

民航局适航司关于修改轻型运动类航空器定义及发布 轻型运动直升机技术标准的通知

民航各地区管理局，各通用航空公司，民航大学，民航干院，航科院，民航二所，适航审定中心，各协会、基金会，航空工业（集团）公司：

为贯彻落实国务院和民航局关于大力促进通用航空发展的要求、创造良好的通用航空发展环境，本着“放管结合，以放为主”的原则，充分体现航空产品设计、生产、运营企业的安全主体责任，在对现有适航审定政策进行评估、调研和广泛听取意见的基础上，现对轻型运动类航空器定义予以修改，同时发布轻型运动直升机技术标准。具体如下：

一、轻型运动类航空器定义

轻型运动类航空器是指轻型运动飞机（固定翼）、滑翔机、自转旋翼机、轻型运动直升机或者轻于空气的航空器。满足下列要求的轻型运动类航空器可以申请取得型号合格证：

1. 最大起飞重量不超过下列条件之一：

- （1）700 公斤（1540 磅）的不用于水上运行的航空器；
- （2）750 公斤（1650 磅）的用于水上运行的航空器。

2. 轻型运动直升机，在海平面标准大气条件下，最大连续功率状态下最大平飞空速（ V_H ）不超过 90 节校正空速。除轻型运动

直升机外的其他航空器，在海平面标准大气条件下，最大连续功率状态下最大平飞空速（ V_H ）不超过 120 节校正空速。

3. 对于无动力滑翔机，最大不可超越速度（ V_{NE} ）不超过 120 节校正空速。

4. 在最大审定起飞重量和最临界的重心位置，并不使用增升装置的情况下，航空器最大失速速度或者最小定常飞行速度（ V_{S1} ）不超过 45 节校正空速。

5. 包括飞行员的最大座位数不超过 2 座。

6. 如果是动力航空器，为单台活塞式发动机或电动发动机。

7. 如果是除动力滑翔机外的动力航空器，为定距或者桨距可地面调节的螺旋桨。

8. 如果是动力滑翔机，为定距或者顺桨螺旋桨。

9. 如果是自转旋翼机，为定距、半铰接、跷跷板式、两片桨叶旋翼系统。

10. 如果具有座舱，为非增压座舱。

11. 除了用于水上运行的航空器或者滑翔机外，为固定起落架。

12. 对于用于水上运行的航空器，为固定或者可收放起落架。

13. 对于滑翔机，为固定或者可收放起落架。

二、轻型运动直升机技术标准

为了促进我国轻小型直升机的设计、制造和安全运行，继续秉承轻型运动类航空器设计、制造、运行和维护简单的原则，从

国情和产业需求出发，经研究，制定轻型运动直升机技术标准，作为局方可接受的一种审定标准，标准详见附件《轻型运动直升机技术标准》。

本通知于 2019 年 X 月 X 日起正式施行。内容如存在与其它文件的冲突，以本通知原则为准。

附件：轻型运动直升机技术标准

航空器适航审定司

2019 年 X 月 XX 日

抄送：

承办单位：适航检查处

电话：010-64091321

轻型运动直升机技术标准

目 录

A 章 总则.....	9
LSH.1 制定依据和适用范围.....	9
B 章 飞行.....	9
总则.....	9
LSH.21 总则：证明符合性的若干规定.....	9
LSH.25 重量限制	9
LSH.27 重心限制	9
LSH.29 空机重量和相应的重心	10
LSH.31 可卸配重	10
LSH.33 主旋翼转速和桨距限制	10
性能.....	11
LSH.45 性能：总则	11
LSH.51 起飞	11
LSH.65 爬升	11
LSH.71 下滑性能	11
LSH.73 最小使用速度时的性能	11
LSH.75 着陆	11
LSH.79 极限高度—速度包线	11
飞行特性.....	12
LSH.141 总则	12
LSH.143 操纵性和机动性	12
LSH.151 飞行操纵	13
LSH.161 配平操纵	13
LSH.171 稳定性：总则	13
LSH.173 纵向静稳定性	13
LSH.175 纵向静稳定性演示	13
LSH.177 航向静稳定性	14
地面操纵特性.....	14
LSH.231 总则	14
LSH.241 地面共振	14
其他飞行要求.....	14
LSH.251 振动	14
C 章 强度.....	14
总则.....	14
LSH.301 载荷	14
LSH.303 安全系数	15
LSH.305 强度和变形	15
LSH.307 结构验证	15
LSH.309 设计限制	15

飞行载荷.....	15
LSH.321 总则.....	15
LSH.337 限制机动载荷系数.....	15
LSH.339 合成限制机动载荷.....	16
LSH.341 突风载荷.....	16
LSH.351 偏航情况.....	16
LSH.361 发动机扭矩.....	16
操纵面和操纵系统载荷.....	17
LSH.391 总则.....	17
LSH.395 操纵系统.....	17
LSH.397 驾驶员限制作用力和扭矩.....	17
LSH.399 双操纵系统.....	17
LSH.411 地面间隙：尾桨保护装置.....	18
LSH.427 非对称载荷.....	18
地面载荷.....	18
LSH.471 总则.....	18
LSH.473 地面受载情况和假定.....	18
LSH.501 地面受载情况：滑橇式起落架.....	18
主要部件要求.....	19
LSH.547 主旋翼结构.....	19
LSH.549 机身、起落架及旋翼支撑结构.....	20
应急着陆情况.....	20
LSH.561 总则.....	20
疲劳评定.....	21
LSH.571 疲劳评定.....	21
D 章 设计和构造.....	21
总则.....	21
LSH.601 设计.....	21
LSH.603 材料.....	21
LSH.605 制造方法.....	21
LSH.607 紧固件.....	21
LSH.609 结构保护.....	21
LSH.611 检查措施.....	22
LSH.613 材料强度特性和设计值.....	22
LSH.619 特殊系数.....	22
LSH.621 铸件系数.....	22
LSH.623 支承系数.....	22
LSH.625 接头系数.....	22
LSH.626 钢索系数.....	23
LSH.629 颤振.....	23
旋翼.....	23
LSH.659 质量平衡.....	23
LSH.661 旋翼桨叶间隙.....	23
操纵系统.....	23

LSH.671 总则	23
LSH.675 止动装置	23
LSH.681 限制载荷静力试验	23
LSH.683 操作试验	24
LSH.685 操纵系统的细节设计	24
起落架.....	24
LSH.723 减震试验	24
LSH.725 限制落震试验	24
LSH.727 储备能量吸收落震试验	24
驾驶舱和行李舱.....	25
LSH.771 驾驶舱	25
LSH.777 驾驶舱操纵器件	25
LSH.785 座椅、安全带和肩带	25
LSH.787 行李舱.....	25
E 章 动力装置.....	26
总则.....	26
LSH.901 动力装置	26
LSH.903 发动机.....	26
旋翼传动系统.....	26
LSH.917 设计	26
LSH.923 旋翼传动系统和操纵机构的试验	26
LSH.927 附加试验	27
LSH.928 耐久性飞行试验	27
LSH.931 轴系的临界转速	27
燃油系统.....	27
LSH.951 总则	27
LSH.959 不可用燃油量	28
LSH.963 燃油箱设计与安装	28
LSH.965 燃油箱试验	28
LSH.973 燃油箱加油口接头	28
LSH.975 燃油系统通气	28
LSH.977 燃油滤网及燃油滤	28
燃油系统部件.....	28
LSH.993 燃油系统导管和接头	28
LSH.995 燃油阀	29
滑油系统.....	29
LSH.1011 总则	29
LSH.1013 滑油箱	29
LSH.1015 滑油箱试验	29
LSH.1017 滑油导管和接头	29
冷却.....	29
LSH.1041 总则	29
LSH.1043 冷却试验	30
进气系统.....	30

