

深联飞 TD550D 共轴式无人直升机系统专用条件征求意见稿

主题：TD550D 共轴式无人直升机系统专用条件

编号：SC-21-00X

反馈意见截止期：自通知颁发的 10 个工作日

1.概述

本文介绍了深圳联合飞机科技有限公司（以下简称：深联飞）TD550D 共轴式无人直升机系统专用条件的制定背景及适用范围，并提出了专用条件征求意见稿，用于征求公众对于深联飞 TD550D 共轴式无人直升机系统专用条件的意见。

2.背景

2023 年 12 月 28 日深联飞向中国民用航空中南地区管理局提出 TD550D 共轴式无人直升机系统“型号合格证”申请，2023 年 12 月 29 日民航中南地区管理局适航审定处受理，项目编号为 NATC0205A。TD550D 是共轴双旋翼的无人驾驶航空器，目前中国民用航空局尚未针对该类型航空器系统颁布专门的适航标准。根据《民用无人驾驶航空器运行安全管理规则》（交通运输部令 2024 年第 1 号，即 CCAR-92）第 92.327 条和 92.329 条(a)(2)的规定，需要制定专用条件，确定适用于该具体型号设计和预期用途且具有可接受安全水平的适航标准，亦即型号合格审定基础。

TD550D 共轴式无人直升机系统主要包括无人直升机、地面控制站、任务系统等分系统，其中无人直升机由旋翼系统、传动系统、动力装置、机体、起落架、飞控系统、导航系统、通信系统、电源系统、照明系统、电气线束和装置、外部标识与标牌等子系统组成；地面控制站由便携地面站、数据链地面终端、遥控器组成。

TD550D 共轴式无人直升机的基本参数如下：

- 最大起飞重量：600kg（ISA，零海拔）

- 外形尺寸：4.2m（机身長）×1.54m（机身宽）×1.983m（高度）
- 旋翼直径：6.4m
- 使用升限：6500m
- 不可超越速度：180km/h

TD550D 共轴式无人直升机由一台配有一级废气涡轮增压装置的航空活塞发动机提供所需动力，驱动上下两层旋翼工作，实现无人直升机垂直起降和飞行操纵。

TD550D 共轴式无人直升机飞控系统采用双通道、主备式工作模式。无人直升机可按照预定的飞行计划全程自动飞行，机上没有驾驶员，无人直升机的姿态、速度和飞行轨迹等可完全由飞控系统闭环控制。

远程机组可在便携地面站通过数据链路对无人直升机的运行状态进行实时监视，并根据需要按照飞行操作程序对无人直升机进行飞行控制。

TD550D 共轴式无人直升机系统主要搭载光电吊舱等任务载荷设备，用于电力巡线、林草巡检、边防巡检等场景下的任务。预期在人口稀疏地区，即山区、戈壁滩、海岛等区域飞行，航线规划时避开人口密集区域。主要运行场景如下：

- 1) 不载人、不进融合空域、不在人口稠密区飞行；
- 2) 雷电、大雨、已知结冰、中雪及以上降雪天气禁止飞行；
- 3) 可昼夜、可超视距飞行。

综合上述 TD550D 共轴式无人直升机系统的具体设计特征和预期用途及运行场景，TD550D 共轴式无人直升机系统型号合格审查组按照《民用无人驾驶航空器运行安全管理规则》（交通运输部令 2024 年第 1 号，即 CCAR-92）第 92.327 条的规定，以基于风险和审定目标的原则，结合工业实践，编制了该型号的专用条件。

3.适用范围

本专用条件适用于深联飞 TD550D 共轴式无人直升机系统。

4. 专用条件草案

专用条件草案内容见本征求意见稿附录 1。

附录 1：深联飞 TD550D 共轴式无人直升机系统专用条件（颁发专用条件征求意见稿）

附录 2：颁发专用条件/批准豁免反馈意见表 (CAAC 表-21-145-2023)

附录 1

目 录

A 章 总则	1
TD.1 适用范围和定义	1
TD.3 无人直升机	1
TD.5 可接受的符合性方法	1
B 章 飞行及性能	2
B.1 总则	2
TD.21 证明符合性的若干规定	2
TD.23 经批准的运行包线	2
TD.25 重量限制	2
TD.27 重心限制	3
TD.29 空机重量和相应的重心	3
TD.33 旋翼转速和桨距限制	4
B.2 性能	4
TD.45 总则	4
TD.49 最小使用速度时的性能	5
TD.51 起飞	5
TD.65 爬升	5
TD.75 着陆	5
TD.79 极限速度高度包线	5
B.2 飞行特性	6
TD.141 总则	6
TD.143 操纵性和机动性	6
TD.171 稳定性	7
B.3 地面操作特性	8
TD.241 地面共振	8
C 章 结构	8
C.1 总则	8

