

CCAR 29 部第二次修订

征求意见稿

2015 年 9 月

中国民用航空规章

第 29 部

运输类旋翼航空器适航规定

[CCAR-29-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

总则

第 29.25 条 重量限制

飞行特性

第 29.143 条 操纵性与机动性

第 29.173 条 纵向静稳定性

第 29.175 条 纵向静稳定性的演示

第 29.177 条 航向静稳定性

C 章 强度要求

疲劳评定

第 29.571 条 金属结构的疲劳容限评定

第 29.573 条 复合材料旋翼机结构的损伤容限和疲劳评定

D 章 设计与构造

总则

第 29.610 条 闪电防护

F 章 设备

总则

第 29.1309 条 设备、系统及安装

第 29.1316 条 电气和电子系统的闪电防护

第 29.1317 条 高强辐射场 (HIRF) 保护

其它设备

第 29.1457 条 驾驶舱录音机

第 29.1459 条 飞行记录器

G 章 使用限制和资料

旋翼航空器飞行手册

第 29.1587 条 性能资料

H 章 附则

第 29.2001 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 E HIRF 环境和设备 HIRF 试验水平

A 章 总 则

B 章 飞 行

总 则

第 29.25 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要求的最重重量）或由申请人选定的每一高度和对每一实用上可分的工作状态（例如：起飞、航路飞行及着陆）的最重重量必须这样制定，使之不超过：

- (1) 申请人选定的最重的重量；
- (2) 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）；
- (3) 表明符合本规章每项适用的飞行要求的最重重量。

(4) 客座量等于或小于 9 座的 B 类旋翼航空器，在第 29.143(c) 确定的最大风速下（可包括其它经演示的风速和风向），可近地面安全操纵的最大重量、高度和温度。该使用包线必须列入在旋翼航空器飞行手册限制章中。

(b) 最小重量 最小重量（表明符合本规章每项适用要求的最轻重量）必须这样制定，使之不低于：

- (1) 申请人选定的最轻重量；
- (2) 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）；
- (3) 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的总重 如满足下列要求，对于任何旋翼航空器-载重组合，带有可抛放外挂载重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 29.865 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 29.865 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

飞 行 特 性

第 29.143 条 操纵性与机动性

(a) 在下列过程中，旋翼航空器必须能够安全地操纵与机动：

- (1) 稳定飞行；
- (2) 适应该型号的任何机动飞行，包括：
 - (i) 起飞；
 - (ii) 爬升；
 - (iii) 平飞；
 - (iv) 转弯；
 - (v) 自转；

(vi) 着陆（有动力作用和无动力作用）。

(b) 周期变距操纵余量在下述情况必须能够在 V_{NE} 时提供满意的滚转与俯仰操纵：

(1) 临界重量；

(2) 临界重心；

(3) 临界旋翼转速；

(4) 无动力（除表明符合本条(f)的直升机外）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、侧飞与向后飞）而不丧失操纵：

(1) 临界重量；

(2) 临界重心；

(3) 临界旋翼转速。

(4) 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。

(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，及

(4) 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。

(e) 旋翼航空器，在

(1) 在满足运输类 A 类旋翼航空器发动机隔离要求的多发旋翼航空器，单发失效后，或

(2) 其它旋翼航空器全部发动机失效后，当发动机失效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和高度全范围，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如下规定：

(i) 对巡航状态为 1 秒或驾驶员正常的反应时间（取大者）；

(ii) 对任何其它状态为驾驶员正常反应时间；

(f) 对按第 29.1505 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) 有动力 V_{NE} 时，当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的 V_{NE} ，而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在无动力的情况下能提供满意的滚转与俯仰操纵。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

第 29.173 条 纵向静稳定性

(a) 纵向操纵必须这样设计：为获得小于配平速度的空速，操纵杆必须向后运动。而为了获得大于配平速度的空速，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 29.175 条(a)到(d)中规定的机动飞行期间，油门和总距保持不变的状态下，操纵杆位置与空速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 ± 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 29.175 条 纵向静稳定性的演示