LSH.1091 进气.....	30
排气系统.....	30
LSH.1121 总则.....	30
LSH.1123 排气管.....	30
动力装置的操纵机构和附件.....	30
LSH.1165 发动机点火系统.....	30
动力装置的防火.....	30
LSH.1183 导管、接头和组件.....	30
LSH.1191 防火墙.....	31
F 章设备.....	31
总则.....	31
LSH.1301 功能和安装.....	31
LSH.1303 飞行和导航仪表.....	31
LSH.1305 动力装置仪表.....	31
LSH.1307 其它设备.....	31
LSH.1309 设备、系统及安装.....	32
设备：安装.....	32
LSH.1321 布局和可见度.....	32
LSH.1323 空速指示系统.....	32
LSH.1337 动力装置仪表.....	32
电气系统和设备.....	32
LSH.1351 总则.....	32
LSH.1353 蓄电池的设计和安装.....	32
LSH.1357 电路保护装置.....	33
LSH.1365 电缆.....	33
G 章 使用限制和资料.....	33
LSH.1501 总则.....	33
使用限制.....	33
LSH.1503 空速限制：总则.....	33
LSH.1505 不可超越速度.....	33
LSH.1509 旋翼转速.....	33
LSH.1519 重量和重心.....	33
LSH.1521 动力装置限制.....	33
LSH.1527 最大使用高度.....	33
LSH.1529 持续适航文件.....	34
标记和标牌.....	34
LSH.1541 总则.....	34
LSH.1543 仪表标记：总则.....	34
LSH.1545 空速表.....	34
LSH.1547 磁航向指示器.....	34
LSH.1549 动力装置仪表.....	34
LSH.1553 燃油油量指示器.....	34
LSH.1555 操纵器件标记.....	34
LSH.1557 其它标记和标牌.....	35

LSH.1559 运行限制.....	35
LSH.1565 尾桨.....	35
直升机飞行手册和批准的手册资料.....	35
LSH.1581 总则.....	35
附件 A.....	36
持续适航文件.....	36
A.LSH.1 概述.....	36
A.LSH.2 格式.....	36
A.LSH.3 内容.....	36
A.LSH.4 适航限制部分.....	36
附件 B.....	37
直升机飞行手册.....	37
B.LSH.1 概述.....	37
B.LSH.2 使用限制.....	37
B.LSH.3 使用程序.....	37
B.LSH.4 性能资料.....	37
B.LSH.5 装载资料.....	38

A 章 总则

LSH.1 适用范围

本标准适用于满足下列要求的直升机：

- (a) 最大起飞重量不超过 700 公斤；
- (b) 包括飞行员的最大座位数不超过 2 座；
- (c) 配单台活塞发动机；
- (d) 在海平面标准大气条件下，最大连续功率状态下最大平飞空速 (V_H) 不超过 90 节校正空速；
- (e) 如果具有座舱，为非增压座舱；
- (f) 固定起落架；
- (g) 限制在昼间目视飞行规则运行。

B 章 飞行

总则

LSH.21 总则：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，对重量和重心的每一种相应的组合，均必须得到满足。证实时必须按下列规定：

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

LSH.25 重量限制

(a) 最大重量 最大重量是指直升机在符合本部每项适用要求时的最重的重量。所制定的最大重量必须符合下列条件：

(1) 不大于-

- (i) 申请者选定的最重的重量；
- (ii) 最大设计重量，即表明符合本部每项适用的结构载荷情况的最重的重量；
- (iii) 表明符合每项适用的飞行要求的最重的重量。

(2) 不小于下述各项中的较大者：

(i) 第 LSH.29 条规定的空机重量、以最大连续功率飞行 1 小时所需燃油量、滑油箱满油重量、以及申请合格审定要求的每个座椅上的乘员的重量；

(ii) 第 LSH.29 条规定的空机重量、最大燃油量的燃油重量、滑油箱满油重量、申请合格审定要求一名飞行员的重量，和可拆卸配重；

(b) 最小重量 最小重量（表明符合本部每项适用要求的最轻重量）必须这样制定：

(1) 使之不大于下列各项之和：

- (i) 按 LSH.29 确定的空机重量；
- (ii) 驾驶员的重量为申请人选定的任一重量；

(2) 不小于符合本部结构载荷和飞行要求的设计最轻重量。

LSH.27 重心限制

重心前限和重心后限、临界横向重心，必须按照第 LSH.25 中规定的每一重量来制定。其限制不得超过：

- (a) 申请者选定的极限；
- (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。

LSH.29 空机重量和相应的重心

(a) 空机重量与相应的重心必须根据无机组人员和有效载重的直升机称重来确定，但应装有

- (1) 固定配重；
- (2) LSH.959 不可用燃油；
- (3) 全部液体，包含
 - (i) 滑油；
 - (ii) 直升机系统工作所需的其它液体。

(b) 在确定空机重量时的直升机状态必须是明确定义的，并易于再现，特别是关于燃油、滑油、润滑油和所装设备的重量。

LSH.31 可卸配重

在表明符合本章节飞行要求时，可采用可卸配重。

LSH.33 主旋翼转速和桨距限制

(a) 主旋翼转速限制。主旋翼转速必须这样制定：

(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；及

(2) 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）。除直升机需要有本条（e）规定的主旋翼低转速警告外，对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距限制器；
 - (2) 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；或
 - (3) 以适当的措施将主旋翼的不安全转速警告驾驶员。
- (c) 正常的主旋翼低桨距限制（无动力）。当无动力作用时，必须表明：

(1) 在重量和空速的最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) 不需要特殊的驾驶技巧可以防止主旋翼超速。

(d) 应急高桨距。如果按本条（b）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) 直升机主旋翼低转速警告。必须有满足下述要求的主旋翼低转速警告指示

(1) 警告必须提供在所有飞行条件下的试验，包括通电和断电飞行状态，当主旋翼转速接近可能危及飞行安全的数值。

(2) 警告可通过直升机的固有气动特性或装置设置。

(3) 警告在任何情况下都必须清晰，必须与其他警告有明显的区别。需要在驾驶舱内的机组人员的注意的视觉装置是不可接受的。

(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驾驶员在修正低转速状态之前用手动清除音响警告。

性能

LSH.45 性能：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) 性能必须与特定的周围大气条件，基于相对湿度为 80% 特定飞行状态下的发动机可用功率相对应。
- (c) 可用功率必须对应于发动机功率，不超过批准的功率，减去附件所消耗的功率。

