

# CCAR 27 部第二次修订

## 征求意见稿

2015 年 9 月

# 中国民用航空规章

## 第 27 部

### 正常类旋翼航空器适航规定

[CCAR-27-R2]

1988 年 4 月 21 日发布

[2002 年 7 月 2 日第一次修订]

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

中国民用航空局

# 目 录

## A 章 总则

## B 章 飞行

第 27.25 条 重量限制

### 性能

第 27.49 条 最小使用速度时的性能

第 27.51 条 起飞

第 27.71 条 自转性能

第 27.73 条 ~~最小使用速度时的性能（删除）~~

第 27.75 条 着陆

第 27.79 条 ~~极限高度—速度包线（删除）~~

第 27.87 条 高度—速度包线

### 飞行特性

第 27.143 条 操纵性和机动性

第 27.173 条 纵向静稳定性

第 27.175 条 纵向静稳定性演示

第 27.177 条 航向静稳定性

## C 章 强度要求

### 疲劳评定

第 27.573 条 复合材料旋翼航空器结构的损伤容限和疲劳评定

## D 章 设计和构造

### 总则

第 27.610 条 闪电和静电防护

## E 章 动力装置

### 总则

第 27.903 条 发动机

## F 章 设备

### 总则

第 27.1309 条 设备、系统及安装

第 27.1316 条 电子和电气系统的闪电防护

第 27.1317 条 高强辐射场(HIRF)保护

## 安全设备

第 27.1457 条 驾驶舱录音机

第 27.1459 条 飞行记录器

## G 章 使用限制和资料

### 旋翼航空器飞行手册和批准的手册资料

第 27.1587 条 性能资料

## H 章 附则

第 27.2001 条 施行

## 附件

附件 A 持续适航文件

附件 B 直升机仪表飞行适航准则

附件 D HIRF 环境和设备 HIRF 试验水平

## A 章 总 则

## B 章 飞 行

### 总 则

#### 第 27.25 条 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（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；
    - (iv) 满足第 27.87 条或第 27.143 条(c) (1) 的最重重量，或是经演示的这些组合，如无法满足这些条款所规定的重量和使用条件（高度和温度）；和
  - (2) 不小于下述各项之和：
    - (i) 按第 27.29 条确定的空机重量；
    - (ii) 相应于装满商载时的可用燃油重量；
    - (iii) 全部滑油重量；
    - (iv) 对各个座位，乘员重 77 公斤（170 磅）或申请合格审定要求的任一较轻重量。
- (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) 不大于下述各项之和：
    - (i) 按第 27.29 条确定的空机重量；
    - (ii) 使用旋翼航空器所必需的最小机组的重量，假定每一成员的重量不大于 77 公斤（170 磅），或申请人选定的或包括在载重说明书中的任一较轻重量；
  - (2) 不小于：
    - (i) 申请人选定的最轻重量；
    - (ii) 设计最小重量（表明符合本规章每项适用的结构载荷情况的最轻重量）；
    - (iii) 表明符合本规章每项适用的飞行要求的最轻重量。
- (c) 带有可抛放外挂载重时的总重 如满足下列要求，对于任何旋翼航空器的载重组合，带有可抛放外挂载重时的旋翼航空器总重可以制定成大于依据本条(a)所制定的最大重量：
- (1) 旋翼航空器的载重组合不包括有人外挂载重；
  - (2) 按第 27.865 条或等效的运行标准，用于外挂运行的结构件已得到批准；
  - (3) 总重中大于按本条(a)制定的最大重量的部分仅由可抛放的外挂载重的全部或部分重量组成。
  - (4) 按重量增加超过本条(a)规定的重量而引起的载荷和应力增加的状态来表明旋翼航空器的结构部件符合本规章适用的结构要求；和
  - (5) 使用总重大于本条(a)制定的最大合格审定重量的旋翼航空器，应受适当的使用限制，该限制要符合第 27.865 条(a)和(d)的要求。
- [2002 年 7 月 2 日第一次修订，20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

### 性 能

#### 第 27.49 条 最小使用速度时的性能

- (a) 对直升机，
- (1) 在申请合格审定所要求的重量、高度和温度范围内，悬停升限必须按下列条件确定：
    - (i) 起飞功率；
    - (ii) 起落架放下；

(iii) 直升机在地面效应范围内，与正常起飞程序相一致的高度上。

(2) 按本条(a)(1)确定的悬停升限，必须至少：

(i) 对活塞发动机直升机，在标准大气和最大重量时为 1,200 米 (4,000 英尺)；

(ii) 对涡轮发动机直升机，在标准温度加 22°C (标准加 40°F) 和最大重量时为 760 米压力高度 (2,500 英尺)。

(3) 无地效悬停性能必须使用起飞功率，在申请合格审定所要求的重量、高度和温度范围内确定。

(b) 除直升机外的旋翼航空器，在最小使用速度下的稳定爬升率必须在申请合格审定所要求的重量、高度和温度范围内，按下列条件确定：

(1) 起飞功率；

(2) 起落架放下。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

### 第 27.51 条 起飞

起飞，以起飞功率和转速、最临界重心、重量从海平面最大重量到本条所涵盖的每一高度申请起飞合格审定所要求的重量：

(a) 从标准海平面条件到申请起飞和着陆合格审定的最大高度范围内，不得要求特殊的驾驶技术或特别有利的条件；

(b) 确定的起飞方式，必须确保在飞行航迹的任一点，如果一台发动机失效，能安全着陆。起飞演示必须至起飞和着陆合格审定的最大高度或 2,100 米密度高度 (7,000 英尺密度高度) 中的较小值。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