(a)爬升 纵向静稳定性必须在下列条件,速度从 $V_Y-18.52$ 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下列条件,速度以 $0.8V_{NE}-18.52$ 千米/小时 (10 节) 至 $0.8 V_{NE}+ 18.52$ 千米/小时 (10 节),或 V_H 小于 $0.8 V_{NE}$ 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) $0.8V_{NE}$ 或 V_H 平飞功率,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下列条件,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 纵向静稳定性鼻祖在以下自转状态下,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, 及
- (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。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

第 29.177 条 航向静稳定性

(a)航向操纵比须按如下方式工作: 在第 29.175 条(a)、(b)、(c)和(d)中规定的配平状态,油门杆和总距保持不变的情况下,旋翼航空器伴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 29.351 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 29.571 条 金属结构的疲劳容限评定

(a) 每一主要结构件 (PSE) 必须执行疲劳容限评定，且必须建立适当的检查和退役时间或经批准的等效方法以避免旋翼机运行寿命期内的灾难性破坏。疲劳容限评定必须考虑疲劳和按本节(e)(4)段确定的损伤的影响。需要评定的部分包括旋翼，发动机和旋翼桨毂之间的旋翼传动系统，操纵，机身，固定和可动的操纵面，发动机和传动装置的支架，起落架，以及相关的主要附件的 PSE。

(b) 为了本条的目的，定义术语：

(1) 灾难性破坏是指可能妨碍持续安全飞行和着陆的事件。

(2) 主要结构件 (PSE) 是指对承受飞行或地面载荷起重要作用，且该结构元件的疲劳破损可能导致航空器灾难性破坏的结构元件。

(c) 用于建立本条符合性的方法必须提交并经局方批准。

(d) 考虑所有旋翼机结构，结构元件，和组件，必须确定每一个 PSE。

(e) 本条要求的每一疲劳容限评定必须包括：

(1) 按 29.309 条(包括高度影响)要求的整个设计限制范围内，通过飞行实测确定本条(d)段规定的 PSE 在所有临界情况下的疲劳载荷或应力，除了机动载荷系数不需要超过使用中预期的最大值。

(2) 以本条(e)(1)段确定的预期使用中的载荷或应力为基础（考虑）同样严重的载荷谱，包括外挂载荷运行（如果适用），和其它高频动力循环运行。

(3) 评定起落架和其它受影响的 PSE 时，（考虑）起飞，着陆，和滑跑载荷。

(4) 考虑疲劳、环境影响、内在和离散的缺陷、或在制造或使用中可能产生的意外损伤，对本条(d)段确定的每个 PSE，危险评估包括确定可能的位置，类型，和损伤的大小。

(5) 对本条(e)(4)段确定的带损伤的 PSE 确定疲劳容限特性，以支持检查和退役时间，或其他经批准的等效方法。

(6) 试验证据支持的分析和使用经验（如果有的话）。

(f) 要求确定剩余强度，以验证疲劳容限评定所假定的最大损伤大小。根据损伤扩展确定检查间隔，损伤扩展后，剩余强度评定必须表明剩余结构能够承受设计限制载荷而不破坏。

(g) 必须考虑刚度受损，动态行为，载荷，和使用性能的影响。

(h) 在本条要求的基础上，必须建立检查和退役时间或经批准的等效方法以避免灾难性破坏。按 29.1529 条和本规章附录 A 的 A29.4 条要求，检查和退役时间或经批准的等效方法必须包括在持续适航文件的适航限制章节。

(i) 对本条(e)(4)段确定的任何损伤类型，受几何，检查能力的限制，或有良好的设计经验，如果检查不能建立，结合 PSE 退役时间，则必须建立补充程序，使这些类型的损伤在旋翼机使用寿命里可能导致灾难性破坏产生的风险最小。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