TD.301 载荷	8
TD.303 安全系数	8
TD.305 强度和变形	8
TD.307 结构验证	9
TD.309 设计限制	9
C.2 飞行载荷	9
TD.321 总则	9
TD.337 限制机动载荷系数	10
TD.339 合成限制机动载荷	10
TD.341 突风载荷	10
TD.351 偏航情况	10
TD.361 发动机扭矩	11
C.3 操纵面和操纵系统载荷	11
TD.391 总则	11
TD.395 操纵系统	11
TD.427 非对称载荷	12
C.4 地面载荷	12
TD.471 总则	12
TD.473 地面受载情况和假定	12
TD.501 地面受载情况：滑橇式起落架	12
C.5 主要部件要求	15
TD.547 旋翼结构	15
TD.549 机身，起落架及旋翼支撑结构	15
C.6 疲劳评定	16
TD.571 结构的疲劳评定	16
D 章 设计和构造	16
D.1 总则	16
TD.601 设计	16
TD.603 材料	16
TD.605 制造方法	17

TD.607 紧固件	17
TD.609 结构保护	17
TD.610 静电防护	17
TD.611 检查措施	18
TD.613 材料的强度性能和设计值	18
TD.619 特殊系数	18
TD.623 支承系数	18
TD.625 接头系数	19
TD.629 颤振	19
D.2 旋翼	19
TD.659 质量平衡	19
TD.661 旋翼桨叶间隙	19
D.3 操纵系统	20
TD.671 总则	20
TD.673 飞行操纵系统	20
TD.681 限制载荷静力试验	20
TD.683 操作试验	20
TD.685 操纵系统的细节设计	20
D.4 旋翼传动系统	21
TD.703 设计	21
TD.707 旋翼传动系统和操纵机构的试验	21
TD.709 附加试验	22
TD.711 轴系的临界转速	22
D.5 起落架	23
TD.723 减震实验	23
TD.725 限制落震试验	23
TD.727 储备能量吸收落震试验	24
D.6 其他	24
TD.871 水平测量标记	24
E 章动力装置	24

E.1 总则	24
TD.901 动力装置	24
TD.903 发动机	25
E.2 燃油系统	25
TD.951 总则	25
TD.959 不可用燃油量	25
TD.963 燃油箱设计与安装	25
TD.965 燃油箱试验	26
TD.973 燃油箱加油口接头	26
TD.975 燃油系统通气	26
E.3 燃油系统部件	26
TD.977 燃油滤	26
TD.993 燃油系统导管和接头	26
E.4 滑油系统	27
TD.1011 总则	27
TD.1013 滑油箱	27
TD.1015 滑油箱试验	27
TD.1017 滑油导管和接头	27
E.5 冷却系统	27
TD.1041 总则	27
TD.1043 冷却试验	28
E.6 进气系统	28
TD.1091 进气	28
E.7 排气系统	28
TD.1121 总则	28
TD.1123 排气管	28
E.8 动力装置的操纵机构和附件	29
TD.1165 发动机点火系统	29
E.9 动力装置防火	29
TD.1183 防火	29

F 章 系统和设备	29
F.1 总则	29
TD.1301 功能和安装	29
TD.1303 飞行设备	29
TD.1305 动力装置监测设备	29
TD.1307 其它设备	30
TD.1309 设备、系统和安装	30
TD.1323 空速指示系统	30
TD.1325 静压系统	30
F.2 飞行控制与管理系统和设备	30
TD.1337 总则	30
TD.1338 系统功能	31
TD.1340 飞控计算机	32
TD.1341 伺服系统	32
TD.1342 飞行记录	33
TD.1345 导航设备	33
F.3 电气系统和设备	33
TD.1351 电气系统和设备	33
TD.1353 蓄电池的设计和安装	34
TD.1357 电路保护装置	35
TD.1361 电气负载卸载	35
TD.1363 电缆	35
TD.1365 开关	35
F.4 灯	36
TD.1384 外置光源	36
F.5 应急情况	36
TD.1412 应急降落能力	36
TD.1414 应急迫降	36
F.6 其他设备	36
TD.1431 电子设备	36