### 第 27.71 条 自转性能

对于单发直升机和不满足中国民用航空规章第 29 部 A 类发动机隔离要求的多发直升机，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状态来确定：

(a) 最大重量；

(b) 申请人选定的旋翼转速。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

### 第 27.73 条 ~~最小使用速度时的性能 (删除)~~

~~(a) 对直升机：—~~

~~(1) 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：—~~

~~(i) 起飞功率；—~~

~~(ii) 起落架放下；—~~

~~(iii) 直升机在地面效应范围内，在与正常起飞程序相一致的高度上。—~~

~~(2) 按照本条(a)(1)确定的悬停升限，必须至少是：—~~

~~(i) 对活塞式发动机直升机，在标准大气和最大重量时为 1,200 米 (4,000 英尺)；—~~

~~(ii) 对涡轮发动机直升机，在标准温度加 22°C (40°F) 和最大重量时为 760 米 (2,500 英尺) 压力高度。—~~

~~(b) 对除直升机以外的旋翼航空器，最小使用速度时的稳定爬升率必须在申请合格审定的重量、高度和温度全范围内，按下列情况确定：—~~

~~(1) 起飞功率；—~~

~~(2) 起落架放下。—~~

### 第 27.75 条 着陆

(a) 旋翼航空器必须具有如下着陆性能：没有过大的垂直加速度，没有弹跳、前翻、地面打转、前后振动及水面打转的倾向，不需特殊驾驶技巧或特别有利的条件，并且：

- (1) 由申请人选定，并与该旋翼航空器型号相适应的进近或自转速度；
  - (2) 进近和着陆按下列情况进行：
    - (i) 对单发旋翼航空器，无动力，从稳定自转状态进入；或
    - (ii) 对多发旋翼航空器，一台发动机不工作（OEI），剩余发动机在批准的使用限制内，从已建立的一台发动机不工作（OEI）进近状态进入。
- [20XX年X月X日第二次修订]

**第 27.79 条 ~~极限高度—速度包线（删除）~~**

~~(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旋翼航空器所能达到的最大高度或 2,100 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) 适用功率丧失情况：—~~

~~(1) 对单发直升机，完全自转；—~~

~~(2) 对多发直升机，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。—~~

~~(3) 对于其它旋翼航空器，适合于该型号的情况。—~~

**第 27.87 条 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旋翼航空器所能达到的最大高度或 2,100 米（7,000 英尺）密度高度，取小者；

(2) 重量 从海平面最大重量到申请人选定的本条(a)(1)涵盖的每一高度的重量。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) 适用功率丧失条件：

(1) 对单发直升机，完全自转；

(2) 对多发直升机，一台发动机不工作（OEI）（发动机隔离特性保证剩余的发动机继续工作），剩余发动机在批准的限制范围，并且在批准的外界温度和压力高度最临界组合状态下，所能提供的最小安装规格功率。批准的外界温度和压力高度最临界组合对应 2,100 米（7,000 英尺）密度高度或该直升机所能达到的最大高度中的较小者；

(3) 对于其它旋翼航空器，适合于该型号的情况。

[20XX年X月X日第二次修订]

## 飞行特性

**第 27.143 条 操纵性和机动性**

(a) 在下列过程中，旋翼航空器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) 自转；

- (vi) 着陆(有动力和无动力)；
  - (vii) 从中断自转进近到恢复有动力飞行。
- (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（除了表明符合本条(f)的直升机以外）和有动力。

(c) 必须确定，从所有方位、从 0 到至少 8.74 米 / 秒(17 节)的风速，在此风速下，旋翼航空器在下述情况下，能够在地面或近地面处，进行与其型号相适应的任何机动飞行（如侧风起飞、侧飞与后飞），而不丧失操纵：

(1) 高度，从标准海平面条件，到旋翼航空器所能达到的最大起飞和着陆高度或 2,100 米（7,000 英尺）密度高度，取小值，以

- (i) 临界重量；
  - (ii) 临界重心；
  - (iii) 临界旋翼转速；
- (2) 对起飞和着陆高度大于 2,100 米（7,000 英尺）密度高度，以
- (i) 申请人选定的重量；
  - (ii) 临界重心；和
  - (iii) 临界旋翼转速

(d) 必须确定，从所有方位、从 0 到至少 8.74 米 / 秒(17 节)的风速，在此风速下，旋翼航空器在下述情况下，无地效飞行，而不丧失操纵：

- (1) 申请人选定的重量；
- (2) 临界重心；
- (3) 申请人选定的旋翼转速；
- (4) 高度，从标准海平面到旋翼航空器能达到的最大起飞和着陆高度。