LSH.51 起飞

- (a) 以起飞功率和转速并以重心前限起飞，
 - (1) 不得要求特殊的驾驶技巧或者特别有利条件；
 - (2) 起飞方式必须保证在飞行航迹的任何一点上，如果发动机失效，可以安全着陆。
- (b) 申请合格审定的高度和重量的范围内必须满足本条 (a) 款。

LSH.65 爬升

以最大连续功率，稳定的爬升率必须按下列条件确定：

- (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最大高度范围内；
- (c) 申请合格审定的重量和温度

LSH.71 下滑性能

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，和；
- (b) 申请者选定的旋翼转速。

LSH.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) 直升机在地面效应范围内，在与正常起飞程序一致的高度上；
- (b) 按照本条 (a) 确定的悬停升限必须满足在标准大气压和最大重量时，至少达到为 915 米（3000 英尺）的条件。

LSH.75 着陆

- (a) 不需要特殊的驾驶技巧或者特别有利条件，直升机着陆时应避免过大的垂直加速度，无弹跳、前翻、地面打转、海豚运动和水面打转的趋势；
 - (1) 进近或下滑速度由申请人选定，并适应该直升机型号；
 - (2) 无动力时的进近和着陆；
 - (3) 从稳定自转进入进近和着陆。

LSH.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安全着陆，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直升机所能达到的最大高度或 2,134 米（7,000 英尺），取低者；

(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。对于直升机，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重重量，取轻者。

(b) 完全自转时适用功率丧失情况：

飞行特性

LSH.141 总则

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) 无动力飞行，在申请合格审定的任一速度的旋翼转速状态，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，包括发动机突然失效，不要求特殊的驾驶技巧、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。

LSH.143 操纵性和机动性

(a) 在下列过程中，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：

(i) 起飞；

(ii) 爬升；

(iii) 平飞；

(iv) 转弯飞行；

(v) 下滑飞行；

(vi) 着陆（有动力和无动力）；

(vii) 从中断自转进场到恢复有动力飞行。

(b) 周期变距操纵余量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) 无动力和有动力。

(c) 必须规定不小于 31.48 千米 / 时（17 节）的风速，在此风速下，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) 从标准海平面到直升机所能达到的最大高度。

(d) 直升机的发动机失效以后，当发动机故障发生在最大连续功率和临界重量时，直升机在速度与高度包线全部范围内必须是可操纵的。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。

(e) 对于按第 LSH.1505 条制定的 V_{NE} （无动力）的直升机，必须演示它们在临界重量、临界重心和临界旋翼转速下满足下列要求：

(1) 在有动力 V_{NE} 时，发动机不工作后，直升机必须能安全地减到无动力时的 V_{NE} ，并且不需要特殊的驾驶技巧；

(2) 在速度为 $1.1V_{NE}$ （无动力）时，周期变距操纵余量必须允许在无动力的情况下能提供满意的滚转和俯仰操纵。

LSH.151 飞行操纵

(a) 纵向、横向、航向和总距操纵不能出现过大的启动力、摩擦力和预载。

(b) 操纵系统的各种力和活动间隙不能妨碍直升机对操纵系统输入的平稳和直接的响应。

(c) 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。

LSH.161 配平操纵

如果安装配平操纵装置，则：

(a) 必须将任何稳定的控制力配平到这样一个水平，能够维持任何稳定的飞行条件并且不需要特殊的驾驶技巧、机敏和力气；

(b) 不得引起操纵力梯度有任何不希望的不连续。

LSH.171 稳定性：总则

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，直升机的飞行不应使驾驶员有过份的疲劳和紧张。在演示时必须至少做三次起落。

LSH.173 纵向静稳定性

(a) 纵向操纵必须这样设计，即为获得小于配平速度，操纵杆必须向后运动，为获得大于配平速度，操纵杆必须向前运动。

(b) 在第 LSH.175 条 (a) 到 (c) 中规定的机动飞行期间，在油门和总距保持不变的情况下，在申请合格审定的整个高度范围内，操纵杆的位置与速度的关系曲线的斜率必须是正的。

(c) 在第 LSH.175 条 (d) 中所规定的机动飞行期间，纵向操纵杆的位置和速度的关系曲线在规定的速度范围内可以有负的斜率，只要这种负斜率对应的操纵负向运动不超过总操纵行程的 10%。

LSH.175 纵向静稳定性演示

(a) 爬升 在以速度为 $0.85V_Y$ 至 $1.2V_Y$ 进行的爬升情况中，必须用下列条件表明纵向静稳定性：

(1) 临界重量；

(2) 临界重心；

(3) 最大连续功率；

(4) 在 V_Y 配平直升机。

(b) 巡航 在速度从 $0.7V_H$ 或 $0.7V_{NE}$ （取小值）至 $1.1V_H$ 或 $1.1V_{NE}$ （取小值）的巡航状态中，必须用下列条件表明纵向静稳定性：

- (1) 临界重量;
- (2) 临界重心;
- (3) 以 $0.9V_H$ 或 $0.9V_{NE}$ (取小值) 平飞时的功率;
- (4) 在 $0.9V_H$ 或 $0.9V_{NE}$ (取小值) 配平直升机。

(c) 自转 从 0.5 倍最小下降率时的空速至 V_{NE} 或 $1.1V_{NE}$ (无动力) (如果 V_{NE} (无动力) 是按第 LSH.1505 条制定的) 空速范围内自转时, 必须用下述条件表明纵向静稳定性:

- (1) 临界重量;
- (2) 临界重心;
- (3) 无动力;
- (4) 在要求的整个速度范围内, 为演示稳定性所必需的各种相应的速度下配平直升机。

(d) 悬停 对于直升机, 在最大许可的后飞速度与 31.48 千米/小时 (17 节) 前飞速度之间, 纵向周期变距操纵必须以 LSH.173 条中规定的运动方向和直感来操纵;

- (1) 临界重量;
- (2) 临界重心;
- (3) 有地效时, 保持近似不变高度的需用功率;
- (4) 按悬停状态配平直升机。

LSH.177 航向静稳定性

在第 LSH.175 条 (a) 和 (b) 规定的配平状态下, 在油门和总距操纵保持不变时, 航向静稳定性必须是正的。这必须通过平稳地增加航向操纵偏转使侧滑角离配平位置 $\pm 10^\circ$ 的范围内来表明。当侧滑接近极限时, 必须给飞行员足够的警告。

地面操纵特性

LSH.231 总则

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

LSH.241 地面共振

在地面旋翼转动时, 直升机不得发生危险的振荡趋势。

其他飞行要求

LSH.251 振动

在每一种合适的速度和功率状态下, 直升机的每一个部件必须没有过度的振动。

C 章 强度

总则

LSH.301 载荷

(a) 强度的要求用限制载荷 (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, 所规定的空气、地面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位会显著改变外部载重或内部载重的分布, 则必须考虑载重分布变化的影响。