第 29.573 条 复合材料旋翼机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 29.1529 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 29.610 条 闪电和静电防护

(a)旋翼航空器结构必须具有防止由闪电引起灾难性后果的保护措施。

(b)对于金属组件可用下列措施之一表明符合本条(a)的要求：

- (1)该组件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)对于非金属组件可用下列措施之一表明符合本条(a)的要求：

- (1)该组件的设计使闪击的后果减至最小。
- (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

(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

F 章 设 备

总 则

第 29.1309 条 设备、系统及安装

(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，其设计和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) 旋翼航空器的系统与有关部件的设计，在单独考虑以及与其它系统一同考虑的情况下，必须符合下列规定：

(1) B 类旋翼航空器：设备、系统及安装必须设计成在它们发生故障或失效时能防止对旋翼航空器的危害。

(2) A 类旋翼航空器：

(i) 发生任何妨碍旋翼航空器继续安全飞行与着陆的失效情况的概率极小；

(ii) 发生任何降低旋翼航空器能力或机组处理不利运行条件能力的其它失效情况的概率很小。

(c) 必须提供警告信息，向机组指出系统的不安全工作情况并能使机组采取适当的纠正动作。系统、控制器件和有关的监控与警告装置的设计必须尽量减少可能增加危险的机组失误。

(d) 必须通过分析，必要时通过适当的地面、飞行或模拟器试验，来表明符合本条 (b) (2) 的规定。这种分析必须考虑下列情况：

(1) 可能的失效模式，包括外界原因造成的故障损坏；

(2) 多重失效和失效未被检测出的概率；

(3) 在各个飞行阶段和各种运行条件下，对旋翼航空器和乘员造成的后果；

(4) 对机组的警告、所需的纠正动作以及对故障的检测能力。

(e) A 类旋翼航空器适航标准对其功能有要求并且需要能源的每一装置，均为该能源的“重要负载”。在可能的工作组合下和可能的持续时间内，能源和系统必须满足下列要求：

(1) 在系统正常工作时能够向与系统联接的全部负载供能；

(2) 任一原动机、功率变换器或者储能器失效之后能够向重要负载供能；

(3) 发生下列失效后能够向重要负载供能：

(i) 双发旋翼航空器上的任何一台发动机失效；

(ii) 三发或更多发旋翼航空器上的任何两台发动机失效。

(f) 在判断符合本条 (e) (2) 和 (3) 的要求时，可以假定按某种监控程序减小能源负载，而该程序要符合经批准的使用类型的安全要求。对于三发或更多发旋翼航空器的双发停车情况，不必考虑在可控飞行中不需要的负载。

(g) 在表明电气系统和设备的设计与安装符合本条 (a) 和 (b) 的规定时，必须考虑临界的环境条件。民用航空规章规定具备的或要求使用的发电、配电和用电设备，在可预期的环境条件下能否连续安全使用，可由环境试验、设计分析或参考其它飞机已有的类似使用经验来表明，但民航总局认可的技术标准规则中含有环境试验程序的设备除外。

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

第 29.1316 条 电气和电子系统的闪电防护

(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子和电气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环境期间和暴露以后，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，系统及时地自动恢复其功能的正常运行。

(b) 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子和电气系统的设计和安装，必须确保在旋翼航空器暴露于闪电环境之后，能及时的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 E 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 E 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 E 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 E 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]

其 它 设 备

第 29.1457 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对话;

(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场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, 可以由下列装置之一来满足:

(1) 在驾驶舱内安装一个区域话筒, 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对话, 以及记录驾驶舱内其它成员面向正、副驾驶员工作位置时的对话;

(2) 在正副驾驶员位置安装一个连续通电或用语音激励的唇用话筒。本条规定的话筒的位置必须使得飞行中驾驶舱噪声环境下所记录和重放的录音通信是易懂的。如有必要, 应对录音机的前置放大器和滤波器进行调整和补偿。其易懂程度必须经过适航当局批准, 可以把记录反复重放, 用听觉和目视来评价易懂程度。