(e) 旋翼航空器，在

(1) 满足运输 A 类发动机隔离要求的多发旋翼航空器中的一台发动机失效；或

(2) 其它旋翼航空器在全部发动机失效后，当这些发动机故障发生在最大连续功率和临界重量时，旋翼航空器在申请合格审定的速度与高度全部范围，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：

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

(f) 对于按第 27.1505 条(c)制定  $V_{NE}$ （无动力）的直升机，必须按下列要求，在临界重量、临界重心和临界旋翼转速下演示：

(1) 在有动力  $V_{NE}$  时，最后一台工作的发动机不工作后，直升机必须能安全地减速到无动力时的  $V_{NE}$ ，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。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

### 第 27.173 条 纵向静稳定性

(a) 纵向操纵必须这样设计：为获得小于配平时的空速，操纵杆必须向后运动。而为了获得大于配平时的空速，操纵杆必须向前运动。

(b) 在申请合格审定的整个高度范围内，在第 27.175 条(a)到(d)中规定的机动飞行期间，油门和总距保持不变的情况下，操纵杆位置与速度的关系曲线斜率必须是正的。然而，在局方确认可接受的有限的飞行条件或运行模式下，如果旋翼航空器拥有的飞行特性，允许驾驶员，在不需要特殊的驾驶技巧或警觉条件下，便能将空速保持在设定配平空速的  $\pm 9.26$  千米/小时（5 节）范围内，操纵杆的位置与速度的关系曲线的斜率可以是中立的或负的。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

### 第 27.175 条 纵向静稳定性演示



(a) 爬升 纵向静稳定性必须在以下条件下，速度以  $V_y-18.52$  千米/小时（10 节）到  $V_y+18.52$  千米/小时（10 节），爬升状态下表明：

- (1) 临界重量；
- (2) 临界重心；
- (3) 最大连续功率；
- (4) 起落架收起；
- (5) 在  $V_y$  配平旋翼航空器。

(b) 巡航 纵向静稳定性必须在以下条件下，速度以  $0.8V_{NE}-18.52$  千米/小时（10 节）至  $0.8V_{NE}+18.52$  千米/小时（10 节），或  $V_H$  小于  $0.8V_{NE}$  时，从  $V_H-18.52$  千米/小时（10 节）至  $V_H+18.52$  千米/小时（10 节），巡航状态下表明：

- (1) 临界重量；
- (2) 临界重心；
- (3) 以  $0.8V_{NE}$  或  $V_H$  平飞时的功率，取小值；
- (4) 起落架收起；
- (5) 旋翼航空器配平在  $0.8V_{NE}$  或  $V_H$ ，取小值。

(c)  $V_{NE}$  纵向静稳定性必须在以下条件下，速度从  $V_{NE}-37.04$  千米/小时（20 节）至  $V_{NE}$ ，表明：

- (1) 临界重量；
- (2) 临界重心；
- (3)  $V_{NE}-18.52$  千米/小时（10 节）平飞功率或最大连续功率，取小值；
- (4) 起落架收起；和
- (5) 旋翼航空器配平在  $V_{NE}-18.52$  千米/小时（10 节）。

(d) 自转 纵向静稳定性必须在以下自转状态下，表明：

(1) 速度 从最小下降率速度 $-18.52$  千米/小时（10 节）到最小下降率速度 $+18.52$  千米/小时（10 节）

- (i) 临界重量；
- (ii) 临界重心；
- (iii) 起落架放下；
- (iv) 旋翼航空器配平在最小下降率速度。

(2) 速度 从最佳下滑角速度 $-18.52$  千米/小时（10 节）到最佳下滑角速度 $+18.52$  千米/小时（10 节）

- (i) 临界重量；
- (ii) 临界重心；
- (iii) 起落架收起，及
- (iv) 旋翼航空器配平在最佳下滑角速度。

[2002 年 7 月 2 日第一次修订，20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

## 第 27.177 条 航向静稳定性

(a) 航向操纵须按照如下方式工作：在第 27.175 条(a), (b)和(c)中规定的配平状态，油门杆和总距保持不变的情况下，旋翼航空器随操纵位移的运动感觉和方向应与脚蹬运动方向一致。在侧滑角到以下值中较小值时，侧滑角必须随着航向操纵量的稳定增加而增加：

(1) 从配平速度在小于最小下降率速度 27.78 千米/小时（15 节）时的 25 度侧滑角，线性变化到配平速度在  $V_{NE}$  时的 10 度侧滑角；

- (2) 按照第 27.351 条建立的稳定下滑角；
- (3) 申请人选定的，对应于至少  $0.1g$  侧向力的侧滑角；或
- (4) 最大航向操纵输入所获得的侧滑角。

(b) 当航空器接近侧滑极限时，伴随着侧滑必须有足够的提示警示驾驶员。

(c) 按本条(a)规定的方式机动过程中，侧滑角与航向操纵位置之间的关系曲线，在配平周围小的角度范围内可以是负斜率，前提是在不需要特殊的驾驶技巧或警觉条件下，就可以保持所需要的航向。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