LSH.303 安全系数

除非另有规定，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。

LSH.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三秒钟；
- (2) 模拟真实载荷作用的动力试验。

LSH.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) 为满足本章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) 起落架落震试验；

LSH.309 设计限制

为表明满足本章的结构要求，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极限；
- (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

LSH.321 总则

(a) 必须假定飞行载荷系数垂直直升机的纵轴，并且与作用在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) 在直升机飞行手册使用限制内，可调配载重的任何实际分布。

LSH.337 限制机动载荷系数

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。

LSH.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）。

LSH.341 突风载荷

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。

LSH.351 偏航情况

(a) 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) 将驾驶舱方向操纵器件突然移动到由操纵面止动装置或由第 LSH.397 条 (a) 所规定的驾驶员最大作用力所限制的最大偏转；

(2) 达到最终侧滑角或 90° ，二者中取小值；

(3) 将方向操纵器件突然回到中立位置。

(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) 将驾驶舱方向操纵器件突然移动到由操纵面止动装置或由第 LSH.397 条 (a) 所规定的驾驶员最大作用力所限制的最大偏转；

(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) 将方向操纵器件突然回到中立位置。

LSH.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。

操纵面和操纵系统载荷

LSH.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，必须满足第 LSH.395 条、第 LSH.397 条、第 LSH.399 条、第 LSH.411 条和第 LSH.427 条的要求。

LSH.395 操纵系统

(a) 从驾驶员操纵部位至操纵止动装置的各操纵系统零件必须设计成能承受不小于下述规定的驾驶员作用力：

(1) 在第 LSH.397 条中规定的驾驶员限制作用力；

(2) 如果操纵系统使驾驶员不致于对该系统施加驾驶员限制作用力，则驾驶员作用力就是该系统允许驾驶员所施加的最大力，但此力不小于第 LSH.397 条中规定的 0.6 倍。

(b) 各主操纵系统及其支撑结构，必须按下列设计：

(1) 操纵系统必须承受在第 LSH.397 条规定的驾驶员限制作用力产生的载荷；

(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第 LSH.397 条规定的驾驶员限制作用力，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，由规定的 0.6 倍驾驶员限制作用力产生的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，则应承受第 LSH.397 条中规定的驾驶员限制作用力而不屈服。

LSH.397 驾驶员限制作用力和扭矩

(a) 除了本条 (b) 规定的以外，驾驶员限制作用力按下述规定：

(1) 脚操纵：578 牛 (130 磅)；

(2) 杆式操纵：前、后为 445 牛 (100 磅)，侧向为 298 牛 (67 磅)。

(b) 对于风门、调整片、安定面、旋翼刹车和起落架操纵机构，下述规定适用 (R：半径，厘米 (英寸))：

(1) 手柄、轮式和杆式操纵机构：

$$\left(\frac{2.54 + R}{7.62}\right) \times 222 \text{ 牛} \quad \left(\frac{1 + R}{3}\right) \times 50 \text{ 磅}$$

但不小于 222 牛 (50 磅)，手操纵不大于 445 牛 (100 磅)，脚操纵不大于 578 牛 (130 磅)，力作用于操纵运动平面 20° 范围内的任何角度上。

(2) 旋转操纵：356R 牛-厘米 (80R 英寸-磅)。

LSH.399 双操纵系统

各双主飞行操纵系统必须设计成能承受第 LSH.395 条规定的驾驶员作用力的 0.75 倍所产生的载荷，其操纵力按下述方向作用：

- (a) 相反方向；
- (b) 同一方向。

LSH.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。

LSH.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按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

LSH.471 总则

(a) 载荷和平衡 对于限制地面载荷，采用下述规定：

(1) 在本章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。

LSH.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 LSH.725 条中所证实的限制惯性载荷系数。

LSH.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 LSH.471 条至第 LSH.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容许的。
- (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 LSH.725 条规定的 1.5 倍；
(ii) 所假定的旋翼升力不大于第 LSH.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

对在水平姿态下，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

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 对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。

(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。

主要部件要求

LSH.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第 LSH.337 条至第 LSH.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 LSH.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。

LSH.549 机身、起落架及旋翼支撑结构

- (a) 每个机身，起落架和旋翼支撑结构必须按本条规定设计。旋翼的合力可以用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) 在第 LSH.337 条至第 LSH.341 条中规定的临界载荷；
 - (2) 在第 LSH.471 条，第 LSH.473 条，第 LSH.501 条中规定的适用的地面载荷；
 - (3) 在第 LSH.547 条 (d) (2) 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

LSH.561 总则

- (a) 尽管直升机在地面应急着陆情况中可能损坏，但必须按本条规定设计，以在这些情况下保护乘员。
- (b) 在下述情况下，结构必须设计成在坠撞着陆时，给每个乘员避免严重受伤的一切合理的机会：
 - (1) 正确使用座椅、安全带和其它的安全设施；
 - (2) (备用)；
 - (3) 乘员经受下列相对于周围结构的极限惯性载荷系数：
 - (i) 向上 4.0g；
 - (ii) 向前 9.0g；
 - (iii) 侧向 3.0g；
 - (iv) 向下 4.5g；
 - (v) 向后 1.5g。
- (c) 支承结构必须设计成在直至本条 (b) (3) 规定的任一极限惯性载荷下，能约束住那些在坠撞着陆中脱落可能伤害乘员的任何物体。
- (d) 对于发动机位于乘员座椅后方的直升机，发动机安装结构必须能够在承受载荷系数为 12g 的向前的极限惯性力下，约束住发动机、减速器等任何部件。

疲劳评定

LSH.571 疲劳评定

(a) 直升机的每一结构（包括旋翼、发动机与旋翼桨毂之间的旋翼传动系统、操纵系统及其主要连接部件等），凡其破坏可能引起灾难性事故者必须予以认定，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 LSH.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及其相关螺母、垫圈及轴承表面的寿命，试验的分散系数应不低于 10。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、规范和类似应力水平的运行下，有满意的使用经验。

D 章 设计和构造

总则

LSH.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。

LSH.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。

LSH.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。

LSH.607 紧固件

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。

LSH.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。

LSH.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。

LSH.613 材料强度特性和设计值

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的变化而引起破坏的概率极小。
- (c) 如果在正常运行条件下达到的温度对强度有重大影响，则应考虑这种影响。

LSH.619 特殊系数

如果属于下列任一情况，LSH.303 中所述的安全系数必须乘以 LSH.621 到 LSH.626 中每个结构零件的最高适用的特殊系数，其强度：

- (a) 不确定；
- (b) 在正常更换之前，在运行中可能减弱；
- (c) 由于制造工艺或检验方法的不确定导致可评估的变化。对于复合材料，应考虑材料可变性和温度及水分的吸收，应使用特殊实验系数。

LSH.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级非破坏性检验方法，并表明证明铸件系数可以减少到为 1.25。

LSH.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，必须有足够大的支承系数，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，不必采用支承系数。

LSH.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依据的接合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。

