却试验

（a）总则 对于 UHS.1041（b）所规定的试验，采用下列规定。

（1）如果在偏离本条（b）所规定的最高外界大气温度的条件下进行试验，则必须按本条（c）和（d）修正所记录的动力装置温度。如果采用更合理的修正方法则除外。

（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）对于活塞发动机，冷却试验所用的燃油必须是用于该发动机许用的最低燃油品级，而燃油混合比必须是进行冷却试验的飞行阶段通常使用的调定值。

（4）试验程序必须按 UHS.1045 的规定。

（b）最高外界大气温度。相应于海平面的最高外界大气温度必须至少规定为 38 °C（100°F）。在海平面上，假设温度递减率为：高度每增加 305 米，温度下降 1.98 °C（1000 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 38 °C（100°F）的相应于海平面条件的最高外界大气温度。

（c）修正系数（气缸筒不适用）。对于规定了温度限制的发动机所用的液体和动力装置部件（气缸筒除外）温度必须进行修正，修正方法为：此温度加上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，如果采用更合理的修正方法则除外。

（d）气缸筒温度的修正系数。气缸筒温度必须进行修正，修正方法为：此温度加上最高外界大气温度与外界空气温度（冷却试验中记录的气缸筒最高温度首次出现时的外界空气温度）差值的 70%。

UHS. 1045 冷却试验程序

- (a) 总则 对于每个飞行阶段，无人直升机冷却试验必须在下列条件下进行：
 - (1) 对于冷却最苛刻的形态；
 - (2) 对于冷却最苛刻的条件。
- (b) 温度的稳定性 对于冷却试验，当温度变化率小于每分钟 1 °C (1.8 °F) 时，则认为温度已达到“稳定”。部件和发动机所用液体温度稳定规则适用于：
 - (1) 每架无人直升机和每个飞行阶段，必须采用下列规定：
 - (i) 在进入拟试验的每一飞行阶段前，温度必须达到稳定。
 - (ii) 如果在进入状态下通常不能达到稳定，对此情况，在拟试验的起飞阶段前，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。
 - (2) 在起飞阶段的每架直升机，在以起飞功率爬升之前，必须悬停一个阶段，使温度达到稳定。
- (c) 试验持续时间 对于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) 温度达到稳定或相对于试验条件所记录的最高温度出现以后 5 分钟；
 - (2) 飞行阶段结束；
 - (3) 达到使用限制值。

液体冷却

UHS. 1061 安装

- (a) 总则 每台液冷式发动机必须有一个独立的冷却系统（包括冷却液箱），并按以下要求安装：
 - (1) 冷却液箱的支承，应使液箱载荷分布在液箱的大部分表面上；
 - (2) 在冷却液箱及其支座之间应装有隔垫以防擦伤。使用的隔垫必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体；和
 - (3) 在注液或工作时，除膨胀箱外，冷却系统的任何部分不能集存空气或蒸汽。
- (b) 冷却液箱
 - (1) 每个冷却液箱必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力及液体载荷；
 - (2) 每个冷却液箱必须至少有整个冷却系统容量 10% 的膨胀空间；
 - (3) 无人直升机在正常地面姿态时，必须不可能由于疏忽而使所加冷却液占用膨胀空间。
- (c) 加液口接头 每个冷却液箱加液口接头均必须按 UHS.1557 (c) 的规定作标记。此外，还应满足下列要求：
 - (1) 必须防止溢出的冷却液流入冷却液箱舱，或流入冷却液箱外的无人直升

机任何部分；

(2) 每个凹形冷却液加液口接头，必须有放液嘴，其排放液能避开无人直升机各个部分。

(d) 导管和接头 每个冷却液系统的导管和接头必须符合 UHS. 993 的规定。但是发动机冷却液进口和出口导管的内径不得小于相应的发动机进口和出口接头的直径。

(e) 散热器 每个冷却液散热器必须能承受它通常遇到的振动、惯性力及冷却液压力载荷。此外，还应满足下列要求：

(1) 每个散热器的支承必须允许由于工作温度而引起的膨胀并能防止将有害的振动传给散热器；和

(2) 如果使用可燃冷却液，冷却液散热器进气道的位置必须使起火时从发动机短舱来的火焰不能触及散热器。

(f) 放液嘴 必须有一个满足下列要求的可接近的放液嘴：

(1) 在无人直升机处于正常地面姿态时，可以放出整个冷却系统（包括冷却液箱、散热器和发动机）内的液体；

(2) 排放液能避开飞机各个部分；

(3) 具有能确实地将它锁定在关闭位置的设施。

UHS. 1063 冷却液箱试验

每个冷却液箱必须按 UHS.965 进行试验，但下列要求除外：UHS.965 (a) 要求的试验必须用类似的试验来代替，试验的压力为满液箱在最大极限加速度时产生的压力或 24 千帕的压力（两者中取大值），再加上系统的最大工作压力。

进气系统

UHS. 1091 进气

(a) 发动机的进气系统在申请合格审定的各种运行和机动飞行条件下，必须供给发动机所需的空气量。

(b) 可能有回火火焰出现的冷空气进气系统，其进气口必须开在整流罩外面。

(c) 如果燃油能在任何进气系统中积聚，则该系统必须有放油嘴，放出的燃油应满足下列要求：

(1) 避开无人直升机；

(2) 在排气火焰流场之外。

UHS. 1093 进气系统防冰：A 类

(a) 活塞发动机和转子发动机。发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施。除非用其它方法来满足上述要求，否则必须表明，在温度为 -1°C (30°F) 的无可见水汽的空气中，发动机在 75%最大连续功率运转时，应符合下列规定：

(1) 装有普通文氏管式汽化器海平面发动机无人直升机，有能提供温升为 50°C (90°F) 的预热器；

(2) 装有有助防冰汽化器的海平面发动机的无人直升机，有一个掩蔽的备用气源，该备用气源进入空气的预热，不低于气缸下游发动机冷空气所提供的预热；

(3) 装有普通文氏管式汽化器的高空发动机的无人直升机，有能提供温升 67°C (120°F) 的预热器；

(4) 装有有助防冰汽化器的高空发动机的无人直升机，有能提供下列温升之一的预热器：

(i) 56°C (100°F)；

(ii) 如果用液体防冰系统，至少温升应达 22°C (40°F)。

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

(c) 涡轮发动机

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

(i) 在规定的结冰条件下，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严重损失的冰聚积；

(ii) 在规定的航空器限制范围内，在降雪和扬雪时没有不利于发动机运转的影响。

(2) 涡轮发动机必须在温度 $-9\sim-1^{\circ}\text{C}$ ($15\sim30^{\circ}\text{F}$)、液态水含量不小于 0.3 克/米²、水滴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）。

排气系统

对于排气系统，必须满足下列要求：

- (a) 必须有考虑歧管和管道热膨胀的措施；
- (b) 必须有防止局部过热的措施；
- (c) 排气管排出的废气必须避开发动机进气道、燃油系统部件和放油嘴；
- (d) 表面温度足以点燃可燃液体或蒸汽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汽系统的泄漏，不会由于液体或蒸汽接触到排气系统（包括排气系统的屏蔽件）的任何零件引起着火；
- (e) 如果有排气热交换器，必须有防止任何内部热交换器损坏后使排气口堵塞的措施。

UHS. 1123 排气管

- (a) 排气管必须是耐热和耐腐蚀的，并且必须有措施防止由于工作温度引起的膨胀而损坏。
- (b) 排气管的支承，必须能承受工作中遇到的任何振动和惯性载荷。
- (c) 连接在可能有相对运动的部件之间的排气管，必须采用柔性连接。

动力装置附件

UHS. 1163 动力装置附件

- (a) 由发动机驱动的每一附件均应符合下列规定：
 - (1) 必须符合要求允许其安装在有关的发动机上；
 - (2) 必须利用发动机上的设施进行安装；
 - (3) 必须是密封的，以防止污染发动机滑油系统和附件系统。
- (b) 易产生电弧或电火花的电气设备，必须安装成使其接触可能处于游离状态的可燃液体或蒸汽的概率减至最小。
- (c) 除非采用其它措施，否则对位于传动装置和旋翼传动系统的任何部件上的附件传动装置必须采用扭矩限制措施，以防止因过大的附件载荷导致这些部件损坏。

UHS. 1165 发动机点火系统：A 类

- (a) 每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到补充电能，当任何一蓄电池电能耗尽时，此发电机可以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考虑下列情况：

- (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；
- (4) 如果电气系统任一部分发生故障引起发动机点火所用的蓄电池连续放电，则必须有警告 UA 操作员的措施。

动力装置的防火

UHS. 1183 导管、接头和组件：A 类

(a) 除本条 (b) 规定者外，在易受发动机着火影响的区域内输送可燃液体的每一组件、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。发动机上容量小于 23.7 升 (5.2 英制加仑/25 夸脱) 的整体滑油收油池不必是防火的，也不必用防火罩防护。

(b) 本条 (a) 不适用于下列情况：

- (1) 已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管、接头和组件；
- (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。
- (c) 可燃液体的放油管和通气管的排放必须避开进气系统的进气口。