(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根据不同声源分别录在下列通道上:

(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、副驾驶员位置连续供电或语音激励的唇用话筒;

(4) 第四通道:

(i) 来自第三和第四名机组成员工作位置上的每个话筒、耳机或扬声器; 或

(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(条件是不要求配置本条(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, 如果此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 ± 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使记录毁坏的概率减至最小。

(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作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。

[20XX 年 X 月 X 日第二次修订]

第 29.1459 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符合下列规定:

(1) 从满足本部第 29.1323 条、第 29.1325 条及第 29.1327 条适用精度要求的信号源获取空速、高度及航向数据;

(2) 垂直加速度传感器要刚性固定, 纵向位置要安装在被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) 应备有音响或目视装置, 能在飞行前检查记录器是否正在存储介质中记录数据;

(5) 除仅由发动机驱动的发电机系统供电的记录器外, 还应备有自动装置, 在坠毁冲击后 10 分钟内, 能使具有数据抹音功能的记录器停止工作, 并同时停止各抹音装置的功能。

(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) 不具有弹出功能的记录器容器的位置和安装必须能将坠毁冲击导致的其容器破裂以及随之起火进而毁坏记录的概率减至最小。

(c) 应建立飞行记录器的空速、高度及航向读数与正驾驶员仪表上的相应读数（考虑到校正系数）之间的相互关系。此关系必须能覆盖航空器运行的空速范围、高度限制范围以及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满足下列要求：

(1) 必须是鲜橙色或鲜黄色；

(2) 在其外表面固定一个反射条，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，在容器上或贴近容器处装有水下定位装置，其固定方式要保证在撞损冲击时不可能分离。

(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记录器时，只要符合本节中的其它需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

第 29.1587 条 性能资料

必须提供下列所规定的内容。只是在为了阐述清楚或为了确定经批准的选装设备或程序的影响时，可在飞行手册中提供超出任何使用限制的性能资料。当提供超出使用限制的数据时，对限制必须清楚地指明。

(a) A 类 对 A 类旋翼航空器，旋翼航空器飞行手册必须包含性能数据一览表，包括应用中国民用航空规章有关部的营运规则所需要的数据和确定该数据依据的条件（例如，空速），并且必须包含：

(1) 对应为起飞所确定的指示空速和起飞期间临界发动机失效时应采取的程序；

(2) 空速校准值；

(3) 自转着陆的操作技术，相应的空速和下降率；

(4) 按第 29.62 条确定的中断起飞距离和按第 29.61 条确定的起飞距离；

(5) 按第 29.81 或第 29.85 条确定的着陆数据；和

(6) 沿着按第 29.67 条 (a) (1) 和 (a) (2) 要求的飞行条件确定的飞行航迹，对应编排起飞数据的每种重量、高度和温度的稳定爬升梯度；

(i) 在第 29.67 条 (a) (1) 要求的介于起飞距离的终点和旋翼航空器达到起飞场地上空 60 米（200 英尺）（对于高架直升机场，比起飞剖面的最低点高 60 米（200 英尺））的点之间的飞行条件；

(ii) 在第 29.67 条 (a) (2) 要求的介于旋翼航空器达到起飞场地上空 60 米（200 英尺）和 300 米（1,000 英尺）（对于高架直升机场，比起飞剖面的最低点高 60 米（200 英尺）和 300 米（1,000 英尺））的点之间的飞行条件；

(7) 按第 29.49 条确定的无地效悬停性能，和在每个高度、温度条件下，全方位、风速不低于 8.74 米/秒（17 节）的任何风情况下，旋翼航空器能够安全无地效悬停的最大重量。这些数据必须在旋翼航空器飞行手册悬停图表中给出。