TD.1481 有效载荷	36
G 章 使用限制和资料	37
TD.1501 总则	37
TD.1503 空速限制：总则	37
TD.1505 不可超越速度	37
TD.1509 旋翼转速	37
TD.1519 重量和重心	37
TD.1521 动力装置限制	37
TD.1523 远程机组	37
TD.1525 运行场景	38
TD.1527 最大使用高度	38
TD.1529 持续适航文件	38
G.1 标记和标牌	38
TD.1541 总则	38
TD.1557 其它标记和标牌	39
TD.1565 旋翼桨叶	39
G.2 飞行手册和批准的手册资料	40
TD.1581 总则	40
TD.1583 使用限制	40
TD.1585 使用程序	41
TD.1587 性能资料	41
TD.1589 装载资料	41
H 章 数据链路	42
TD.1601 总则	42
TD.1603 数据链路性能	42
TD.1605 数据链路状态	42
TD.1607 数据链路异常处置程序	42
TD.1609 数据链路丧失	42
TD.1611 数据链路延迟	43
TD.1613 电磁抗干扰和电磁兼容性	43

TD.1615 数据链路切换	43
TD.1617 数据链路安保	43
I 章 地面控制站	43
TD.1701 地面控制站总则	43
TD.1703 地面控制站工作环境	44
TD.1705 飞行计划选择与执行	44
TD.1707 地面控制飞行	45
TD.1709 便携地面站显示	45
TD.1711 便携地面站告警信息	45
TD.1713 便携地面站数据记录和存储	46
TD.1715 其他功能	46
附录 A 持续适航文件	46
A.TD.1 总则	46
A.TD.2 格式	46
A.TD.3 内容	47
A.TD.4 适航限制条款	48

A 章 总则

TD.1 适用范围和定义

(a) 本专用条件适用于 TD550D 共轴式无人直升机系统，其所包含的无人直升机具有 TD.3 的特征。

(b) 以下定义适用于本专用条件：

(1) 无人直升机系统是指包括无人直升机以及与其有关的地面控制站和数据链路等组成的系统。

(2) 远程机组是指便携地面站操作人员和遥控器操作人员；

(3) 应急降落是指在故障发生时，通过使用应急程序且不需要远程机组特殊操控技能和体力的情况下，无人直升机能够实现受控并安全着陆；

(4) 应急迫降是指通过远程机组或自主控制，前往应急迫降区域强制着陆。在着陆过程中，允许无人直升机产生损坏。

(c) TD550D 共轴式无人直升机系统的运行场景，包括昼夜视距内飞行和超视距飞行，不包括特技表演，并且不在任何已知结冰、雷电天气条件下飞行。

(d) 本专用条件 B、C、D、E、F 章的要求，除特别说明外，仅适用于无人直升机。

TD.3 无人直升机

本专用条件中的无人直升机具有以下设计特征：

(a) 活塞发动机动力系统；

(b) 共轴双旋翼；

(c) 最大起飞重量 600 公斤；

(d) 不载人。

TD.5 可接受的符合性方法

(a) 申请人应采用局方可接受的符合性方法表明对本专用条件的符合性。

局方可接受的符合性方法包括公认标准和局方接受的其他标准。

(b) 申请人应按局方规定的格式和方式提交符合性方法。

B 章 飞行及性能

B.1 总则

TD.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。

TD.23 经批准的运行包线

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正常和紧急情况下的安全飞行以及应急降落能力进行展示。

在明确的包线内，申请人必须考虑到环境条件，如风速、气压高度、温度、雨雪、能见度以及电磁环境和地面环境等情况。

TD.25 重量限制

(a) 最大重量。最大重量（表明符合本标准每项适用要求的最重重量）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，即表明符合本标准每项适用的结构载荷情况的最重重量；

(iii) 表明符合本标准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 TD.29 确定的空机重量；
 - (ii) 满燃油状态下可用燃油的总重量；
 - (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（表明符合本标准每项适用的要求的最轻重量）

必须这样制定：

(1) 不大于按 TD.29 确定的空机重量加上在最大连续功率下工作半小时所需要的燃油量；

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

TD.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 TD.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。

TD.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) 不可用燃油（按 TD.959 确定）；
- (3) 全部无人直升机工作液体，包括：
 - (i) 滑油；
 - (ii) 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。

TD.33 旋翼转速和桨距限制

(a) 旋翼转速限制。旋翼转速范围必须这样制定：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，并与所使用的调速功能或同步功能的类型相协调。

(b) 正常的旋翼高桨距限制（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旋翼转速明显低于批准的最小旋翼转速，必须用适当的措施将旋翼的不安全转速警告远程机组。