## C 章 强度要求

### 疲劳评定

#### 第 27.573 条 复合材料旋翼航空器结构的损伤容限和疲劳评定

(a) 每一申请人必须按本条 (d) 的损伤容限标准评定复合材料旋翼航空器结构，除非申请人证实因受几何形状、可检查性和良好的设计实践的限制，进行损伤容限评定不切实际。如果申请人证实因受几何形状、可检查性和良好的设计实践的限制进行损伤容限评定不切实际，申请人必须按本条 (e) 进行疲劳评定。

(b) 用于确定本条符合性的方法必须提交局方并获得批准。

(c) 定义。

(1) 灾难性失效是可能阻碍持续安全飞行和着陆的事件。

(2) 主要结构件 (PSEs) 是对承受飞行或地面载荷起重要作用，其失效可能导致旋翼航空器灾难性失效的结构元件。

(3) 威胁评估是具体规定损伤的位置、类型、和尺寸的评估，考虑疲劳、环境影响、内在和离散缺陷，以及在制造和使用过程中可能发生的冲击或其他意外损伤。

(d) 损伤容限评定：

(1) 每一申请人必须表明，考虑了内在或离散制造缺陷或意外损伤情况下，通过对复合材料 PSE 和其它零件的强度、细节设计点和制造技术的损伤容限评定，在旋翼航空器使用寿命期或规定的检查间隔内，避免了因静载荷和疲劳载荷导致的灾难性失效。在强度和疲劳评定中，每一申请人必须考虑材料和工艺随环境条件变化的影响。每一申请人必须评定包括机体 PSE、主/尾旋翼传动系统、主/尾旋翼桨叶和桨毂、旋翼操纵、固定和可动操纵面、发动机和传动安装、起落架在内的零件，以及局方认为关键的其它零件、细节设计点和制造技术。每一损伤容限评定必须包括：

(i) 确定所有的 PSE；

(ii) 用于确定所有 PSE 在 27.309 条 (包括高度影响) 的整个限制范围内的所有临界情况下的载荷和应力的空中和地面测量，除机动载荷系数不会超过使用中预期最大值的情况外。

(iii) 以本条 (d) (1) (ii) 确定的载荷或应力为基础的、与使用中预期的载荷谱一样严重的载荷谱，包括外挂载荷运行 (如果适用) 和有高扭矩情况的其他运行；

(iv) 对规定损伤位置、类型和尺寸的所有 PSE 的威胁评估，考虑疲劳、环境影响、内在和离散缺陷，以及在制造或使用过程中可能发生的冲击或其它偶然损伤 (包括偶然损伤的离散源)；

(v) 用来支持按照本条 (d) (2) 确定的更换时间和检查间隔的对所有 PSE 的剩余强度和疲劳特性的评估。

(2) 每一申请人必须为所有 PSE 确定更换时间、检查、或其它程序，以要求在灾难性失效前修理或更换损伤的零件。这些更换时间、检查或其它程序必须包含在 27.1529 条要求的持续适航文件的适航限制章节中。

(i) PSE 的更换时间必须通过试验或试验支持的分析确定，且必须表明结构能承受使用中预期的变幅重复载荷。在确定这些更换时间时，必须考虑下列因素：

(A) 本条 (d) (1) (iv) 段要求在危险性评估中确定的损伤；

(B) 最大的可接受制造缺陷和使用损伤 (即那些没有将剩余强度降低到极限设计载荷以下的和那些可被修理恢复极限强度的)；和

(C) 施加重复载荷后的极限载荷强度能力。

(ii) 必须确定 PSE 的检查间隔，在本条 (d) (1) (iv) 要求的威胁评估中确定的可能因疲劳或其它使用原因发生的任何损伤扩展到该部件不能维持要求的剩余强度能力前，发现该损伤。在确定这些检查间隔时，必须考虑下列因素：

(A) 通过试验或由试验支持的分析确定的、在使用中预期的重复载荷作用下的损

伤扩展率，包括不扩展。

(B) 考虑损伤类型、检查间隔、损伤可检性以及损伤检查所用技术后确定的假定损伤所要求的剩余强度。要求的最小剩余强度是限制载荷；且

(C) 在达到最小剩余强度并恢复到极限载荷能力前，检查是否能检测到损伤扩展，或者该部件是否被要求更换。

(3) 当验证最大假定损伤尺寸和检查间隔时，每一申请人必须考虑损伤对所有 PSE 的刚度、动态特性、载荷以及功能性能的影响。

(e) 疲劳评定：如果申请人确定在几何形状、检查能力，或好的设计实践限制范围内，本条 (d) 规定的损伤容限评定不切实际，申请人必须对该特定复合材料旋翼航空器结构进行疲劳评定，并且：