(d) 每一座椅、安全带和肩带与结构的连接装置，其结构应通过分析、试验或二者的组合表明能够承受 LSH.561 条中所规定的系数乘以 1.33 所产生的惯性载荷。

LSH.626 钢索系数

如果结构和主操纵系统使用钢索，其钢索系数采用 2.0。

LSH.629 颤振

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

LSH.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。

LSH.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。

操纵系统

LSH.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。

LSH.675 止动装置

(a) 每个操纵系统都必须有能确实限制驾驶员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。

LSH.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部限制载荷的要求：
 - (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去的支座。
- (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。

LSH.683 操作试验

必须通过操作试验表明，当在驾驶舱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。

LSH.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、乘客、松散物或水汽凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。
- (b) 驾驶舱内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) 操纵系统弹簧装置的损坏不会引起颤振或其它不安全特性。

起落架

LSH.723 减震试验

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 LSH.725 条和第 LSH.727 条规定的试验来验证。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。

LSH.725 限制落震试验

限制落震试验必须按下列规定进行：

- (a) 落震高度必须符合下列情况之一：
 - (1) 起落架最低点离地面 330 毫米（13 英寸）；
 - (2) 任一不小于 203 毫米（8 英寸）的较小高度，此高度能使下降接地速度等于在正常无动力着陆接地时很可能出现的最大可能的下沉速度。
- (b) 如果考虑旋翼升力的话，则必须把第 LSH.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。

LSH.727 储备能量吸收落震试验

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 LSH.725 条（a）规定值的 1.5 倍；
- (b) 旋翼升力，其考虑方式类似于第 LSH.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。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。

驾驶舱和行李舱

LSH.771 驾驶舱

对驾驶舱必须满足下列要求：

- (a) 驾驶舱及其设备必须能使每个驾驶员在执行其职责时不致过分专注或疲劳。
- (b) 如果备有供副驾驶员使用的设施，则必须能从任一驾驶员座位上以同等的安全性操纵直升机。
- (c) 驾驶舱设备的振动和噪声特性不得影响安全运行。
- (d) 驾驶舱不得有影响驾驶员视界的眩光和反射，驾驶员的视界足够宽阔、清晰和不失真。
- (e) 风挡和窗户必须采用不会破裂成危险碎片的材料制作。
- (f) 驾驶舱必须设计成方便乘员在紧急情况下畅通无阻地迅速撤离。
- (g) 具有密闭的驾驶舱时，必须设计有通风措施，以使得正常飞行时能够提供适当的通风。

LSH.777 驾驶舱操纵器件

驾驶舱操纵器件必须满足下列要求：

- (a) 布置得便于操作并能防止混淆和误动。
- (b) 相对于驾驶员座椅的位置和布局，使身高为 157 厘米至 180 厘米的驾驶员就座时，每个操纵器件可无阻挡地作全行程运动而不受驾驶舱结构或驾驶员衣着的干扰。
- (c) 飞行操纵器件（包括总距控制）的操作方向必须与在直升机上产生的运动方向相一致。
- (d) 如果使用左手操作的旋转式发动机功率控制杆，必须设计成朝杆的端头看手时驾驶员的手顺时针转动为增加功率。除总距杆以外的其它型式的发动机功率控制杆，必须是向前运动为增加功率。

LSH.785 座椅、安全带和肩带

- (a) 指定供乘员在起飞和着陆时占用的每一位置处的座椅、安全带和肩带以及附近的部件，必须没有潜在的致伤物、尖锐边、突出物和坚硬表面，并必须设计成使正确使用这些设施的乘员在应急着陆中不会因第 LSH.561 条 (b) 中规定的静惯性载荷而受到严重伤害。
- (b) 每个座椅及其支撑结构必须至少按体重满足第 LSH.25 条的使用者设计，按相应的飞行和地面载荷情况（包括第 LSH.561 条中规定的应急着陆情况）考虑最大载荷系数。
- (c) 考虑到安全带的几何外形和座椅的布局，安全带的强度不得小于飞行和地面载荷条件下的极限载荷以及 LSH.561 (b) 的应急着陆载荷。
- (d) 每个带有肩带的安全带都必须装有金属与金属相扣的锁扣装置和单点脱扣装置；
- (e) 每个飞行员座椅必须设计成承受第 LSH.397 条中描述的飞行员作用于主操纵系统的反作用力。

LSH.787 行李舱

- (a) 行李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（除第 LSH.561 条中的应急着陆情况外）所对应的适当的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。
- (b) 在第 LSH.561 条规定的应急着陆条件下，行李舱必须有足够的强度承受第 LSH.561 条规定的情况，包括约束装置及其连接件，并能承受临界装载分布情况下的最大批准的行李重量。

E 章 动力装置

总则

LSH.901 动力装置

对于动力装置，必须满足下列要求：

- (a) 动力装置各部件的构造、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；
- (b) 动力装置必须是可达的，以便于进行必要的检查和维护；
- (c) 动力装置的主要部件必须与直升机其它部分电气搭接，以防止产生电位差；
- (d) 必须采取设计预防措施，将对直升机安全运行所必需的部件和设备不正确装配的可能性减至最小，除非能表明，在不正确装配下的运行是极不可能的。

LSH.903 发动机

发动机应当满足下列要求之一：

- (a) 具有局方颁发的型号合格证或型号认可证；
- (b) 符合 ASTM F2339 要求；
- (c) 符合局方可接受的其他标准和要求。

旋翼传动系统

LSH.917 设计

- (a) 当发动机失效时，旋翼传动系统必须具有把该发动机与主旋翼和辅助旋翼自动脱开的装置。
- (b) 旋翼传动系统必须布置为当主旋翼及辅助旋翼与发动机脱开后，辅助旋翼仍继续由主旋翼驱动，以便在自转中操纵直升机。
- (c) 如果旋翼传动系统中采用扭矩限制装置，则该装置必须布置为工作时能够连续地操纵直升机。

LSH.923 旋翼传动系统和操纵机构的试验

- (a) 每个旋翼传动系统和操纵机构必须与预定功能相对应，必须通过服役经验、试验或两者的结合来体现。
- (b) 如需通过服役经验来验证符合性，则必须提供满足预期运行的验证证据以及传动系统组件的检修记录。所有未完成检修的部件的记录也必须提交审议。
- (c) 如果进行试验程序，要遵循：
 - (1) 试验必须在直升机上进行，功率必须由安装在其上的旋翼吸收。但如果支承和振动条件是严格模拟直升机试验中的条件，则可采用其他地面试验设备以适当的方法吸收其功率；
 - (2) 新设计的旋翼传动和操纵机构必须进行不少于 50 小时的试验。对于已有服役经验，但在某些方面不满足本款 b 项要求的设计，必须实施一定的试验程序，以弥补服役经验的不足；和
 - (3) 试验的每个部件必须在试验结束时处于可用状态。不得进行可能影响试验结果的拆卸。
 - (4) 本条所规定的新设计的试验中，有 30 小时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。

(5) 本条所规定的新设计的试验中, 有 15 小时必须在不小于 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。