(c) 旋翼低转速警告。必须有满足下述要求的旋翼低转速警告指示：

(1) 在所有飞行状态，当旋翼的转速接近于可能危及飞行安全值时，必须向远程机组提供警告指示；

(2) 可以通过便携地面站提供警告；

(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。仅用要求远程机组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远程机组在修正低转速状态之前手动清除音响警告。

B.2 性能

TD.45 总则

(a) 除非另有规定，在静止空气和标准大气（海平面）条件下，必须满足本章性能要求。

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

(c) 可用功率必须相对应于发动机功率（不能超过批准功率）减去在特定环境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%RH 的基础上。

TD.49 最小使用速度时的性能

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：

- (a) 起飞功率；
- (b) 与正常起飞程序相一致的高度上。

TD.51 起飞

(a) 以起飞功率和转速并以最临界重心起飞，不得要求特殊的远程机组驾驶技术或特别有利的条件。

(b) 本条 (a) 必须在申请合格审定的高度和重量范围，以及起飞时远离远程机组的最大距离内满足。

TD.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。

TD.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，没有侧翻、前翻、地面打转、前后振动（海豚运动），不需特殊操控技巧或特别有利的条件，进场或下滑速度由申请人选定。

(b) 本条 (a) 必须在申请合格审定的高度和重量范围，以及着陆时远离远程机组的最大距离内满足。

TD.79 极限速度高度包线

如果存在高度与前飞速度(包括悬停)组合，在动力丧失的情况下不能应急

迫降，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）：

（a）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海拔高度 2100 米，取小者；

（b）重量。从最大重量（海平面）至本条（a）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.2 飞行特性

TD.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；

（b）任何可能的使用情况下，不要求特殊的操控技巧和能力，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过渡到任何其它飞行状态。

TD.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）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）；

(b) 飞行控制系统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) 有动力。

(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，能够接近地面进行相应的任何机动飞行，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和着陆高度或海拔 2,100 米（7,000 英尺），取小值。

TD.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远程机组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，且具有与预定轨迹超调后减小偏离的阻尼特性。

(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。

B.3 地面操作特性

TD.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 结构

C.1 总则

TD.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、地面载荷必须与无人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。

TD.303 安全系数

失效后可能引起危险或灾难性破坏的每一结构，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。其它结构的安全系数不能小于 1.25。

TD.305 强度和变形

(a) 结构必须能承受限制载荷而无有害的变形。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；或者

(3) 可靠的分析。

TD.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) 操纵系统的操作试验。

TD.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) 有动力时旋翼转速范围；
- (c) 在本条 (b) 规定的范围内，对应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。

C.2 飞行载荷

TD.321 总则

(a) 必须假定飞行载荷系数垂直无人直升机的纵轴，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。

TD.337 限制机动载荷系数

无人直升机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：

(a) 需用分析或飞行试验表明超过所选取系数的可能性很小；

(b) 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。

TD.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旋翼前进比的每个临界机动情况，此前进比是无人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 为沿飞行航迹的空速，米/秒；

α 为桨距不变轴在对称平面上的投影和飞行航迹垂线间的夹角，弧度，轴指向后为正；

Ω 为旋翼的角速度，弧度/秒；

R 为旋翼半径，米。

TD.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。

TD.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) 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，无人直升机作无偏航非加速飞行时：

(1) 将旋翼舵机突然移动到飞行控制系统限定的最大伸长量；

(2) 达到终侧滑角或 90° ，二者中取小值；

(3) 将旋翼舵机按照 (b) (1) 的要求回到中立位置。

(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，无人直升机作无偏航非加速飞行时：

(1) 将旋翼舵机突然移动到飞行控制系统限定的最大伸长量；

(2) 在 V_{NE} 或 V_H 中较小的速度下，达到终侧滑角或 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) 将旋翼舵机按照 (c) (1) 的要求回到中立位置。

TD.361 发动机扭矩

发动机限制扭矩不得小于最大连续功率下的平均扭矩乘以系数 2.0。

C.3 操纵面和操纵系统载荷

TD.391 总则

各固定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 TD.395 和 TD.427 的要求。

TD.395 操纵系统

(a) 动力系统的操纵系统零件必须设计成能承受由油门舵机产生的最大力和扭矩。

(b) 飞行操纵系统及其支撑结构，可以承受平衡旋翼系统铰链力矩产生的最大力和扭矩。

TD.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.4 地面载荷

TD.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无人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。

TD.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, 无人直升机必须按限制载荷系数设计。此系数不小于 TD.725 中所证实的限制惯性载荷系数。

TD.501 地面受载情况: 滑橇式起落架

(a) 总则

装有滑橇式起落架的无人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 TD.471 与 TD.473 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 TD.725 条规定的 1.5 倍；
- (ii) 所假定的旋翼升力不大于 TD.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无人直升机，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无人直升机，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无人直升机，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无人直升机，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，无人直升机必须按下述地面反作用力设计。