- (1) 确定在疲劳评定中考虑的所有 PSE；
- (2) 确定在疲劳评定中考虑的所有 PSE 的损伤类型；
- (3) 建立补充程序，使得与本条 (d) 确定的损伤相关的灾难性失效的风险最小；
- (4) 将这些补充程序纳入 27.1529 条要求的持续适航文件的适航限制章节中。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

## D 章 设计与构造

### 总 则

#### 第 27.610 条 闪电和静电防护

(a) 旋翼航空器必须具有防止闪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) 该组件合适地电搭接到机体上；
- (2) 该组件设计成不致因闪击而危及旋翼航空器。

(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致危及旋翼航空器。

(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) 使采用了正常预防措施的机组成员、旅客、服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旋翼航空器上，都要设有电回流通道；

(4) 使静电对主要电气和电子设备工作的影响减至可接受的水平。

[2002 年 7 月 2 日第一次修订，20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

## E 章 动力装置

### 总 则

#### 第 27.903 条 发动机

(a) 发动机型号合格证。

每型发动机必须有经批准的型号合格证。用于直升机的活塞式发动机必须符合 CCAR—33 第 33.49 条 (d) 的要求，或按其预定用途以其它方式批准。

(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旋翼航空器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，不会危及旋翼航空器的安全；  
(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 倍极限载荷：

(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) 除非按第 27.571 条的要求进行了疲劳评定，否则必须表明，在旋翼航空器的使用限制内，冷却风扇叶片不在共振状态下工作。

(c) 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。

(d) 再起动力：必须有在飞行中再起动力任何发动机的措施：

(1) 除在飞行中所有发动机停车，发动机再起动力必须在旋翼航空器整个飞行包线内演示；

(2) 在飞行中所有发动机停车后，发动机必须有飞行中再起动力的能力。

[2002 年 7 月 2 日第一次修订，20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

## F 章 设备

### 总 则

#### 第 27.1309 条 设备、系统及安装

(a) 凡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) 多发旋翼航空器的设备、系统及安装，必须设计成在发生可能的故障或失效时防止对旋翼航空器的危害；

(c) 单发旋翼航空器的设备、系统及安装，必须设计成在发生可能的故障或失效时，将对旋翼航空器的危害减至最小。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

#### 第 27.1316 条 电子和电气系统的闪电防护

(a) 对于其功能失效会妨碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆的每一个电气和电子系统的设计和安装必须符合下列规定：

(1) 当旋翼航空器暴露于闪电期间和暴露以后，其功能不会受到不利影响；

(2) 在旋翼航空器暴露于闪电之后，系统能及时地自动恢复其功能的正常运行。

(b) 批准按仪表飞行规则运行的旋翼航空器，对于其功能失效会降低旋翼航空器或飞行机组应对不利运行条件能力的每一个电气和电子系统，其设计和安装必须确保在旋翼航空器暴露于闪电环境之后，能及时地恢复其功能的正常运行。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

#### 第 27.1317 条 高强辐射场(HIRF)保护

(a) 除本条(d)规定的以外，对于其功能失效会妨碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆的每一个电气和电子系统的设计和安装必须确保：

(1) 当旋翼航空器暴露于附件 D 所描述的 HIRF 环境 I 期间和暴露以后，其功能不会受到不利影响；

(2) 当旋翼航空器暴露于附件 D 所描述的 HIRF 环境 I 之后，系统及时地自动恢复其功能的正常运行，除非系统的这种功能恢复与系统的其它运行或功能要求相冲突；

(3) 当旋翼航空器暴露于附件 D 所描述的 HIRF 环境 II 期间和暴露以后，其系统不会受

到不利影响；

(4) 当旋翼航空器暴露于附件 D 所描述的 HIRF 环境 III 期间和暴露以后，目视飞行规则下飞行所需的各个功能不会受到不利影响。

(b) 对于其功能失效后会严重降低旋翼航空器或飞行机组应对不利运行条件能力的电子和电气系统必须设计和安装，当提供这些功能的设备暴露于附件 D 所描述的设备 HIRF 测试水平 1 或 2 时，系统不受不利影响。

(c) 对于其功能失效后会降低旋翼航空器或飞行机组应对不利运行条件能力的电子和电气系统必须设计和安装，当提供这些功能的设备暴露于附件 D 中描述的设备 HIRF 测试水平 3 时，系统不会受到不利影响。

(d) 在 2012 年 12 月 1 日前，如果其功能故障后会阻碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆的电子和电气系统的设计和安装，在符合以下要求时可以不用满足 (a) 款的规定：

- (1) 系统先前已经符合 20XX 年 XX 月 XX 日前颁发的 CCAR 21.16 规定的专用条件；
- (2) 自从表明符合专用条件后系统的 HIRF 抗干扰特性没有改变；和
- (3) 提供以前表明符合专用条件的数据。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