UHS. 1187 通风：A 类

包含动力装置任何部件的每一个舱都必须有通风措施。

F 章 设备

总则

UHS. 1301 功能和安装

所安装的每项设备和系统必须符合下列要求：

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

UHS. 1303 飞行和导航设备

设备应为飞行控制与管理系统和设备和控制站提供数据。

UHS. 1305 动力装置监测设备

设备应为 UHS.1711 规定的所需飞行控制系统和无人直升机控制站提供数据。

(a) 动力装置和管路

(1) 动力装置监测设备的每根管路必须满足 UHS.961 和 UHS.993 的要求；

(2) 每根装有充压可燃液体的管路必须符合下列规定：

(i) 在压力源处有限流孔或其他安全装置，以防管路破损时逸出过多的液体；

(ii) 管路的安装和布置要使液体的溢出不会造成危险。

(3) 针对 A 类无人直升机，使用可燃液体的每个动力装置监测设备传感器，其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危险。

(b) 燃油流量指示系统

如果装有该系统，则每个测量部件必须具有在该部件发生故障而严重限制燃油流动时能供油的旁路装置。

(c) 滑油油量指示系统

如果装有该系统，必须有在地面上（包括向每个油箱加油时）能指示每个油箱内滑油油量或油压的装置。

(d) 使用铁磁材料的旋翼传动系统和减速器必须装有金属屑磁性探测器，其应设计成能指示或显示因减速器内损坏或过度磨损而产生的铁磁颗粒。该金属屑磁性探测器必须是可拆卸的，以便检查金属屑的磁极（仅对存在传动系统时）。

UHS. 1307 其它设备

所需的其它设备规定如下：

(a) 无人直升机运行所需的足够电源；

(b) 电路保护装置。

UHS. 1309 设备、系统和安装

(a) 凡旋翼航空器适航标准对其功能有要求的设备、系统及安装,其设计及安装必须保证在各种可预期的运行条件下能完成预定功能。

(b) 任何设备、系统及安装，必须设计成在发生可能的故障或失效时,将对无人直升机、无人直升机控制站危害减至最小。

(c) 必须及时向控制站提供系统的不安全工作条件信息，以便使地面操控员采取适当的纠正动作。如果需要地面操控员立即反应和立刻或随后采取纠正动作，

则必须提供适当的警告。系统和操纵器件的设计，包括指示和信号必须尽量减少可能增加危险的地面操控员失误。

UHS. 1323 空速指示系统

如果配置了空速指示系统，则空速指示系统必须在前飞速度等于或大于 37 千米/小时（20 节）的飞行中进行校准。

UHS. 1325 静压系统

如果配置了静压系统，则静压孔在受到无人直升机的速度、外部载荷、气流变化和湿气或其他外来物影响下不得严重地影响系统的精度。

UHS. 1331 使用能源的仪表

每个飞行和导航设备必须从其能源获得足够的供能。

飞行控制与管理系统和设备

UHS. 1337 总则

无人直升机应该有一套飞行控制与管理系统，该系统可以在整个规定环境中使无人直升机的安全控制维持在成功执行任务所需的水平。飞行控制与管理系统设计必须符合以下要求：

（a）设计单位应考虑对自动控制的要求，这对于使飞机满足 B 章中的要求（飞行性能）是有必要的；

（1）飞行控制与管理系统的基本部件安装在飞机上；

（2）飞行控制与管理系统包括飞控计算机，伺服系统，传感器，导航设备及系统必需的其他部件，用于对姿态，速度和飞行轨迹的控制。各设备需考虑使用环境、电磁环境和大气条件影响。

（b）飞行控制性能应与有效载荷要求相当。

UHS. 1338 系统功能

飞行控制与管理系统功能必须符合以下要求：

（a）无人直升机的控制方式符合以下类型或组合：

（1）自动：在这种模式下，无人直升机的姿态，速度和飞行轨迹完全由飞行

控制与管理系统控制。除了加载或修改所需的飞行计划之外，不需要来自无人直升机地面控制站的输入。

(2) 半自动：在这种模式下，地面操控员可发送外部环路的指令控制无人直升机，例如高度，航向和速度。飞行控制与管理系统按照指令操作无人直升机以实现外环指令值。

(3) 人工：如果进行人工控制，应保证人工操纵无人直升机的充分、安全操作可以覆盖规范要求的人工可操纵的飞行包线。以及在无人直升机说明书所规定的工作载荷范围内，地面操控员应通过试飞来证明人工控制是安全的。

(b) 飞行控制与管理系统的的设计必须确保地面操控员能够在整个飞行包线内操作无人直升机，并且整个操纵过程简便、平稳和确切，不会使地面操控员过度疲劳；

(c) 飞行控制与管理系统必须对无人直升机机动性能进行限制，以使无人直升机保持在飞行包线保护内；

(d) 除非出现如数据链路全部中断的紧急情况外，地面操控员可在无人直升机飞行期间随时进行干预，以便对无人直升机进行安全控制；

(e) 飞行控制与管理系统设计过程中要考虑单点故障影响无人直升机飞行安全的情况，除非此故障的影响小于或等于轻微故障严重程度；

(f) 飞行控制与管理系统必须在飞行的整个过程中具有自我检测能力，并将故障或警告实时传输至地面控制站；

(g) 当无人直升机配备有自动起飞系统和自动着陆系统时，起降系统应满足以下要求：

(1) 自动起飞或自动着陆模式启动后，地面操控员可通过指挥和控制数据链实时监视整个过程，并在出现故障时随时进行手动中止；

(2) 自动起降系统在运行过程中不会引起持续振荡或姿态变化过大等问题。

UHS. 1340 飞控计算机

飞控计算机——作为飞行控制与管理系统的子系统，设计时应该：

(a) 飞控计算机的飞控系统软件安全性集成要求应该通过基本危险分析方法来确定。

(b) 无人直升机仅可通过飞控计算机直接对飞行控制与管理系统的伺服系统

或其他子系统进行操纵

- (1) 其他子系统可以包括遥控指令传感器或有效载荷。
- (2) 可以使用数据传输系统。

UHS. 1341 伺服系统

无人直升机伺服系统是用来直接操纵无人直升机的俯仰、横滚、偏航、高度通道和动力装置的系统。

(a) 无人直升机伺服系统应确保在正常使用情况下功能正常，能够按照飞行控制与管理系统指令要求完成相关无人直升机控制，不存在影响无人直升机飞行安全的情况（控制卡阻、变形等）；

(b) 各旋翼、安定面或操纵面和用于任何飞行控制的各操纵系统，必须满足 UHS.395、UHS.411 和 UHS.427 的要求；

(c) 控制系统中从伺服系统到操纵点的各个部分应该通过设计以实现承受系统工作时产生的最大载荷和转矩；

(d) 伺服系统，包括其支撑结构，必须达到以下设计要求：

- (1) 可以承受系统运行时产生的最大载荷和扭矩；
- (2) 伺服系统必须设计成能承受在正常使用中所能获得的最大载荷。

(e) 各伺服操纵系统必须设计得能防止卡阻、摩擦和干扰；

(f) 必须有措施防止钢索或管子拍击其它零件。

(g) 必须有措施防止钢索或管子拍击其它零件。

UHS. 1342 飞行记录

(a) 具备飞行记录功能；

(b) 如果安装数据记录器，安装时必须满足下列要求：

(1) 数据记录器应记录速度、高度和航向等飞行控制与管理系统的信息；

(2) 数据记录器的工作电源应来自无人直升机的主电源，并确保不会危及重要负载或应急负载的供电；

(3) 应能在飞行前检查记录器存储介质的数据记录功能是否正常；

(4) 记录通用时间参考信号。

UHS. 1345 导航设备

导航设备可以为超视距运行的无人直升机提供位置、高度、姿态和航向角等信息。

(a) 在起飞、飞行和降落期间导航设备应确定无人直升机的位置、高度、姿态和飞行路径；

(b) 应做好预留，回避禁飞区域。

(c) 在导航设备一次单独故障后，应考虑下列设备的飞行安全性和降级执行任务的能力：

- (1) 空速指示系统或高度指示系统；
- (2) 单独的控制面或控制面制动器；
- (3) 姿态航向基准系统。

电气系统和设备

UHS. 1351 总则

(a) 电气系统容量

电气系统必须符合其预定的用途。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向安全运行所必不可少的每个负载电路以适当的电压供给所需的电功率；

(2) 必须用电气负载分析或电气测量来表明符合本条 (a) (1) 的要求。在电气负载分析或电气测量时要考虑用在该电气系统的各种电气负载可能的组合的持续时间。

(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直升机其它部分的影响均没有危险；
- (ii) 采取保护以免受燃油、滑油、水和其它有害物质的腐蚀及机械损伤。

(2) 除发电机依靠电池起始励磁或达到稳定状态情况外，电源在单独供电或并联供电时均必须功能正常；

(3) 除发电机依靠电池起始励磁或达到稳定状态时，因电池故障而使发电机停止运行的情况外，任何电源在其故障或失效时，不得损害任何其余电源向安全运行所必不可少的负载电路供电的能力；

(4) 除发电机在依靠电池起始励磁或达到稳定状态阶段，其控制装置不需阻断发电机与电池的连接外，每个电源控制装置必须能够使每个电源独立地工作。

(c) 发电系统

如果电气系统向安全运行所必需的负载电路供电，则必须至少有一台发电机。此外，应符合下列规定：

(1) 每台发电机必须能够输出它的连续额定功率；

(2) 发电机的电压控制装置必须能可靠地将每台发电机的输出电压调整在额定范围之内；

(3) 每台发电机系统必须具有一个反流保护功能，其设计当反向电流足以损坏发电机时，能断开该发电机与蓄电池及其它发电机的连接；

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

(5) 在任一台发电机发生故障时，必须立即向无人直升机地面操控员提供告警。

(d) 外部电源

如果备有设施将外部电源接到无人直升机上，且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其它设备相连接，则必须有措施确保反极性 or 逆相序的外部电源不能向该无人直升机的电气系统供电。