(b) B 类 对 B 类旋翼航空器，旋翼航空器飞行手册必须包含：

(1) 起飞距离和离场爬升速度，以及一台发动机失效时确定自转着陆飞行航迹的有关

资料，包括计算的高度和温度的影响；

(2) 稳定爬升率和有地效悬停升限，以及相应的空速和其它有关资料，包括计算的高度和温度影响；

(3) 着陆距离、相应的空速和着陆场地类型，以及可能影响此着陆距离的任何有关资料，包括重量、高度和温度的影响；

(4) 近地面飞行的最大安全风；

(5) 空速校准值；

(6) 高度—速度包线 将此包线作为使用限制的旋翼航空器除外；

(7) 当以第 29.71 条确定最小下降率和最佳下滑角所对应的速度和条件自转时，下滑距离随高度的变化的资料；

(8) 按第 29.49 条确定的无地效悬停性能，和在数据给出的环境条件下经演示的最大安全风。另外，在每个高度和温度条件下，旋翼航空器可在全方位、风速不小于 8.74 米/秒（17 节）的任何风情况下，无地效安全悬停的最大重量。这些数据必须在旋翼航空器飞行手册悬停图表中给出；

(9) 对中国民用航空规章有关部的营运规则的应用所必需的任何附加的性能数据。

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

H 章 附 则

第 29.2001 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 日起执行。

附件 A 持续适航文件

A29.4 适航限制条款

持续适航文件必须包括题为适航限制的**章节**，该**章节**应单独编排并与文件的其它部分明显地区分开来。该**章节**必须规定按**按型号合格证要求**的强制性的更换时间、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，则本节要求的**章节**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适航当局批准，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，如果适航当局已另行批准使用替代的大纲则除外”。

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直到 10 度的情况下，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。在更大的侧滑角直至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，可保持平稳飞行。

(b) 在整个经批准的空速、功率和垂直速度范围内，离配平状态 $\pm 10^\circ$ 范围的侧滑中，横向操纵动作或操纵力不得有驾驶员感觉到的负的上反稳定性。纵向周期杆随侧滑角的变化移动不得过分。

[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条件，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。影响操纵系统的其他不相关的可能故障，必须考虑。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) 对 A 类直升机，在整个实用飞行包线内，必须满足 B 章中动稳定性要求。

(iv) 在整个实用飞行包线内，必须满足 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增稳系统在正常运行中或一旦出现故障或失效时假设在适当的时间内采取了纠正动作，不可能引起飞行轨迹危险的偏离或在直升机上产生危险的载荷。装有多路系统时，必须考虑相继产生故障的情况，除非已表明这些故障的产生是不可能的。

[20XX年X月X日第二次修订]

附件 E HIRF 环境和设备 HIRF 试验水平

附件规定了用于第 29.1317 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	2000	200
2 GHz-6 GHz	3000	200
6 GHz-8 GHz	1000	200
8 GHz-12 GHz	3000	300
12 GHz-18 GHz	2000	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 如表 2 所示：

表 2 HIRF 环境 II

频段	场强 (V/m)
----	----------

	峰值	平均值
10 kHz-500 kHz	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	1300	160
2 GHz-4 GHz	3000	120
4 GHz-6 GHz	3000	160
6 GHz-8 GHz	400	170
8 GHz-12 GHz	1230	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 如表 3 所示：

表 3 HIRF 环境 III

频段	场强 (V/m)	
	峰值	平均值
10 kHz-100 kHz	150	150
100 kHz-400 MHz	200	200
400 MHz-700 MHz	730	200
700 MHz-1 GHz	1400	240
1 GHz - 2 GHz	5000	250
2 GHz-4 GHz	6000	490
4 GHz-6 GHz	7200	400
6 GHz-8 GHz	1100	170
8 GHz-12 GHz	5000	330
12 GHz-18 GHz	2000	330
18 GHz-40 GHz	1000	420

表中，较高的场强适用于频段边沿。

(d) 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 30mA。

(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]