## 安全设备

### 第 27.1457 条 驾驶舱录音机

(a) 民用航空规章营运规则所要求的每台驾驶舱录音机必须经过批准，并且其安装必须能够记录下列信息：

- (1) 通过无线电在旋翼航空器上发出或收到的通话；
- (2) 驾驶舱内飞行机组成员的通话；
- (3) 驾驶舱内飞行机组成员使用旋翼航空器内话系统时的通话；
- (4) 进入耳机或扬声器中的导航或进近设备的通话或音频识别信号；
- (5) 飞行机组成员使用旅客广播系统时的通话（如果装有旅客广播系统，并根据本条 (c) (4) (ii) 的要求有第四通道可用）。

(6) 使用经批准的数据信息集的所有数据链通信（如果安装了数据链通信设备）。数据链信息必须作为通信设备的输出信号被记录，该通信设备将信号转换为可用数据。

(b) 本条 (a) (2) 的录音要求可用下列装置之一来满足：

(1) 在驾驶舱内安装一只区域话筒，话筒要安装在最佳位置，能够记录正、副驾驶员工作位置上进行的通话，以及记录驾驶舱内其它机组成员面向正、副驾驶员工作位置时的通话；

(2) 在正、副驾驶员工作位置处安装一只持续供电或语音激励的唇用话筒。本条规定的话筒必须置于上述位置，并且如有必要，需对录音机的前置放大器与滤波器进行调整或补偿，以便在飞行中驾驶舱有噪声条件下记录和重放的录音通信是易懂的。易懂程度必须经过局方批准，评价易懂度时可把记录反复播放，用听觉或视觉进行判断。

(c) 每台驾驶舱录音机的安装必须将本条 (a) 规定的通话或音频信号部分根据不同声源分别记录在下列通道上：

- (1) 第一通道，来自正驾驶员工作位置上的每个话筒、耳机或扬声器；
- (2) 第二通道，来自副驾驶员工作位置上的每个话筒、耳机或扬声器；
- (3) 第三通道，来自安装在驾驶舱内的区域话筒，或在正、副驾驶员工作位置的持续供电或语音激励的唇用话筒；
- (4) 第四通道：

(i) 来自第三或第四名机组成员工作位置上的每个话筒、耳机或扬声器；

(ii) 来自驾驶舱内与旅客广播系统一起使用的每个话筒，如果此信号未被别的通道所拾取（条件是不要本条 c(4) (i) 中规定的工作位置，或该工作位置的信号由另一通道所拾取）。

(iii) 来自驾驶舱内与旋翼航空器广播系统一起使用的每个话筒，如果其信号未被别的通道所拾取。

(d) 每台驾驶舱录音机的安装必须符合下列规定：

(1) (i) 其供电应来自对驾驶舱录音机的工作最为可靠的汇流条，而不危及对重要负载或应急负载的供电；

(ii) 尽可能长时间的保持供电，又不危及旋翼航空器的应急操作。

(2) 应具备有自动装置，在坠撞冲击后 10 分钟内，能使录音机停止工作并停止各抹音装置的功能；

(3) 应具备有音响或目视装置，能在飞行前检查录音机工作是否正常。

(4) 无论驾驶舱录音机和数字式飞行数据记录器是安装在独立的盒子内还是组合单元，任何记录器以外的单一电气故障，不能使驾驶舱录音机和飞行数据记录器停止工作；

(5) 具有符合以下要求的独立电源：

(i) 提供  $10 \pm 1$  分钟的电源来支持驾驶舱录音机和安装在驾驶舱的区域话筒；

(ii) 安装位置尽可能靠近驾驶舱录音机，和；

(iii) 当由于电气汇流条的正常关断或任何其它断电导致驾驶舱录音机的所有其它电源中断时，驾驶舱录音机和驾驶舱安装的区域话筒能够自动切换至该电源。

(e) 记录容器的位置和安装，必须能将坠撞冲击使该容器破裂以及随之起火而毁坏记录的概率减至最小。

(f) 如果驾驶舱录音机装有抹音装置，其安装设计必须使误动的概率以及在坠撞冲击时抹音装置工作的概率减至最小。

(g) 每个记录器容器必须是鲜橙色或鲜黄色。

(h) 当民用航空规章营运规则要求同时具有驾驶舱录音机和飞行数据记录器时，只要符合本条中的其它要求和本规章中关于飞行数据记录器的要求，可以安装一个组合单元。

[2002 年 7 月 2 日第一次修订，20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

## 第 27.1459 条 飞行记录器

(a) 民用航空规章营运规则所要求的每台飞行记录器的安装必须满足下列要求：

(1) 从满足本规章的第 27.1323 条、第 27.1325 条及第 27.1327 条中适用精度要求的信号源，获取空速、高度和航向数据；

(2) 垂直加速度传感器应刚性固定，其纵向位置应安装在经批准的旋翼航空器重心限制范围之内；

(3) (i) 其供电应取自对飞行记录器的工作最为可靠的汇流条，而不危及对重要或应急负载的供电；

(ii) 尽可能长时间的保持电力，又不危及旋翼航空器的应急操作。

(4) 应具备有音响或目视装置，能在飞行前检查记录器存储介质的数据记录是否正常；

(5) 除仅由发动机驱动的发电机系统单独供电的记录器外，应具备有自动装置，在坠撞冲击后 10 分钟内，能使具有数据抹除装置的记录器停止工作并同时停止各抹除装置的功能。