(e) 必须通过试验、分析或两者的组合来表明，当主电源失效时，无人直升机系统能够安全运行，直至其按照 UHS.1412 完成应急回收程序。

UHS. 1353 电源系统容量和配电

(a) 凡无人直升机对其功能有要求并且需要机载电源供电的每一装置，均为该电源的“重要负载”。在可能的工作组合下和可能的持续时间内，电源系统必须能够向以下用电负载供电：

(1) 在系统正常工作时与电源系统相连接的全部负载。

(2) 对于有一种以上供电电源供电的重要负载，当任一原动机、功率变换器或者储能器失效之后，其重要负载必须至少有一路供电电源为其供电。

(3) 对于要求有备用电源的重要负载，任意供电系统、配电系统或其他用电系统失效或故障后，电源系统必须能为其供电。

(b) 在判断与本条 (a) (2) 的符合性时，可以假定按某种监控程序减小电源负载，而该程序要符合经批准的使用类型的安全要求。

UHS. 1355 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) 服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

(c) 必须通过类似蓄电池及其安装的经验或通过试验来表明对本条 (b) 的符合性。

(d) 蓄电池可能逸出的腐蚀性液体或气体不得损坏周围的无人直升机结构或邻近的重要设备。

(e) 能够用于起动发动机或辅助动力装置的每个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。

(f) 能够用于起动发动机或辅助动力装置的蓄电池必须具有下列系统之一：

- (1) 自动控制蓄电池充电速率的系统，以防止蓄电池过热；
- (2) 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将蓄电池与其充电电源断开的措施；

(3) 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。

UHS. 1357 电路保护装置

(a) 在所有电路中必须安装保护装置，例如断路器或熔断器。但下列情况除外：

- (1) 起动电动机的主电路；
- (2) 不装保护装置，不会有危险的电路；
- (3) 装保护装置会影响飞行安全。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其它电路。

(c) 如安装可自动复位型电路保护装置（即“自动断路”装置，其跳闸机构不能由工作控制机构来代替），必须按下列规定设计：

- (1) 在跳闸后，需要无人直升机控制站远程遥控操作以恢复工作；
- (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。

(3) 使用的自动复位电路保护装置必须设计成符合 (c) (2) 要求，且具有能够在摆脱故障状态时使电路恢复完整的能力。

(4) 如果飞行安全要求某一断路器须有复位的能力，则这种断路器飞行中应易被复位，且可以通过遥控操作以恢复工作。

UHS. 1361 无人直升机电气负载卸载

(a) 除无人直升机持续安全飞行和着陆所需的负载电路，负载卸载必须断开所有配电系统的电源；

(b) 必须有一个容易辨认和接近的手段，允许无人直升机电气负载卸载。

UHS. 1363 电缆

(a) 每根电缆必须具有足够的载流能力；

(b) 一旦发生电路过载或故障，可能过热的每根电缆及配套设备必须至少是阻燃的。

UHS. 1365 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) 便于合适的维修人员接近；

(c) 对工作状态和所控制的电路加以标记。

灯

UHS. 1384 外置光源

(a) 对于 B 类无人直升机，应至少安装一个防撞灯；

(b) 对于 A 类无人直升机，如申请夜间运行的合格审定，应安装航行灯和防撞灯，航行灯应满足 CCAR 27.1385 (b)、(c)、(d) 的要求。

安全设备

UHS. 1412 应急回收能力

(a) 无人直升机系统必须集成有应急回收能力，包括：

(1) 一套飞行终止系统，其程序或功能旨在立刻终止飞行，或；

(2) 依据无人直升机控制站指令或机载系统而执行的应急回收程序。主要是能够自动执行预定程序中的行动方案，使无人直升机能够进入预定的无人居住紧急着陆区域，或；

(3) UHS.1412 (a) (1) 和 (a) (2) 要求的任意组合。

(b) 应急回收能力必须能够在最不利的环境和使用条件下，在整个飞行包线范围内切实有效。

(c) 应急回收能力必须有保护措施，以防止其因误操作或未授权使用引发的干扰。

(d) 当主电源系统失效后，应急回收能力必须仍然切实有效。

(e) 对于本条要求来说，使用爆炸物来模拟演示无人直升机在飞行中遭受破坏情况的方法是不可行的。

UHS. 1413 应急程序

(a) 为了保证无人直升机不会危害地面的公民和财产，不会因为控制链路性能降级而发生空中相撞的风险，每一架无人直升机应该在飞行手册或其它经批准的手册中详细说明针对 UHS.1425 条列出的性能降级状态的应急程序：

(b) 应急程序必须有保护措施，以防止其因误操作引发的干扰。

UHS. 1414 应急迫降

当出现由于一个或多个故障的组合而导致无人直升机无法在预期的主着陆点正常着陆的情况需应急迫降时，此时飞行控制与管理系統仍然能够维持无人机操控。每一架无人直升机应该按飞行手册或其它经批准的手册中的应急迫降程序执行，但仍需考虑以下因素：

(1) 控制轨迹终止或迫降可能导致无人直升机损失，但按预期可以合理的避免人员伤亡；

(2) 无人直升机在可操控条件下，于备降点/预定着陆区域强制着陆，但在合理可行的区域内，人员已撤离。

其它设备

UHS. 1431 电子设备

电子设备和设施必须设计和安装成系统内自兼容并与系统外其他部件协调兼容。

UHS. 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) 和 (c) 的规定。

(b) 设备中的高能转子，必须能承受因故障、振动、异常转速和异常温度所引起的损伤。

(c) 含高能转子的设备，在转子破坏时不应对继续安全飞行产生不利影响。

UHS. 1481 有效载荷

(a) 有效载荷即无人直升机为完成指定任务所携带的装置或设备。有效载荷包括无人直升机为完成特定任务目标而携带的所有非飞行必备设备。通常情况下，可针对无人直升机的多个有效载荷构型确定其型号合格审定基础。

(b) 当设计无人直升机的目的是携带有效载荷，则有效载荷在无人直升机上的集成和运行不得影响无人直升机的安全飞行和控制。

G 章 使用限制和资料

UHS. 1501 总则

(a) 必须制定 UHS.1503 至 UHS.1525 所规定的每项使用限制以及为安全运行所必需的其它限制和资料。

(b) 必须按 UHS.1541 至 UHS.1589 的规定，使这些使用限制和为安全运行所必需的其它资料可供地面操控人员使用。

运行限制

UHS. 1503 空速限制：总则

(a) 必须制定使用速度范围。

(b) 当空速限制是重量、重量分布、高度、旋翼转速、功率或其它因素的函数时，必须制定与这些因素的临界组合相对应的空速限制。

UHS. 1505 不可超越速度

(a) 必须按下列要求制定不可超越速度 V_{NE} ：

(1) 备用；

(2) 不大于下列三种之中的小者：

(i) 按 UHS.309 制定的最大前飞速度的 0.9 倍；

(ii) 按 UHS.629 表明的最大速度的 0.9 倍；或

(iii) 证实的前行桨叶桨尖达到 M 数效应时最大速度的 0.9 倍。

(b) V_{NE} 可以随高度、旋翼转速、温度和重量变化，如果：

(1) 同时采用的变量不超过这些变量中的两个（或综合一个以上这些变量的仪表不超过两个）；

(2) 这些变量（或综合一个以上这些变量的仪表指示值）的范围大到足以使 V_{NE} 可以有一个实用和安全的变化。

(c) 稳定的无动力 V_{NE} 表示为 V_{NE} (无动力), 如果满足下列条件, 这一速度可以制定成小于本条 (a) 中制定的 V_{NE} :

(1) V_{NE} (无动力) 不小于有动力 V_{NE} 和满足 UHS.65 (b) 要求的速度二者的平均值;

(2) V_{NE} (无动力) 为下列之一:

(i) 一个恒定空速;

(ii) 比有动力 V_{NE} 小一个恒定值;

(iii) 申请合格审定的部分高度范围为一个恒定空速, 而其余部分高度范围比有动力小的一个恒定值。

UHS. 1509 旋翼转速

(a) 无动力 (自转) 的最大值无动力旋翼最大转速必须制定成不超过下列两个值中小者的 95%:

(1) 按 UHS.309 (b) 确定的最大设计值;

(2) 在型号试验期间表明的最大转速。

(b) 无动力最小值无动力时旋翼最小转速必须制定成不小于下列两种值中大者的 105%:

(1) 在型号试验期间表明的最小转速;

(2) 由设计验证所确定的最小值。

(c) 有动力最小值有动力时旋翼最小转速必须制定成:

(1) 不小于下列两种值中大者;

(i) 在型号试验期间表明的最小转速;

(ii) 由设计验证所确定的最小值。

(d) 不大于按 UHS.33 (a) (1) 和 (b) (1) 所确定的值。

UHS. 1519 重量和重心

必须将按 UHS.25 和 UHS.27 分别确定的重量和重心限制制定为使用限制。

UHS. 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的相应限制。

(b) 起飞工作状态动力装置起飞工作状态必须受下列限制:

(1) 最大转速不得大于:

(i) 旋翼设计所确定的最大值;

(ii) 在型号试验期间表明的最大转速。

- (2) 最大允许临界发动机参数值；
- (3) 与本条 (b) (1) 至 (2) 制定的限制相对应的功率的使用时间限制；
- (c) 连续工作状态连续工作状态必须受下列限制：
 - (1) 最大转速不得大于：
 - (i) 旋翼设计所确定的最大值；
 - (ii) 在型号试验期间表明的最大转速。
 - (2) 按 UHS.1509 (c) 旋翼转速要求所表明的最小转速。
 - (d) 燃油的品级或牌号必须规定最低燃油品级，此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品级和牌号。