(6) 本条所规定的新设计的试验中, 有 5 小时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。

(7) 本条 (c) (4) 和 (c) (5) 规定的新设计的试验可以在地面完成, 试验间隔时间必须不少于 30 分钟。本条 (c) (6) 规定的每次试验间隔时间必须不少于 5 分钟。

(8) 本条 (c) (4)、(c) (5) 和 (c) (6) 规定的新设计的试验中, 在不大于 5 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。

(9) 本条 (c) (4) 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。

(10) 必须按下列要求至少完成 100 次离合器的啮合试验:

(i) 使离合器的传动轴从动端加速转动;

(ii) 用申请人选择的转速和方法。

(d) 旋翼传动系统部件的检修周期需在提交试验结果和进行详细检查后, 与局方商定。

LSH.927 附加试验

(a) 必须进行为确定旋翼传动机构安全性所必需的经适航认可的附加动态试验、耐久试验、运转试验以及振动研究。

(b) 对依赖于压力进行润滑的旋翼传动系统, 必须通过试验证明, 在压力损失后旋翼传动系统能够在自转条件下至少工作 5 分钟。

LSH.928 耐久性飞行试验

a) 应通过飞行试验确认, 动力装置、传动系统和旋翼系统运行限制能够满足系统功能和兼容性, 能够覆盖建议的运行条件范围和飞行包线。

b) 申请人应在直升机上进行 25 小时的耐久性飞行试验。在试验期间, 直升机不得出现任何重大问题或故障。耐久性飞行试验必须按照能够代表实际运行使用条件的飞行计划进行。

LSH.931 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。

燃油系统

LSH.951 总则

(a) 燃油系统的构造和布置必须保证在各种正常工作条件下, 均能满足发动机正常工作所需要的燃油流量和压力, 以使发生气塞的可能性最小。

(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。除非所有内部连接的油箱的连接方式能保证每个油箱均衡地供油, 重力供油系统不能同时从一个以上油箱向发动机供油。

(c) 必须使用电气连接以防止在动力装置部件之间(包括燃油及其他油箱及直升机上其他电传导的重要件)存在电位差。当使用地面加油设备时, 加油设备上必须有电搭接措施。

LSH.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。

LSH.963 燃油箱设计与安装

(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) 每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中。此外, 还必须符合下列规定:

(1) 如有必要, 必须在油箱与其支承件之间设置隔垫, 以防擦伤油箱;

(2) 隔垫必须不吸收燃油或经处理后不吸收燃油;

(c) 任何油箱舱体都必须通风排水, 以防止易燃液体或气体的聚集。每个是直升机结构整体部分油箱附近的舱体都必须通风且干燥的。

(d) 燃油箱、燃油箱部件和燃油系统部件的设计、固定和安装需保证能满足第 LSH.561 条应急着陆条件下规定的惯性力下保存燃油的要求。

LSH.965 燃油箱试验

(a) 每个普通的金属油箱、箱壁不支承于直升机结构的非金属油箱, 必须承受 24 千帕的压力试验而不损坏或渗漏:

(b) 每个油箱壁支承于直升机结构的非金属油箱, 必须承受 14 千帕的压力试验。

LSH.973 燃油箱加油口接头

(a) 油箱加油口接头必须位于座舱外面。必须防止溢出的燃油进入油箱舱或直升机上除油箱外的任何部分。

(b) 每个加油口盖的主加油通道必须燃油密封。但是, 加油口盖可以有小的开口用于通风或作为油量的通路。

LSH.975 燃油系统通气

(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在着陆、地面运行或可生存撞击期间出现翻转时, 燃油通过通气口溢出流到点火源的燃油减至最少。

LSH.977 燃油滤网及燃油滤

燃油箱出油口及化油器入油口或燃油喷射器之间必须装有燃油滤或滤网。

燃油系统部件

LSH.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。

(d) 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。

LSH.995 燃油阀

必须有可靠的快速动作的燃油阀切断供给发动机的燃油。

滑油系统

LSH.1011 总则

(a) 滑油系统应能确保每个系统能够正常工作。

(b) 若发动机有独立的滑油系统，在不超过安全连续运转最高温度值的情况下能向发动机供给适量的滑油。

(c) 如果发动机是燃油滑油混合润滑，必须能保证可靠的方式进行混合。

LSH.1013 滑油箱

(a) 每个滑油箱必须满足第 LSH.963 条相应要求，并且可以承受任何预期的运行中出现的各种振动、惯性及流体载荷。

(b) 不需要使用任何工具就可以轻易检查滑油液面高度。

(c) 如果滑油箱安装在发动机舱，必须使用防火材料制造，除非系统总滑油量（包括油箱、管线及油槽）少于 5 升，可以使用阻燃材料。

LSH.1015 滑油箱试验

(a) 每个金属滑油箱或者直升机结构不支撑箱壁的非金属滑油箱，能承受 35 千帕的压力且不渗漏。

(b) 每个箱壁支撑于直升机结构的非金属滑油箱，在实际或者模拟支撑条件下能承受 14 千帕的压力。

LSH.1017 滑油导管和接头

(a) 滑油导管必须满足第 LSH.993 条关于燃油系统的要求；

(b) 通气管路 通气管路的布置必须满足以下要求：

(1) 可能会结冰并堵住管路的凝结水蒸汽或者油气，不会集聚在任何一点；

(2) 如果产生发泡现象，通气管路的释压不会助力火灾危害；

(3) 通气不会排放入发动机进气系统；

(4) 通气管路出气口不会被冰或者外来物堵塞。

冷却

LSH.1041 总则

(a) 每个动力装置冷却系统必须可以维持动力装置部件的温度在合格审定要求的及正常关车之后的临界运行条件下建立的这些部件的限制范围内。所涉及的动力装置部件包括但不限于发动机、旋翼传动系统部件以及这些部件所使用的冷却液或润滑油。

(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。

LSH.1043 冷却试验

- (a) 所选择的试验条件必须是预期运行和飞行条件中最不利的。
- (b) 预期的海平面最高温度为 38℃。如果试验在低于此条件下进行，则试验结果必须进行相应的修正。

进气系统

LSH.1091 进气

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。

排气系统

LSH.1121 总则

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) 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。

LSH.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。

动力装置的操纵机构和附件

LSH.1165 发动机点火系统

- (a) 必须有快速切断所有点火电路措施，其方法可将点火开关构成组合或者使用一个总点火控制器。
- (b) 每组点火开关和每个总点火控制器都必须有防止被误动的措施。
- (c) 当电池电量耗尽时，电池点火系统必须能够由发电机自动补充电量，以保证发动机的正常运转。

动力装置的防火

LSH.1183 导管、接头和组件

(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导管、接头和其它组件，均必须是耐火的，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。活塞发动机上容量小于 23.7 升（25 夸脱）的整体滑油收油池不必是防火的，也不必用防火罩防护。

- (b) 本条 (a) 不适用于下列情况：

- (1) 已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管、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 and 通气管的排放必须避开进气系统的进气口。