(6) 无论驾驶舱录音机和数字式飞行数据记录器是安装在独立的盒子内还是组合单元内，任何记录器以外的单一电气故障，不能使驾驶舱录音机和数字飞行数据记录器都停止工作。

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

(c) 应确定飞行记录器的空速、高度和航向读数与正驾驶员仪表上相应读数（考虑校正系数）之间的相互关系。此关系必须覆盖航空器运行的空速范围、高度限制范围和 360 度航向范围，相互关系可在地面上用合适的方法确定。

(d) 每个记录器容器必须符合下列规定：

(1) 外观为鲜橙色或鲜黄色；

(2) 在其外表面固定有反射条，以利于发现它在水下的位置；

(3) 当民用航空规章的营运规则有要求时，在容器上装有或连接有水下定位装置，其

固定方式要保证在坠撞冲击时不大可能分离。

(e) 当民用航空规章营运规则要求同时具有驾驶舱录音机和飞行数据记录器时，只要符合本条中的其它要求和本规章中关于驾驶舱录音机的需求，可以安装一个组合单元。

[2002年7月2日第一次修订，20XX年X月X日第二次修订]

## G 章 使用限制和资料

### 旋翼航空器飞行手册和批准的手册资料

#### 第 27.1587 条 性能资料

(a) 旋翼航空器飞行手册必须包含按第 27.49 条至第 27.87 条和第 27.143 条(c)和 (d) 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) 稳定的爬升率及下降率、有地效及无地效悬停升限、及相应的空速和其它相关资料，包括计算的高度和温度影响。

(ii) 对每个高度和温度条件，旋翼航空器能够在不低于 8.74 米/秒（17 节）全方位风下，安全地有地效和无地效悬停的最大重量。这些数据必须被明确引用到相关悬停图表。

此外，如果存在重量、高度和温度的其它组合，按此提供了性能资料，并且此时旋翼航空器在最大风速情况下不能安全着陆和起飞，则使用包线的那些部分和适当的安全风条件，必须在旋翼航空器飞行手册中给出。

(iii) 对于活塞发动机的旋翼航空器，表明符合第 27.1041 条至第 27.1045 条冷却规定的最高大气温度；

(iv) 以第 27.71 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) 旋翼航空器飞行手册必须包含：

(1) 在手册性能资料中，用以满足与第 27.51 条中规定的起飞重量和高度有关的任何资料；和

(2) 按照第 27.65 条(a)(2)(i) 确定的起飞水平距离。

[20XX年X月X日第二次修订]

## H 章 附则

#### 第 27.2001 条 施行

本规章第一次修订自 2002 年 8 月 1 日起施行。

本规章第二次修订自 20XX 年 X 月 X 日起施行。

[2002年7月2日第一次修订，20XX年X月X日第二次修订]

### 附件 A 持续适航文件

#### A27.4 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。该条款必须规定按第 27.571 条批准型号合格证要求的强制性更换时间、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：“本适航限制条款业经民航总

局批准，规定了中国民用航空规章有关维护和营运的条款所要求的维护，如果民航总局已另行批准使用替代的大纲则除外”。

[2002年7月2日第一次修订]

## 附件 B 直升机仪表飞行适航准则

### v. 横向-航向静稳定性

(a) 在整个批准的空速、功率和垂直速度范围内，航向静稳定性必须是正的。在直线和从配平稳定侧滑到 10 度，航向操纵量必须随侧滑角增加而无间断增加，除在配平点周围小侧滑角范围内。在更大的到适合于该型号的最大侧滑角，航向操纵量增加必须产生侧滑角的增加。必须能够在不需要特殊的驾驶技巧及警觉，可保持稳定飞行。

(b) 在整个批准的空速、功率和垂直速度范围内，离配平状态 $\pm 10^\circ$  范围侧滑中，横向操纵动作或操纵力必须不得有驾驶员能感觉到的负的上反稳定性。纵向周期杆随侧滑的移动不得过份。

[20XX年X月X日第二次修订]

### vii. 增稳系统

(a) 如果采用了增稳系统，该增稳系统的可靠性必须考虑到增稳系统发生故障的影响。发生任何妨碍继续安全飞行和着陆的增稳系统失效，必须是概率极小的。对增稳系统中凡未经表明是概率极小的失效情况，需表明--

(1) 在经批准的仪表规则运行限制内的任何速度或高度，出现失效或故障时，直升机仍可安全操纵。

(2) 直升机整个飞行特性允许在不超出驾驶员能力的情况下长时间仪表飞行。必须考虑影响操纵系统的其他不相关可能故障。此外--

(i) 在整个实用飞行包线内，应满足 B 章中操纵性和机动性要求。

(ii) 飞行操纵、配平及动稳定性特性，不得受损到低于允许继续安全飞行和着陆的水平。

(iii) 在整个实用飞行包线内，应满足 B 章中纵向静稳定性及航向静稳定性要求。

(b) 增稳系统必须设计成在正常运行中或者一旦出现故障或失效时，假定在适当的时间内开始了纠正动作，不可能引起飞行航迹的危险偏离或在直升机上产生危险的载荷。装有多路系统时，必须考虑相继产生的故障情况，除非已经表明故障出现是不可能的。