UHS. 1523 地面操控成员

考虑下列因素来规定地面操控成员，使其足以保证安全运行：

- (a) 每个成员的工作量；
- (b) 每个成员工作量和职能的确定还必须考虑下列因素：
 - (1) 飞行航迹控制；
 - (2) 地面障碍物或空中交通的分离与防撞；
 - (3) 导航；
 - (4) 通信；
 - (5) 所有无人直升机系统持续安全飞行和着陆所需的操作和监控；
 - (6) 与领航不相关的任务（如商载运行）；
 - (7) 指挥决策；
 - (8) 在所有正常和应急操作期间，相应成员在飞行工作位置上对必需的操纵器件的可达性和操作简易性。
- (c) 按 UHS.1525 核准的运行类型。

UHS. 1525 运行类型

无人直升机的限制运行类型是将其作为合格审定的一部分并根据所装设备来制定。

UHS. 1527 最大使用高度

必须制定受飞行、结构、动力装置、功能或设备特性限制所允许使用的最大高度。

UHS. 1529 持续适航文件

必须按照附件 A 编制持续适航文件。

标记和标牌

UHS. 1541 总则

(a) UHS 必须具有：

(1) UHS.1557, UHS.1565 和 UHS.1745 到 UHS.1759 中所规定的标记和标牌；

(2) 如果具有不寻常的设计、使用或操纵特性，为无人直升机安全运行所需的附加的信息、仪表标记和标牌。

(3) 供机组人员使用的标牌应该布置在控制站的合适位置。

(b) 本条 (a) 中规定的每一标记和标牌必须符合下列要求：

(1) 示于醒目处；

(2) 不易擦去、走样或模糊。

(c) 标牌上使用的计量单位必须与指示器上使用的计量单位相同。

UHS. 1557 其它标记和标牌

(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作出任何限制，包括重量限制。

(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标记最低燃油品级，燃油牌号，油箱燃油容量和每个不设置独立的滑油系统的两冲程发动机的燃油/滑油混合比。

(2) 必须在滑油加油口盖上或其近旁标记：

(i) 滑油品级；

(ii) 是否为去垢滑油或非去垢滑油。

(c) 燃油箱每个油箱的可用燃油量体积单位必须在选择器上标记，或在信息显示系统上显示。

(d) 每个直流电气装置的系统电压必须清晰地标记在其外部电源连接处附近。

(e) 当装有在地面可能会危害人员安全的设备，则必须清晰地标记。

UHS. 1565 主桨和尾桨

所有主桨和尾桨必须有标记，以便在正常昼间地面条件下，可清晰地看到其桨盘。

飞行手册和批准的手册资料

UHS. 1581 总则

(a) 应提供的资料必须为每架无人直升机提供飞行手册，该手册必须包含以下内容：

(1) UHS.1583 至 UHS.1589 要求的资料；

(2) 由于设计、使用或操纵特性而为安全运行所必需的其它资料；

(3) 按照 UHS.1412 要求的 FTS（飞行终止系统）所必需的资料和按照 UHS.1413 要求的意外事故程序。

(b) 需批准的资料在 UHS.1583 至 UHS.1589 所列适用于该无人直升机手册的每一部分的内容必须提供、证实和批准，并且必须单独编排，加以标识，将其同该手册中未经批准的部分清楚地分开。

(c) 不需批准的资料必须以审定机构可接受的方式呈现。

(d) 单位手册中使用的计量单位必须与指示器上使用的计量单位保持一致。

(e) 目录表根据手册的复杂程度，如有必要，无人直升机飞行手册必须有一个目录表。

UHS. 1583 使用限制

(a) 空速和旋翼限制必须提供在其相应信息显示系统上或附近标示空速和旋翼限制所需的资料，必须解释每一限制和颜色标记的含义。

(b) 动力装置限制必须提供下列资料：

(1) UHS.1521 要求的限制；

(2) 对限制的解释（当需要时）；

(3) 对双冲程发动机的燃油/滑油牌号和混合比。

(c) 重量和载重分布必须提供 UHS.25 和 UHS.27 分别要求的重量和重心限制。如果允许多种可能的装载情况则必须包括有关的说明，以便遵守限制。

(d) 运行类型必须列出经批准的无人直升机及其所装设备依据的每一种运行类型，包括按照 UHS.23 要求经批准的使用包线。

(e) 高度必须提供按 UHS.1527 制定的高度和限制因素说明。

UHS. 1585 使用程序

(a) 手册中含有的使用程序部分，必须有关于任何正常和应急程序的资料，包括起飞、着陆程序及有关空速在内的保证安全运行所需的其它资料。手册必须含有的有关资料包括：

(1) 在试验中使用的起飞场地类型和相应的每种离场爬升速度；

(2) 在试验中使用的着陆场地类型及相应的进场和下滑空速。

(b) 对于按 UHS.1505 制定 V_{NE} （无动力）的直升机，必须提供解释 V_{NE} （无

动力)的资料和在发动机失效后减小空速至不大于 V_{NE} (无动力)的程序。

(c) 对于表明符合 UHS.1353 (g) (2) 或 (g) (3) 所要求的每架无人直升机, 必须提供将蓄电池与其充电电源断开的使用程序。

(d) 如果任一油箱的不可用燃油量超过该油箱容积 5%, 必须提供资料指明在平飞时当油量指示器读数为“零”时, 不能在飞行中安全使用该油箱的任何数量余油。

(e) 必须提供关于每个油箱可用燃油总油量的资料。

(f) 必须提供在 UHS.71 中规定的最小下降率和最佳下滑角所对应的空速及旋翼转速。

UHS. 1587 性能资料

(a) 无人直升机必须提供按 UHS.51 至 79 和 143 (c) 确定的下列资料:

(1) 确定极限高度-速度包线的足够资料;

(2) 如果为满足 UHS.1412 的要求而预先定义了无人居住区域, 则应提供性能数据, 以保证地面操控人员能够使无人直升机能够到达 UHS.561 定义的合适的预先定义的无人居住区域。

(3) 有关资料:

(i) 悬停升限、稳定的爬升率和下降率受有关因素影响的资料 (如空速、温度和高度);

(ii) 近地面飞行的最大安全风的资料。如果提供的性能资料内含有重量、高度和温度的组合, 且在最大风速和这些组合的综合情况下无人直升机不能安全着陆和起飞, 则在飞行手册中应标明使用包线的上述区段和相应的安全风条件;

(iii) 表明符合第 UHS.1041 至 UHS.1045 冷却规定的相应最高大气温度的资料;

(iv) 以 UHS.71 确定的最小下降率和最佳下滑角所对应的速度及条件自转时, 下滑距离随高度而变化的资料。

(b) 在无人直升机飞行手册的性能资料章节, 用来满足 UHS.51 规定的起飞重量和高度有关的任何资料。

UHS. 1589 装载资料

如按 UHS.25 确定的最大和最小重量之间的可能装载情况会导致重心超过 UHS.27 规定的任一极限, 则对每一个这种可能情况都必须有载重说明。

H 章 指令与控制数据链路

UHS. 1601 总则

(a) 无人直升机系统通信系统包括：

- (1) 指令与控制数据链路；
- (2) 航空交通管制（ATC）系统；
- (3) 有效载荷数据链路。

注：部分数据链系统兼具指令与控制数据传输功能及有效载荷数据传输功能。

(b) 目前本章节仅规定指令与控制数据链路。航空交通管制（ATC）系统和有效载荷数据链路在具体型号的使用材料中规定。

(c) 无人直升机系统必须包括指令与控制数据链路，用以实现以下功能：

(1) 将无人直升机控制站产生的控制指令传输至无人直升机飞行平台（上行传输），且将无人直升机飞行平台的状态参数传输至无人直升机控制站（下行传输）。上述状态参数必须包括确保无人直升机基本飞行安全所需监控的所有参数；

(2) 将数据链路自身的上行传输和下行传输锁定状态、信号强度指示给地面操控员。

UHS. 1603 指令与控制数据链路丧失

(a) 无人直升机发生任何指令与控制数据链路失效故障，必须向无人直升机系统地面操控员提供清楚的和明显的听觉和/或视觉信号告警。

(b) 必须依据 UHS.1412 定义的应急回收能力来制定指令和控制数据链路丧失策略，该策略必须经过批准并列入飞行手册。

(c) 指令与控制数据链路丧失恢复策略应包括链路重新捕获的方法，以便能够在合理的短时间内恢复指令与控制数据链路。

UHS. 1605 指令与控制数据链路模式

由于指令与控制数据链路可能产生波动，因此每架无人直升机应该在飞行手册或经批准的其它手册中详细说明：

- (a) 正常传输状态；
- (b) 降级传输状态；
- (c) 严重误码状态；
- (d) 链路失效状态。

UHS. 1607 降级后的 C2 通信性能

(a) 针对 UHS.1425 指令与控制数据链路性能降级，无人直升机应该在其飞行手册或其它经批准的手册中按照以下方式说明-降级后的具体性能

- (1) 传输速率；

(2) 传输时延；

(3) 连续性；

(4) 有效性；

(5) 完整性。

(b) 当指令与控制数据链路处于严重误码状态，且持续时间比链路恢复最短时间（MTBR）长，则应按照 UHS.1413 要求针对链路失效状态启动应急程序。

(c) 关于指令和控制数据链路降级，参考 UHS.1425。

UHS. 1609 要求的指挥与控制数据优先级

(a) 针对 UHS.1425 指令与控制数据链路的性能降级-应该在无人直升机飞行手册或其它经批准的手册中详细说明-要求的指挥与控制数据优先级。

(b) 当数据链仅传输基本飞行所需指挥与控制数据时依然处于严重误码状态，且持续时间比链路恢复最短时间（MTBR）长，则应按照 UHS.1412 要求启动应急回收程序。