LSH.1191 防火墙

发动机与乘员舱之间必须用防火墙、防火罩或其它等效设施隔离。但是如果发动机与乘员舱距离大于 300 毫米，则可以使用阻燃材料代替。

F 章设备 总则

LSH.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) 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；
- (c) 按对该设备规定的限制进行安装；
- (d) 在安装后功能正常。

LSH.1303 飞行和导航仪表

所需的飞行和导航仪表规定如下：

- (a) 一个空速表；
- (b) 一个高度表；
- (c) 一个磁航向指示器。

LSH.1305 动力装置仪表

所需的动力装置仪表规定如下：

- (a) 发动机和增压器在其限制范围内运转所必须的气缸头温度、发动机滑油温度和发动机滑油压力指示器；
- (b) 每个燃油箱一个燃油量指示器；
- (c) 对于非重力供油发动机，需有一个燃油压力指示器和/或燃油低压告警装置；
- (d) 每个滑油箱一个滑油油量指示器，例如油尺；
- (e) 滑油温度警告装置，当具有滑油系统的主减速器的滑油温度超出安全值时，便发出警告信号，而主减滑油系统独立于发动机滑油系统；
- (f) 滑油压力警告装置，当具有滑油系统的主减速器的滑油压力低于安全值时，便发出警告信号，而主减滑油系统独立于发动机滑油系统；
- (g) 至少一个转速表用来指示下列装置的转速：
 - (1) 发动机
 - (2) 主旋翼
- (h) 一个计时表。

LSH.1307 其它设备

所需的其它设备规定如下：

- (a) 每名乘员一个座椅；
- (b) 每名乘员一副安全带和肩带；
- (c) 一个总开关；

- (d) 直升机运行所需的足够电源；
- (e) 电气保护装置；
- (f) 其他运行要求的设备，根据适用性，如双向无线电通信设备等。

LSH.1309 设备、系统及安装

直升机上的设备、系统及安装，必须设计成在发生可能的故障或失效时，将对直升机的危害减至最小。

设备：安装

LSH.1321 布局和可见度

- (a) 供任一驾驶员使用的每个飞行、导航和动力装置仪表必须便于每个驾驶员观察，布局清晰；
- (b) 仪表板的振动不得破坏或降低任何仪表的判读性和精度。

LSH.1323 空速指示系统

- (a) 每个空速指示仪表必须加以校准，在施加相应的总压和静压时以尽可能小的仪表校准误差指示真空速（海平面标准大气下）；
- (b) 空速指示系统必须在前飞速度等于或大于 37.04 千米/小时（20 节）的飞行中进行校准；
- (c) 空速指示器必须指示真空速，在海平面标准大气下，其允许动静压误差不得超过 9.26 千米/小时（5 节）。

LSH.1337 动力装置仪表

- (a) 每根装有充压可燃性液体的管路在压力源处有限流孔或其他安全装置以防管路破损时溢出过多的液体
- (b) 必须装有燃油油量指示器，向飞行机组成员指示飞行中每个油箱内可用燃油油量，如果燃油油量指示器为外露式目视油量表必须加以防护，以免损坏。
- (c) 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在检查金属屑的磁性孔时必须移开。

电气系统和设备

LSH.1351 总则

- (a) 电气系统容量 电气系统必须符合其预定的用途。
- (b) 每个电气系统要保证对系统本身及其工作方式和对直升机其它部分的影响均没有危险。
- (c) 外部电源 如果备有设施将外部电源接到直升机上，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，则必须措施确保反极性 or 逆相序的外部电源不能向该直升机的电气系统供电。

LSH.1353 蓄电池的设计和安装

能够用于起动发动机的电池必须具有下列系统之一：

- (a) 自动控制蓄电池充电速率的系统，以防止蓄电池过热；
- (b) 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；

(c) 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。

LSH.1357 电路保护装置

在电路中必须安装过载保护装置，例如熔断器或断路器。但对于起动电动机的主电路和不装过载保护装置不会有危险的电路除外。

LSH.1365 电缆

(a) 每根电气连接电缆必须具有足够的载流能力，且正确地布线、连接，以将短路和火灾的可能性降到最低。

(b) 一旦发生电路过载或故障，可能过热的每根电缆必须至少是阻燃的，且不会放出达到危险量的毒性烟。

G 章 使用限制和资料

LSH.1501 总则

(a) 必须制定第 LSH.1503 条至第 LSH.1519 条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) 必须按第 LSH.1541 条至第 LSH.1581 条的规定，使这些使用限制和为安全运行所必需的其它资料可供机组成员使用。

使用限制

LSH.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。

LSH.1505 不可超越速度

必须制定不可超越速度 V_{NE} 。

LSH.1509 旋翼转速

必须制定无动力旋翼最大转速，动力时旋翼最小转速和有动力时旋翼最小转速。

LSH.1519 重量和重心

必须按第 LSH.25 条和第 LSH.27 条确定的重量和重心限制制定为使用限制。

LSH.1521 动力装置限制

必须制定起飞工作状态和连续工作状态的动力装置限制以及燃油的品级或牌号。该限制不得超过发动机的相应限制。

LSH.1527 最大使用高度

允许的最大使用高度取决于飞行、结构、动力装置、功能或设备特性，必须设定所允许运行的最大高度。

LSH.1529 持续适航文件

申请人必须根据附件 A 编制持续适航文件。

标记和标牌

LSH.1541 总则

每一标记和标牌必须符合下列要求：

- (a) 示于醒目处；
- (b) 不易擦去、走样或模糊。
- (c) 标牌上使用的计量单位必须和指示器上的一致。

LSH.1543 仪表标记：总则

每一仪表标记必须符合下列要求：

- (a) 当标记位于仪表的玻璃罩上时，有使玻璃罩与刻度盘盘面保持正确定位的措施；
- (b) 每一弧线和直线有足够的宽度，并处于适当的位置，使驾驶员清晰可见。

LSH.1545 空速表

- (a) 每个空速表必须按本条 (b) 规定作标记，且标记要位于相应指示空速位置。
- (b) 必须作下列标记：
 - (1) 一红色径向射线：
 - (i) 除直升机外的直升机，标在 V_{NE} 处；
 - (ii) 对直升机标在 V_{NE} (有动力) 处；
 - (2) 对直升机，如果 V_{NE} (无动力) 小于 V_{NE} (有动力)，则 V_{NE} (无动力) 处标一红色径向阴影线；
 - (3) 对警告范围，用一黄色弧线；
 - (4) 对安全使用范围，用一绿色弧线。

LSH.1547 磁航向指示器

- (a) 在磁航向指示器上或其近旁必须装有符合本条要求的标牌。
- (b) 标牌必须标明在发动机工作的平飞状态该仪表的校准结果。
- (c) 标牌必须说明上述校准是在无线电接收机打开还是关闭的情况下进行的。
- (d) 每一校准读数必须用增量不大于 45° 的磁航向角表示。