[20XX年X月X日第二次修订]

### x. 电气和电子系统的闪电防护

电气和电子系统闪电保护条款，见第 27.1316 条。

[20XX年X月X日第二次修订]

## 附件 D HIRF 环境和设备 HIRF 试验水平

本附件规定了用于第 27.1317 条中电气和电子系统的 HIRF 环境和设备 HIRF 试验水平。HIRF 环境和试验室设备 HIRF 试验水平的场强值均以测量调制周期内峰值的均方根表示。

(a) HIRF 环境 I 如下表 1 所示：

表 1. - HIRF 环境 I

频段	场强 (V/m)	
	峰值	平均值
10 kHz-2 MHz	50	50
2 MHz-30 MHz	100	100
30 MHz-100 MHz	50	50
100 MHz-400 MHz	100	100
400 MHz-700 MHz	700	50
700 MHz-1 GHz	700	100



1 GHz-2 GHz	2,000	200
2 GHz-6 GHz	3,000	200
6 GHz-8 GHz	1,000	200
8 GHz 12 GHz	3,000	300
12 GHz-18 GHz	2,000	200
18 GHz-40 GHz	600	200

表中，较高的场强适用于频段边沿

(b)HIRF 环境 II 如下表 2 所示：

表 2. – HIRF 环境 II

频段	场强 (V/m)	
	峰值	平均值
10 kHz-500kHz	20	20
500 kHz-2 MHz	30	30
2 MHz-30 MHz	100	100
30 MHz-100 MHz	10	10
100 MHz-200 MHz	30	10
200 MHz -400 MHz	10	10
400 MHz-1 GHz	700	40
1 GHz-2 GHz	1,300	160
2 GHz-4 GHz	3,000	120
4 GHz-6 GHz	3,000	160
6 GHz-8 GHz	400	170
8 GHz-12 GHz	1,230	230
12 GHz-18 GHz	730	190
18 GHz-40 GHz	600	150

表中，较高的场强适用于频段边沿

(c)HIRF 环境 III 如下表 3 所示：

表 3 – HIRF 环境 III

频段	场强 (V/m)	
	峰值	平均值
10 kHz-100kHz	150	150
100 kHz-400 MHz	200	200
400 MHz-700MHz	730	200
700 MHz-1 GHz	1,400	240
1 GHz-2 GHz	5,000	250
2 GHz-4 GHz	6,000	490
4 GHz-6 GHz	7,200	400
6 GHz-8 GHz	1,100	170
8 GHz-12 GHz	5,000	330
12 GHz-18 GHz	2,000	330
18 GHz-40 GHz	1,000	420

表中，较高的场强适用于频段边沿

(d)设备 HIRF 试验水平 1

(1)10 kHz-400 MHz 内，用连续波 (CW) 和 1 kHz 方波调制 (调制深度为 90%或更大)

做传导敏感试验。传导敏感电流最小必须从 10 kHz 时的 0.6 mA 开始，然后每 10 倍频率增加 20 dB，到 500 kHz 时电流最小为 30 mA。

(2) 500 kHz-40 MHz 内，传导敏感电流至少为 30 mA。

(3) 40 MHz-400 MHz 内，做传导敏感试验，最小电流从 40 MHz 时的 30 mA 开始，然后每 10 倍频率减少 20 dB，到 400 MHz 时最小为 3 mA。

(4) 100 MHz-400 MHz 内，用峰值最小为 20 V/m 的连续波 (CW) 和 1 kHz 方波调制 (调制深度为 90% 或更大) 做辐射敏感试验。

(5) 400 MHz-8 GHz 内，用峰值最小为 150 V/m、占空比为 4% 且脉冲重复频率 (PRF) 为 1 kHz 的调制脉冲做辐射敏感试验。该信号必须以 1 Hz 的频率切换开和关，占空比为 50%。

(e) 设备 HIRF 试验水平 2

设备 HIRF 试验水平 2 是由本附件表 2 中 HIRF 环境 II 经过可接受的航空器传输函数和衰减曲线降低后的结果。

试验必须覆盖 10 kHz-8 GHz 频段。

(f) 设备 HIRF 试验水平 3

(1) 10 kHz-400 MHz 内，做传导敏感试验，最小电流必须从 10 kHz 时的 0.15 mA 开始，然后每 10 倍频率增加 20 dB，到 500 kHz 时最小为 7.5 mA。

(2) 500 kHz-40 MHz 内，传导敏感试验的电流最小为 7.5 mA。

(3) 40 MHz-400 MHz 内，做传导敏感试验，最小电流从 40 MHz 时的 7.5 mA 开始，然后每 10 倍频率减少 20 dB，到 400 MHz 时最小为 0.75 mA。

(4) 100 MHz-8 GHz 内，进行峰值最小为 5 V/m 的辐射敏感试验。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]