I 章 控制站

UHS. 1701 航空器与控制站配对

在控制站中必须有明确的显示表明在预期的飞行中航空器已经与之配对并且建立了完全的控制。

UHS. 1703 地面操控员使用的系统和设备

这条规章规定了地面操控员，可以通过控制站设备可以安全的实现他们的工作任务和预期的功能，同时满足以下要求：

(a) 控制站监控设备必须能够提供任务所必须的操作信息和状态反馈信息；

(b) 为地面操控员所准备的控制机构和信息必须满足：

(1) 以适用于该任务需要的分辨率和精度，清晰和准确的呈现；

(2) 便于地面操控员理解和使用，一定程度上与任务的紧急情况、发生频次和持续性相统一；

(3) 出于安全操作的考虑，当地面操控员的操作对无人直升机产生影响时，能使地面操控员察觉。

(c) 已安装设备的相关操作行为必须满足：

(1) 明确、可预测；且

(2) 经过设计可以使地面操控员对工作任务上进行一定的干预。

(d) 从适用程度而言，如果地面操控员操作得当，既定设备必须能使地面操

控员对那种由于他们操作设备所产生的、在使用中可以预料到的过失进行管理。
本条款不适用于与无人直升机手动控制相关的技术性错误。

(e) 装备必须允许地面操控员在无需过多专注或者疲劳的情况下完成他们的任务。

UHS. 1705 控制站控制

控制必须满足：

- (a) 提供方便操作且防止混淆和误操作；
- (b) 摆放和布置以便每一个控制的操作空间足够且不受限。

UHS. 1707 控制的运动和效果

- (a) 控制机构应该根据令人接受的人因原理设计；
- (b) 当控制站为手动操控模式时，控制机构需要满足飞行操纵系统在操作时与无人直升机运动趋势一致。

UHS. 1711 信息显示系统

- (a) 用于信息显示的显示器需要满足以下要求：
 - (1) 满足 UHS.1721 所要求的布局和可见度；
 - (2) 整个使用周期易于识别；
 - (3) 在任何正常工作方式下，不妨碍对导航所需数据的显示；
 - (4) 在发动机起动的工作模式下，不得妨碍对发动机所需数据的显示；
 - (5) 导航所需飞行数据除在主显示器显示外，如配有辅助显示器，还应该在辅助显示器或备份显示器中根据需要调出查看；
 - (6) 有与被其所代替的仪表相等效且对地面操控员来说是易于感受的显示；
 - (7) 本规章要求显示的每一参数，都应能目视显示，或有在出现不正常工作值或接近规定的限制值时为地面操控员提供告警。
- (b) 为持续适航，显示系统可用寿命的特殊限制应在说明上注明。
- (c) 此章所提到的“主”显示器是指放置在操作板上的，当地面操控员想看参数时会首先看到的显示器。

UHS. 1721 布局和可见度

- (a) 供使用的每个飞行、导航、动力装置和数据连接的状态信息，必须便于无人直升机地面操控员观察；
- (b) 显示信息的精度需要满足任务使用需求。

UHS. 1722 警告灯、戒备灯和提示灯

如果在控制站内装有警告灯、戒备灯或提示灯，则除民航总局另行批准外，灯的颜色必须按照下述规定：

- (a) 红色，用于警告灯（指示危险情况，可能要求立即采取纠正动作的指示灯）；
- (b) 琥珀色或黄色，用于戒备灯（指示将可能需要采取纠正动作的指示灯）；
- (c) 绿色或蓝色，用于显示提示级告警信息。
- (d) 任何其他颜色，包括白色，用于本条（a）至（c）未作规定的灯，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。

UHS. 1752 无人直升机系统信息显示

无人直升机动力与传动系统、燃滑油系统、飞行态势信息、电气系统等与信息显示需求的系统在控制站进行信息显示时必须按照下述规定：

- (a) 如果无人直升机动力系统或传动系统、燃滑油系统、供电系统产生了任何形式的失效，必须有方法可以立刻警示无人直升机地面操控员；
- (b) 如果无人直升机飞行状态、位置、导航状态、速度、高度、模式等产生了任何形式的失效，必须有方法可以立刻警示无人直升机地面操控员；
- (c) 控制站必须有方法给无人直升机地面操控员显示安全操作所必须的动力与传动信息、燃滑油系统信息、电气电源系统信息及其警戒范围；
- (d) 控制站必须有方法给无人直升机地面操控员显示安全操作所必须的飞行状态、位置、导航状态、速度、高度、模式等信息及其警戒范围；
- (e) 清晰的、可准确区分的警告应该立刻告知无人直升机地面操控员，任何失效问题可能出现在无人直升机飞行的任何阶段（包括降落和起飞），导致不安全状况的出现。

UHS. 1759 限制标牌

必须有一个无人直升机地面操控员能清晰可见的标牌，其上写明无人直升机经批准的运行类型（如昼间，无结冰条件等）。

UHS. 1761 无人直升机遥控操作

无人直升机应根据自动、半自动、人工等控制方式设置相应的操作指令。

UHS. 1775 控制站切换

- (a) 使用中的控制站对于所有无人直升机地面操控员必须都是容易识别的。

(b) 在切换的过程中必须保持完全控制/主动控制。

(c) 在切换过程中所传递的指令和控制功能必须经批准，并在无人直升机飞行手册中进行规定。

(d) 控制站之间的切换不得导致不安全情况。

(e) 切换过程的阶段或状态信息应能传输至所需控制站，并且易于被地面操控员监控。

(f) 使用中的控制站必须具有所要求的功能来应对紧急情况。

UHS. 1777 多个 UA 的指令与控制

保留。

附件 A 持续适航文件

A. UHS. 1 总则

(a) 本附件规定 UHS.1529 所需的持续适航文件的编制要求。

(b) 无人直升机的持续适航文件必须包括发动机和旋翼（以下统称“产品”）的持续适航文件，任何适用的中国民用航空规章所要求的每个设备的持续适航文件以及所涉及这些设备和产品与无人直升机相互联接关系的资料。如果装机设备或产品的制造厂商未提供持续适航文件，则无人直升机的持续适航文件中必须包含上述对无人直升机持续适航必不可少的资料。

A. UHS. 2 格式

(a) 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。

(b) 手册的编排格式必须实用。

A. UHS. 3 内容

手册的内容必须采用中文编写。持续适航文件必须包含下列手册或章节（视适用而定）以及下列资料：

(a) 无人直升机维护手册或章节

(1) 概述性资料，包括在维护所需范围内对无人直升机特点和数据的说明。

(2) 无人直升机及其系统和安装（包括动力源、旋翼和设备）的说明。

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

(4) 关于下列细节内容的维护资料：检修点、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、检查和维护口盖的位置、润滑点位置、所用

的润滑剂、维护所需的设备、牵引说明和限制、系留、顶起和调水平的资料。

(b) 维护说明书

(1) 无人直升机的每一部分及其动力源、旋翼、附件和设备的定期维护资料。该资料提供上述各项应予清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期，并提供检查的程度，适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是，如果可以表明某项附件或设备非常复杂，需要专业化的维护技术、测试设备或专家才能处理，则允许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，必须提交一份包含旋翼航空器持续适航所需检查周期和范围的检查大纲。

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

(3) 说明拆卸与更换产品的零件的顺序和方法以及应采取的必要防范措施的资料。

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

(c) 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。

(d) 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。

(e) 检查后对结构进行防护处理所需的资料。

(f) 关于结构紧固件的所有资料，如标识，报废建议和拧紧力矩。

(g) 所需专用工具清单。

A. UHS. 4 适航限制条款

持续适航文件必须包括题为适航限制的条款，该条款应单独编排并与文件的其它部分明显地区分开来。该条款必须规定按 UHS.571 批准的强制性更换时间、结构检查时间间隔以及有关结构检查程序。如持续适航文件由多本文件组成，则本条要求的条款必须编在主要手册中，并必须在该条款显著位置清晰说明：“本适航限制条款及其变化也必须经批准”。