LSH.1549 动力装置仪表

每个所需的动力装置仪表，必须根据仪表相应的类型，应符合下列要求：

- (a) 最大安全使用限制和 (如有) 最小安全使用限制用红色径向射线或红色直线标示；
- (b) 正常使用范围用绿色弧线或绿色直线标示，但不得超过最大和最小安全使用限制；
- (c) 起飞和预警范围用黄色弧线或黄色直线标示；
- (d) 发动机因振动应力过大而需加以限制的转速范围必须用红色弧线或红色直线标示。

LSH.1553 燃油油量指示器

如果任一油箱的不可用燃油量超过 3.8 升 (0.8 英加仑/1 美加仑) 或该油箱容积的 5% 中之大者，则必须在其油量指示器上予以指示。

LSH.1555 操纵器件标记

(a) 除飞行主要操纵器件和功能显而易见的操纵器件外，必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。

(b) 每个应急装置的操纵器件必须为红色，并必须标示使用方法。

LSH.1557 其它标记和标牌

(a) 行李舱和配重位置 每个行李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) 每个座椅应当有乘员重量限制标牌。

(c) 装载。对于使用可卸配重的，装载配重的位置必须有一个标牌，标牌上应当注明在每种装载条件下需要的安装和固定可卸配重的说明。下列数据必须以飞行员清晰可见的方式标示在每架直升机上。

(1) 空重；

(2) 最大重量；

(3) 驾驶舱中最大和最小重量；

(4) 当直升机为双座但是机上只有 1 名驾驶员时的驾驶舱装载情况。

LSH.1559 运行限制

必须有一个驾驶员能清晰可见的标牌，其上写明直升机经批准的运行类型：昼间目视飞行规则。

LSH.1565 尾桨

尾桨必须有标记，以便在正常昼间地面条件下，可清晰地看到桨盘。

直升机飞行手册和批准的手册资料

LSH.1581 总则

必须按照附件 B 为每架直升机提供直升机飞行手册。

附件 A 持续适航文件

A.LSH.1 概述

(a) 本附件旨在说明 LSH.1529 条中规定的关于持续适航文件的准备要求。

(b) 每架直升机的持续适航文件都必须包括发动机和每一个旋翼的持续适航文件（下文中称为“产品”），任何适用的规章所要求的每个装置，以及与该直升机装置及产品界面相关的任何必要信息。若持续适航文件并非由安装在直升机上的装置或产品的制造厂家提供，直升机的持续适航文件则必须包括必不可少的直升机持续适航信息。

A.LSH.2 格式

(a) 持续适航文件必须以手册的形式呈现，具体的手册数量根据提供的数据数量决定。

(b) 手册的格式必须实用。

A.LSH.3 内容

手册内容必须以中文书写。持续适航文件必须按需包含以下手册、段落或信息：

(a) 直升机维护手册或段落：

(1) 介绍信息，包括直升机特性和维护所需数据的适用说明。

(2) 直升机及其系统和装置设备，包括发动机、旋翼和装置的说明。

(3) 直升机部件和系统是怎样控制及怎样工作的基本控制和操作信息，包括任何适用的特殊程序和限制。

(4) 关于检修测试点、油箱容积、水箱容积、适用的液体种类、各系统适用的压力、检修口盖的位置、润滑点的位置、适用的润滑油、维修所需设备、牵引说明和限制、系留、顶托和校平信息的详细的维修信息。

(b) 维护说明

(1) 直升机的任一部件及其发动机、旋翼组件、仪表及设备的计划信息，包括建议的清洗、检查、调节、测试和润滑周期，以及检查的程度，可适用的磨损公差以及在这期间建议的工作。但是如果该仪表或设备异常复杂，需要专门的维护技术、测试设备或专门技术，则允许将仪表或设备制造商作为信息来源。必须包括建议的大修间隔和手册中必要的适航限制段落的互相参阅。另外，还必须包括涵盖了直升机持续适航所必需的检查的频度和范围的检查计划。

(2) 排故信息，包括故障描述、怎样发现这些故障及这些故障的矫正措施。

(3) 移除和更换产品及零件的次序和方法信息，以及必要的预防措施。

(4) 其他一般的程序说明，包括地面开车系统测试程序，对称性检查程序，称重和重心确定程序，顶起及支撑程序和储存限制。

(c) 结构检查口盖图解和没有设置检查口盖时怎样进行检查所需的信息。

(d) 特殊的检查技术的应用详细说明，包括所需进行的射线照相术及超声波测试。

(e) 检查后结构保护处理所需信息。

(f) 结构紧固件所有相关数据，如标识、抛弃建议和定力值。

(g) 所需的专用工具清单。

A.LSH.4 适航限制部分

持续适航文件必须包括题为适航限制的段落，该段落应与其他段落独立，可清楚区分。该段落需陈述每一强制更换时间、结构检查间隔和 LSH.571 条批准的相关结构检查程序。若持续适航文件包含多份文件，则该子段落必需的段落应包含在主手册中。该段落必须包括突出位置的明确声明：“适航限制部分已被批准，其变更也需被批准”。

附件 B
直升机飞行手册

B.LSH.1 概述

(a) 应提供的资料 必须为每架直升机提供直升机飞行手册，该手册必须包含以下内容：

- (1) 本附件要求的资料；
- (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。

(b) 经批准的资料 在本附件中所列适用于该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) 非批准的资料 非批准的信息必须以局方认可的方式提交。

(d) 单位 手册中使用的测量单位必须与指示器上使用的测量单位相同。

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

B.LSH.2 使用限制

(a) 空速和旋翼限制 必须提供在其相应指示器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) 第 LSH.1521 条要求的限制；
- (2) 对限制的解释（当需要时）；
- (3) 按第 LSH.1549 条至第 LSH.1553 条的要求对仪表作标记所需资料。
- (4) 二冲程发动机，燃油/滑油比。

(c) 重量和载重分布 必须提供第 LSH.25 条和第 LSH.27 条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 必须列出运行类型：昼间目视飞行。

(e) 高度 高度必须满足 LSH.1527 条的要求，必须提供限制因素的解釋。

B.LSH.3 使用程序

(a) 手册中含有的使用程序部分，必须有關於任何正常和应急程序资料，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) 对于按第 LSH.1505 条制定 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) 对于表明符合第 LSH.1353 条（b）或（c）所要求的直升机，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的 5% 或 3.8 升（0.8 英加仑/1 美加仑）中的大者，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) 必须提供在第 LSH.71 条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。

B.LSH.4 性能资料

(a) 对于直升机必须提供按第 LSH.51 条至第 LSH.79 条和第 LSH.143 条 (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) 有关资料:

(i) 悬停升限、稳定的爬升率及下降率受有关因素影响的资料 (例如空速、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 LSH.1041 条至第 LSH.1043 条冷却规定的相应最高大气温度的资料;

(iv) 以第 LSH.71 条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) 直升机飞行手册性能资料部分必须包含,用以满足与第 LSH.51 条中规定的起飞重量和高度有关的任何资料。

B.LSH.5 装载资料

如果乘员重量取任何很有可能的值,而处在按第 LSH.25 条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第 LSH.27 条规定的任一极限,则对每一个这种可能情况都必须有载重说明。