附录 B 发动机

内燃发动机

B-UHS. 1 适用范围

(a) 本附录 B 适用于无人直升机的发动机。

(b) 凡是提及有关涡轴发动机的具体要求的条款，以下限制适用以便简化取证要求：

(1) 根据这些要求取证的发动机只用于有动力轻型无人直升机系统；

(2) 没有引气，没有反向功能；

(3) 不能在结冰或冰雹条件下飞行；

(4) 无特技飞行操作；

(5) 涡轴不用于驱动附件，这些附件是任何其他装置而非涡轴本身所必不可少的。

B-UHS. 3 说明手册

必须编制发动机安装和使用说明手册，特别是该手册必须包含以下内容：

(a) 使用限制，包括汽缸盖、冷却剂出口、滑油温度的任何相关限制。

(b) 功率额定值和在非标准大气条件下的修正程序。

(c) 在一般和极端环境条件下，对下列情况的荐用程序：

(1) 启动；

(2) 地面运转；

(3) 飞行中运转。

(d) 对于二冲程发动机，燃油/滑油比。

B-UHS. 5 发动机功率额定值和使用限制

必须按经本附录 B 规定的试验验证的使用条件来制定发动机功率额定值和使用限制，包括申请人认为发动机安全使用所必需的速度、温度、压力、燃油和滑油限制。

B-UHS. 7 发动机功率额定值的选定

(a) 必须由申请人选定所申请的发动机功率额定值。

(b) 选定的每种额定值必须是所有同型号发动机在用来确定此额定值的条件下预计能产生的最低功率。

B-UHS. 9 发动机关键零部件

(a) 关键零部件是指其失效可能造成无人直升机灾难性后果的零部件。对于关键零部件，必须控制已确定的关键特性，以保证所要求的完整性水平。

(b) 如果发动机型号设计包含关键零部件，则应该建立关键零部件清单。应制定程序以定义关键设计特性，确定影响关键设计特性的工艺和符合 CCAR21 部

有关质量保证要求的必要的设计、工艺更改控制方法。

B-UHS. 11 材料

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：

- (a) 建立在经验或试验的基础上；
- (b) 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中所采用的强度和其它特性；
- (c) 考虑使用中预期出现的环境条件，如温度和湿度的影响。

B-UHS. 13 制造方法

(a) 采用的制造方法必须能始终生产出完好的结构，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，则该工艺必须按照经批准的工艺规范执行。

- (b) 每种新的制造方法必须通过试验大纲予以证实。

B-UHS. 15 紧固件

(a) 其脱落可能危及发动机安全使用的每个可拆卸的螺栓、螺钉、螺母、销钉或其他紧固件必须装有两套独立的锁定装置。紧固件用其锁定装置不得受到与具体航空器安装相关的环境条件的不利影响。

(b) 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。

B-UHS. 17 结构保护

每个发动机结构零件必须有适当的保护，以防止使用中由于任何原因而引起强度降低或丧失，这些原因中包括气候、腐蚀、磨损。

B-UHS. 19 检查措施

每个要求周期性检查、按基准和功能进行调整、润滑、装配和拆卸要求的部件，必须有进行仔细检查的措施。

B-UHS. 20 功能（涡轮发动机）

发动机在其环境工作范围内和制造商声明的进气口压力和温度条件范围内的运转条件下必须不会发生危险的喘振和不稳定性。

B-UHS. 21 发动机控制系统

(a) 发动机控制系统必须操作简便、平稳，并且能够积极响应其功能。

(b) 必须通过试验、分析或两者结合的方法证明发动机控制系统能以下列方式实现预期的功能：

(1) 在声明的飞行包线内的不断变化的大气条件下，保持有关控制参数的选定值，使发动机工作在批准的使用限制之内；

(2) 不产生不可接受的推力或功率振荡。

(c) 也必须证明万一暴露于射频磁场干扰时，发动机能够正常工作。经验证的等级必须写入安装说明手册中。

B-UHS. 23 发动机安装系统

当发动机是由合适的发动机-安装结构恰当支撑时，构成发动机安装一部分的每个发动机部件和容易受到严重影响的发动机的任何其他零件必须满足下列要求：

(a) 能承受限制载荷而无有害的或永久的变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下，变形不得影响安全运行。

(b) 结构必须能承受极限载荷而不破坏，此要求必须用下述任一方法表明：

(1) 在静力试验中，施加在结构上的极限载荷至少保持三秒钟；

(2) 模拟真实载荷作用的动力试验。

B-UHS. 25 防火

(a) 发动机的设计和构造及所用的材料必须使正常工作和故障条件下发生着火以及火焰蔓延的概率减至最小，并且必须将此类火焰的影响减至最小。

(b) 除 (c) 款规定外，在发动机工作期间输送易燃液体的每一外部管路、接头和其他部件必须至少是耐火的。所不同的是，构成发动机一部分并且与发动机相连的易燃液体箱及支架必须是防火的或者用防火罩防护，除非任何非防火零件被火焰损伤后不会引起易燃液体泄露或溅出。部件必须有防护或正确安装以防止点燃泄漏的易燃液体。发动机上容量小于 23.7 升的整体湿油池，既不必是防火的，也不需用防火罩防护。

(c) 本条 (b) 款不适用于即使故障也不会导致或增加着火危险的通风和排泄管路及其接头。

(d) 用于防火墙的发动机零件，其设计、构造和安装必须是：

(1) 防火的；

(2) 构造上不会使任何危险量的空气、液体或火焰绕过或穿过防火墙；

(3) 防腐蚀的。

(e) 除 (a) 和 (b) 款要求外，位于指定火区内的发动机控制系统部件必须至少是耐火的。

(f) 任何容易或者具有潜在产生静电放电或电气故障电流的部件、单元或设备及其附件，必须设计和构造成与发动机基准点等电位接地，以便使可能出现易燃液体或蒸汽的外部区域被点燃的风险减至最小。

(g) 那些构成发动机安装结构或者发动机连接点一部分的发动机特征必须是防火的（或者由防火材料制造或者进行防火保护），或是被保护的，以便它们在任何可预见的动力装置着火条件下能够执行其基本功能至少 5 分钟。

B-UHS. 27 耐用性

发动机的设计与构造必须使发动机在翻修之间发生不安全状态的概率减至最小。

B-UHS. 29 发动机冷却

发动机的设计与构造必须在无人直升机预定工作条件下提供必要的冷却。

B-UHS. 31 附件连接装置

(a) 每个附件传动装置和安装构件必须被设计和构造，以便发动机在连接附件时能够正常地运转。发动机的设计必须允许对每个基本发动机附件进行检查、调整或更换。

(b) 除非附件传动装置用在属于发动机型号设计一部分的基本发动机设备上，否则发动机不应具有附件传动装置。

B-UHS. 33 振动

(a) 发动机的设计和构造必须使发动机在慢车转速到最大起飞条件下的 103% 曲轴转速（对于（增压）活塞或转子发动机）或 103% 输出轴转速（对于涡轮发动机）下运转，而不会发生可能影响零件和组件完整性的振动水平。

(b) 发动机必须在其转速和功率的整个预期工作范围内，和直到速度等于无人直升机起飞功率时的旋翼转速再加上 3% 后所对应的发动机速度范围内承受振动测试。每个附件传动和安装装置必须施加预期使用中的最严酷负载。

(c) 对于柴油发动机：由于在停车期间可能出现高扭矩峰值，因此 (a) 和 (b) 中的试验条件需要考虑启动和停车顺序。

B-UHS. 35 点火

除了压燃式发动机，发动机必须配备一个使所有电磁和电气电路完全独立的

双点火系统，或者配备一个与双点火系统至少具有同等可靠性的单点火系统。在所有的启动和飞行条件下，点火系统必须在发动机的整个工作范围内运转。

B-UHS. 37 燃油和进气系统

(a) 每一种燃料规范必须经批准，包括任何添加剂，以及必须声明和证实流量、温度和压力的相关限制，确保发动机在所有预期的工作条件下正常运转。

(b) 发动机燃油系统的设计与构造必须能在所有启动、飞行和大气条件下的整个发动机工作范围内向燃烧室提供适当的燃油混合物；它还应保持在由制造商定义的旋转速度范围内。

(c) 用于燃烧的空气或油气的混合物所通过的发动机进气通道的设计与构造，必须使冰和冷凝蒸汽在这些通道里积聚的危险减至最小。

(d) 必须规定为防止燃油中外来颗粒进入发动机燃油系统所必需的燃油滤的类型和过滤度。申请人必须表明（如在 B-UHS.47 (a) 中规定的 50 小时内运行）通过规定的过滤装置的外来颗粒将不会严重地损害发动机燃油系统的功能。

(e) 压燃式发动机的每个燃料系统必须能够在其整个流量和压力范围持续运行，同时燃料在 27 °C 初始水饱和下，并具有每升 0.198cm³ 添加的游离水并冷却到工作过程中可能遇到最关键的结冰条件。

(f) 当装该发动机的航空器在地面静止状态时，在申请人所确定的发动机可能有的所有姿态下，进气系统中，引导油气混合物和积聚燃油的每一条通道，都必须是自身可以放泄的，以防止燃烧室内的液锁。

(g) 发动机设计时必须防止在发动机不使用时，燃料在发动机内部积聚的情况。这适用于当装该发动机的航空器在地面静止状态时，在申请人所确定的发动机可能有的所有姿态下。

B-UHS. 39 润滑系统

(a) 发动机的润滑系统的设计与构造，必须使该系统在无人直升机预期使用中的所有飞行姿态和大气条件下能正常地工作。装有湿油池的发动机，当发动机里的滑油只有最小滑油量（此时的最小滑油量不大于最大滑油量的一半），必须仍能满足这一要求。

(b) 发动机润滑系统的设计与构造必须能安装滑油冷却装置。

(c) 曲轴机匣应通气，以消除曲轴机匣中压力过高时的滑油泄漏。

(d) 如果发动机靠燃油/滑油混合物进行润滑，那么就必须要建立一个可靠的方式提供适当的燃油/滑油混合物。

(e) 如果发动机润滑取决于声明的混合燃油/滑油固定百分比，那么申请者必须证明，确保发动机润滑的这个百分比可以使在整个预期的范围内无人直升机能

正常地工作，并降低了燃油消耗。

B-UHS. 41 高能转子包容物

(a) 对于高能发动机转子，发动机必须按下述规定之一设计提供包容性：

(1) B-UHS.41 (g) (1) (i) 或 (g) (1) (ii) 规定了最大桨叶部分；

(2) B-UHS.41 (g) (2) 规定了从轮毂失效产生的最大动能碎片。

(b) 在 B-UHS.41 (f) 和 (g) 的情况下，每个关键的和非关键的高能转子必须按 B-UHS.41 (c) 和 (d) 的规定，通过试验、分析或两者结合来表明 B-UHS.41

(a) 和 (h) 的符合性；

(c) 必须通过发动机试验验证每一个压气机和涡轮转子组件的关键转子；

(d) 只有通过发动机试验验证时，才可以采用分析和/或组件或台架试验；

(e) 非关键转子可以采用分析验证；

(f) 包容性必须在以下的速度和温度条件下验证：

(1) 最大速度从下述任一速度得出：

(i) 任何发动机控制系统的单一失效，或；

(ii) 任何单一失效或可能的组合失效不被认为是极小的。

(2) 包容组件的温度不得低于发动机在最大功率/推力额定值运转时的温度。

(g) 包容性必须证实符合二者之一或低于：

(1) 在下列条件下桨叶包容性：

(i) 对于离心式压缩机和径向涡轮机，一个完整的叶片，除非证实一个叶片更可能发生较小的部分失效；

(ii) 对于轴流式压缩机或涡轮机转子，最外层的固位槽叶片片段失效，或者整个叶片转子盘至少 80% 的叶片失效。

(2) 在下列条件下轮毂包容性：对于所有类型的压缩机和涡轮机，从一个产生最大平移动能的片段失效。

注：包容性试验必须是发动机安装在一个有代表性的安装系统进行，旨在代表典型的飞机安装。

(h) 必须表明满足下列要求：

(1) 发动机没有经历持续的外部火灾；

(2) 发动机没有径向释放出高能量碎片穿过发动机外壳；

(3) 发动机没有轴向释放任何实质上剩余的高能量整个转子；

(4) 如果从发动机进气口或排气中排出的碎片，则应在发动机安装指南中估计和提供最大尺寸、重量、能量和轨迹的近似值。

B-UHS. 43 校准试验

每型发动机必须进行为确定 B-UHS.47 (a) 到 (d) 规定的有关持久试验的发动机功率特性和条件所必需的校准试验。功率特性校准试验的结果构成确定整个使用范围内曲轴转速、进气压力、燃油/空气混合比调定值和高度的发动机特性。功率额定值以海平面标准大气条件下时为基准。

B-UHS. 45 爆震试验（仅火花点火）

必须使用双点火系统进行试验，并且必须重复使用每一个单独的点火系统，以确定它是否能在没有爆震的情况下，在预定的运行条件下功能正常。

B-UHS. 47 持久试验

对于排气系统，必须满足下列要求：

(a) 发动机必须进行持久试验，它包括总时数为 50 小时的试车和由本条 (c) 中规定的循环数组成；

(b) 在特定转速下，可根据 B-UHS.33 规定的测试结果进行额外的持久性试验，确定发动机无疲劳破坏的能力；

(c) 每个循环必须按如下规定进行：

(1) 对于（增压）活塞或转子发动机：

序号	持续时间（分钟）	使用条件
1	5	起动-慢车
2	5	起飞功率
3	5	冷却运行（慢车）
4	5	起飞功率
5	5	冷却运行（慢车）
6	5	起飞功率
7	5	冷却运行（慢车）
8	15	75%最大连续功率
9	5	冷却运行（慢车）
10	60	最大连续功率
11	5	冷却运行和关车
总计	120	

(2) 对于涡轮发动机：

序号	持续时间（分钟）	使用条件
1	1	起动-慢车
2	10	最大功率/推力
3	1	冷却运行（慢车）
4	5	最大功率/推力
5	1	冷却运行（慢车）
6	30	最大连续功率
7	1	冷却运行
8	10	从地面慢车到起飞功率由 6 个加速和减速循环组成/推力，维持起飞功率/30s 推力，剩余时间处于地面慢车
9	1-3	冷却运行（慢车）和关车
总计	60-62	

(d) 持久试验期间或之后，必须确定燃油和滑油的消耗量。

B-UHS. 49 工作试验

(a) 对于（增压）活塞或转子发动机：工作试验必须包括验证发动机的回火特性、起动、慢车、加速、超转、螺旋桨功能和点火及任何其它工作特性。

(b) 对于涡轮发动机：工作试验应包括验证发动机的慢车、使用阶段中的过渡特性、设计载荷时的加速特性、超转特性以及任何其它工作特性。

(c) 局方批准作为可接受的符合性方法。

B-UHS. 51 发动机部件试验

(a) 对于不能按 B-UHS.47 (a) 至 (d) 用持久试验方法进行充分验证的每型发动机的那些系统或部件，申请人必须进行附加的试验或分析，以确定那些系统或部件在所有声明的环境和使用条件下都能可靠地工作。

(b) 必须确定要求温度控制措施的每一部件的温度限制，以保证其良好的功能、可靠性和耐久性。

B-UHS. 53 分解检查

在完成持久试验和发动机部件试验后，满足下列要求：

(a) 每台发动机必须完全分解；

(b) 不经装机即可确定其调整位置和功能特性的每一部件的调整位置和功能特性必须保持在试验开始时已确定并记录的限制范围内；

(c) 发动机每个部件必须符合型号设计要求，并且适宜于装在发动机上继续工作。

B-UHS. 55 发动机调整和部件更换

(a) 申请人使用台架试验进行振动、校准、爆震、耐久性和操作试验时可以使用设计和构造相同的单独的发动机。除此之外，如果使用一个单独的发动机进行耐久性试验，必须按 **B-UHS.43** 的要求进行校准试验。

(b) 在进行台架试验时，申请人可按照维修和维护说明书对发动机进行轻度维修。如果使用过于频繁，或由于发动机故障导致停车过于频繁，或大修，或台架试验中发现需要更换部件，或由分解检查得出结论，发动机或其部件可能还需进行局方认为必要的任何附加试验。

电动发动机

总则

B-UHS.101 说明手册

必须提供包含发动机安装、操作、维修和维护必要信息的说明手册。

B-UHS.103 发动机额定值和使用限制

必须建立发动机额定值和使用限制，并根据本附录规定的试验中验证的使用条件。其中包括发动机安全使用所必需的与功率额定值和限制相关的电压、电流、速度和温度。

B-UHS.105 发动机功率的选定

选定的每种额定值必须是所有同型号发动机在用来确定此额定值的条件下预计能产生的最低功率。

设计与构造

B-UHS.111 材料

发动机所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求：

(a) 建立在经验或试验的基础上；

(b) 符合经批准的规范，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能。

B-UHS.113 耐久性

发动机的设计与构造必须使得发动机在翻修周期之间发生不安全状态的可能性减至最小：

(a) 循环荷载、环境和使用退化的影响不能使发动机的完整性低于可接受的水平；

(b) 后续可能的零件故障的影响必须不能使发动机的完整性低于可接受的水平。

B-UHS.115 发动机冷却

发动机的设计与构造必须在无人直升机预定工作条件下提供必要的冷却。

B-UHS.117 发动机的安装构件和结构

(a) 必须规定发动机安装构件和相关的发动机结构的最大允许的载荷，考虑无人直升机设计使用谱计算得出的飞行和地面载荷。

(b) 该发动机安装构件和相关的发动机结构必须能承受规定的载荷，而没有破坏、故障或永久变形。

B-UHS.119 附件连接装置

每一个发动机附件传动装置和安装构件必须设计与构造以使发动机与每个附件可以正常运转。发动机的设计必须能对发动机运转所需的每个附件进行检查、调整或更换。

B-UHS.121 振动

发动机的设计与构造必须能使发动机在其转速和发动机功率的整个正常工作范围内运转，不会由于振动而引起发动机任何零部件的过大应力，并且也不会将过大的振动力传给无人直升机结构。

B-UHS.123 电磁兼容

电动发动机必须与安装位置处的电磁环境电磁兼容。

B-UHS.125 湿度

电动发动机必须在潮湿环境下正常工作。

B-UHS. 127 安装

电动发动机不能对无人直升机子系统带来不可接受的危害（依据无人直升机风险参考系统）。

台架试验

B-UHS. 131 校准试验

每台发动机必须经过校准试验来确定其功率特性，并为 B-UHS.131 条所规定的持久试验创建条件。功率特性校准试验结果为确定发动机在其整个转速工作范围内的特性奠定基础。

B-UHS. 133 持久试验

(a) 无人直升机上装配的电发动机必须经过持久试验（带有典型的转子和变速器），试验包括 50 小时发动机工作，由 B-UHS.133 (c) 规定的循环组成。试验应该使用典型的转子和变速器或能够代表转子和变速器的电动机驱动续断器来进行。

(b) 不适用。

(c) 持久试验程序必须经审定机构批准，且应比发动机的设计工作循环更严酷。如果无人直升机设计成可使其发动机能够在最大连续功率以上工作，则必须在持久试验程序中注明。例如，每个试验循环可以按以下方式进行：

序列	环境温度	持续时间（分钟）	功率设定
1.1	冷	2	最大连续功率
1.2	冷	43	额定功率
1.3	冷	2	最大连续功率
1.4	冷	43	额定功率
第 1 循环总持续时间：90 分钟			
2.1	外界环境	2	最大连续功率
2.2	外界环境	43	额定功率
2.3	外界环境	2	最大连续功率
2.4	外界环境	43	额定功率
第 2 循环总持续时间：90 分钟			
3.1	热	2	最大连续功率
3.2	热	43	额定功率
3.3	热	2	最大连续功率
3.4	热	43	额定功率
第 3 循环总持续时间：90 分钟			
4.1	外界环境	3	最大连续功率
4.2	外界环境	102	额定功率

序列	环境温度	持续时间（分钟）	功率设定
第 4 循环总持续时间：105 分钟			
序列 1-4 总持续时间：375 分钟			
重复上述 4 个循环 8 次。			
冷环境温度设定=设计使用谱的最低温度			
外界环境温度设定=标准大气压海平面温度（15℃）			
热环境温度设定=设计使用谱的最高温度			

B-UHS. 135 工作试验

工作试验必须包括对发动机起动、等待、巡航相关功率设定，发动机加速，超转和任何其它发动机工作特性的演示。

B-UHS. 137 发动机部件试验

(a) 对于不能按 B-UHS.133 (a) 到 (c) 要求的持久试验方法进行充分验证的发动机部件，申请人必须进行附加试验，以确定发动机部件能够在正常预期的飞行和大气条件下可靠地工作。

(b) 必须确定要求温度控制措施的每一发动机部件的温度限制，以保证其有良好的功能、可靠性和耐久性。

B-UHS. 139 分解检查

在完成持久试验之后，发动机必须完全分解，其主要部件均不能出现破裂、裂纹或过度磨损。

B-UHS. 141 发动机调整和零件更换

发动机的维护和小修可以在台架试验期间进行。如果在台架试验期间或分解检查之后有必要进行大修或零件更换，或如果主要部件需要进行更换，则发动机必须进行审定机构可能要求的任何附加试验。

附录 C 系统和结构的相互作用

C-UHS. 1 总则

对于配有飞行控制系统、自动驾驶仪、增稳系统、载荷减小系统和燃油管理系统的无人直升机来说，必须使用下列准则来表明对 UHS.302 条要求的符合性。如果针对其它系统使用本附录的准则要求，则可能有必要对准则要求进行适当修改。

(a) 本条定义的准则仅用于系统响应和性能对结构的直接影响，这些准则不能单独考虑，应包含在无人直升机的整个安全性评估中。这些准则在某些情况下

可能与已经制定的评估标准要求重复。这些准则仅适用于那些失效会影响无人直升机继续安全飞行和着陆，以及影响 UHS.1412 要求的应急回收能力的结构。本附录不包含无人直升机在系统性能降级或失效模式情况下运行时用来定义可接受的限制稳定性要求的特定准则。

(b) 根据无人直升机的具体特点，应在本附录规定的准则要求外进行附加研究，以验证无人直升机满足其它实际情况的能力。

(c) 下述定义适用于本附录：

结构特性：无人直升机为满足 UHS 中相关结构要求的能力。

飞行限制：飞行手册中包含的在飞行中对无人直升机飞行状态的限制（如速度限制等）。

运行限制：派遣前对无人直升机运行状态的限制（如燃油限制，有效载荷限制和主最低设备清单限制），包括飞行限制。

概率术语：本附录中使用的概率术语与 UHS.1309 条使用的概率术语相同（可能的，不可能的，极不可能的）。

失效情况：术语“失效情况”与 UHS.1309 条使用的术语相同，但本附录仅适用于系统失效情况对无人直升机结构性能的影响（如因系统失效情况产生的载荷，改变了无人直升机对输入（如阵风或地面操控员动作，或较低的颤振裕度）的响应）。

C-UHS.2 系统对结构的影响

(a) 总则 下述准则用于确定系统及其失效情况对无人直升机结构的影响。

(b) 系统完全工作 当系统完全工作状态，以下要求适用：

(1) 限制载荷必须根据 C 章规定的限制条件下的系统的所有正常工作构型导出，并考虑该系统的特定性能或相关功能，或在无人直升机可能出现的限制载荷情况下对结构性能的影响。特别的，为了在限制条件下导出限制载荷，必须以真实的或偏保守的方式来解释任何重要的非线性特征。

(2) 无人直升机必须满足 UHS 中的强度要求，并使用规定的系数基于限制载荷来导出极限载荷。必须在超越限制条件下对非线性的影响进行研究，以确定系统性能与限制条件下的系统性能没有异常。但是，当能够表明无人直升机的设计特征不允许其超越限制条件，则可以不考虑超越限制条件的情况。

(3) 无人直升机必须满足 UHS.629 条要求的气弹稳定性要求。

(c) 系统失效情况 当不能表明系统失效情况出现是极不可能发生的，则以下要求适用：

(1) 事件发生状态 必须以 1g 飞行条件开始，包括飞行员纠正措施来建立一个真实的情景，并以此来确定失效及失效后出现的载荷。

(i) 为验证静强度，上述载荷乘以一个合适的安全系数（与失效发生概率相关）就是设计时应该考虑的极限载荷。安全系数（F.S.）定义如图 1 所示。

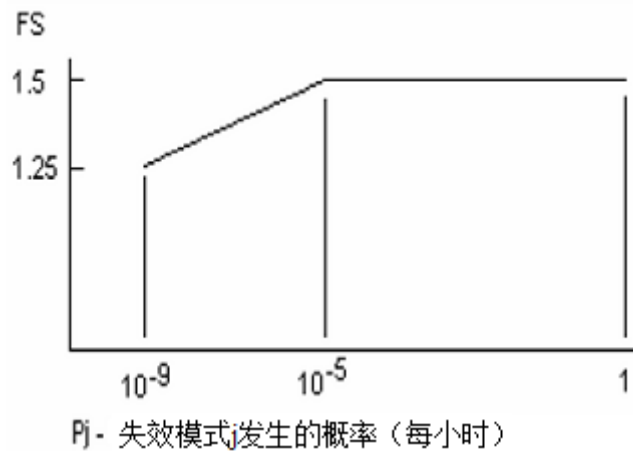


图 1-发生事件时的安全系数

(ii) 必须表明不会出现气弹不稳定性。

(iii) 系统失效导致结构受迫振动（振动失效），但不能引发载荷而使主要结构产生有害的变形。

(2) 持续飞行状态 对于无人直升机来说，当系统处于失效状态，考虑所有合适的系统重新配置和飞行限制，则以下要求适用：

(i) 必须确定 C 章规定的设计限制载荷，或在规定的剩余飞行限制条件下的预期最大载荷。

(ii) 为验证静强度，所有结构部件必须能够承受本条 (2) (i) 要求的载荷乘以安全系数后的载荷（取决于失效状态的概率）。安全系数（F.S.）定义如下图 2 所示。

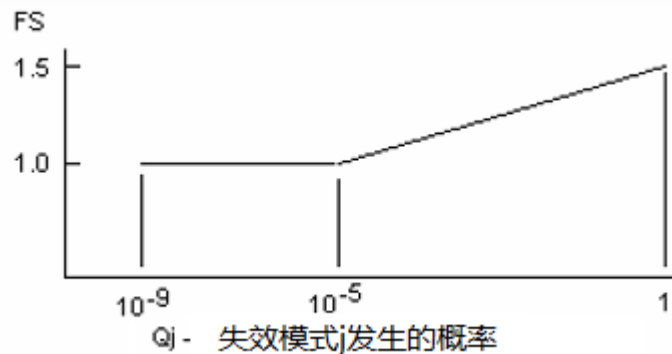


图 2-持续飞行状态的安全系数

$Q_j = (T_j)(P_j)$ ，其中：

T_j =失效情况 j 持续的平均时间（以小时计）

P_j =失效模式 j 发生的概率（每小时）

注：如 P_j 大于 10^{-3} （每飞行小时），则对于 C 章规定的限制载荷状态必须使用 1.5 的安全系数。

(iii) 如果失效情况诱发的载荷对疲劳或损伤容限有显著影响，则这些影响应该被考虑。

(iv) 必须表明不会出现气弹不稳定性。

(d) 失效指示 对于系统失效情况的检测和指示，则以下要求适用：

(1) 系统的失效情况必须被检查（其发生概率并非是极不可能的），因为这些失效情况会使得结构性能降级到 UHS 要求的水平以下，或显著的降低其余系统的可靠性。合理的做法是，必须在飞行前让机组知悉这些失效。操纵系统的某些元件（如机械、电气和液压元件），可能要进行特定的周期性检查，电子元件可能要进行日检，以此来代替检测和指示系统，以达到本条要求的目的。对于不易检查的元件，必须通过正常的检查和指示系统来确定限于这些元件的审定维修要求，且服役经验表明这些检查能够提供足够的安全水平。

(2) 飞行期间存在的任何失效情况（其发生概率并非是极不可能的）必须有信号告知机组，因为这些失效情况会显著地影响无人直升机的结构性能，但可以通过适当的飞行限制使得相关适航性降低的影响减至最小。例如，在飞行期间，必须有信号将失效情况告知机组，这些失效情况导致介于无人直升机的强度和 C 章载荷之间的安全系数低于 1.25。

(e) 已知失效情况下的签派 如果无人直升机在已知系统失效情况下签派任务，则签派或随后出现的失效必须满足 UHS.302 条规定的要求，因为这些失效情况会影响结构性能或影响其余系统（用以维持结构性能）的可靠性。应考虑通过飞行限制和预期的使用限制来确定 Q_j ，其作为与图 2 中安全裕度对应的出现签派失效情况和随后出现的失效情况发生的联合概率。这些限制必须这样，即联合失效发生的概率和随后遭遇限制载荷情况是极不可能的。如果随后的系统失效率大于 10^{-3} /小时，则不允许安全裕度减少。