(1) 与无人直升机纵轴向上、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无人直升机的连接件。

(2) 水平着陆姿态的无人直升机，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无人直升机的连接件；
- (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。

C.5 主要部件要求

TD.547 旋翼结构

- (a) 每个旋翼组件（包括旋翼桨毂和桨叶）必须按本条规定设计。
- (b) 旋翼结构必须设计成能承受 TD.337 至 TD.341 规定的临界飞行载荷。
- (c) 旋翼结构必须设计成能承受在正常运行中预期的任何临界情况下的载荷。
- (d) 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 TD.361 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。

TD.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 TD.337 至 TD.341 条中规定的临界载荷；
 - (2) 在 TD.471，TD.473 和 TD.501 中规定的适用的地面载荷；
 - (3) 在 TD.547 (c) 和 (d) 中规定的载荷。
- (c) 必须考虑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。

C.6 疲劳评定

TD.571 结构的疲劳评定

无人直升机结构的每一部分（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，保证在给定的使用寿命期限内，无人直升机结构在疲劳载荷作用下发生疲劳破坏的概率极小。疲劳评定必须使用：

（a）分析和试验的方法，必须确定可能破坏的部位，载荷谱必须和使用中预期的同样严重（包括地-空-地循环），疲劳评定的载荷和应力须通过可靠的：

- （1）分析计算，或；
- （2）试验，或；
- （3）试飞，或；
- （4）经验数据。

（b）或飞行试验的方法，飞行谱必须和使用中预期的同样严重，包括地-空-地循环。

D 章 设计和构造

D.1 总则

TD.601 设计

- （a）无人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。

TD.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。

TD.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) 无人直升机的每种新的制造方法必须通过试验大纲予以证实。

TD.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。

TD.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。

TD.610 静电防护

防止静电的电搭接和保护措施必须符合下列要求：

- (a) 使静电荷的积聚减至最小；
- (b) 使采用了正常预防措施的人员、机务和维修人员遭到电击的危险减至最小；
- (c) 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；

- (d) 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。

TD.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。

TD.613 材料的强度性能和设计值

(a) 材料的强度性能必须以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造成强度不足的概率极小。

(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。

- (d) 建立在使用经验或试验基础上，可以选用其他材料设计值。

TD.619 特殊系数

对于每个结构零件，如果属于下列任一情况，TD.303 条所述的安全系数必须乘以 TD.623 和 TD.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，导致其强度容易有显著变化。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。

TD.623 支承系数

- (a) 除本条 (b) 规定外，每个有间隙（自由配合）并承受撞击或振动的

零件，必须有足够大的支承系数以计及正常的相对运动的影响。

(b) 对于规定有更大特殊系数的零件，不必采用支承系数。

TD.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。

TD.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。

D.2 旋翼

TD.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。

TD.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。

D.3 操纵系统

TD.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。

TD.673 飞行操纵系统

飞行操纵系统是用来直接操纵无人直升机的俯仰、横滚、偏航和垂直运动的系统。

TD.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。

TD.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。

TD.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和安装成能防止因货物、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) 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拉系统接头取 3.33；

(2) 对于钢索系统接头取 2.0。

(e) 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。

D.4 旋翼传动系统

TD.703 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旋翼自动脱开的装置。

(b) 旋翼传动系统是指将功率从发动机传到旋翼毂所必需的各部件，包括减速器、作动器、皮带传动组件，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。

TD.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。试验必须在无人直升机上进行，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无人直升机试验中的条件，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，旋翼操纵机构必须置于产生最大纵向周期变距的位置。

(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。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。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, 必须完成旋翼纵向、横向的全周期操纵各 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。

TD.709 附加试验

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

TD.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飞行手册允许的转速范围, 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。

D.5 起落架

TD.723 减震实验

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 TD.725 条和 TD.727 条规定的试验来验证，或通过有试验支撑的分析进行验证。这些试验必须用完整的无人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。

TD.725 限制落震试验

限制落震试验必须按下列规定进行：

(a) 落震高度可以通过对飞行控制系统可控制的最大着陆接地速度进行评估，同时结合试验进行验证，可以按申请人声明的高度进行落震试验，并获得局方认可。

(b) 如果考虑旋翼升力的话，则必须把第 TD.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：

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

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）。

TD.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 TD.725 条（a）规定值的 1.5 倍；

（b）旋翼升力，其考虑方式类似于第 TD.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，可以屈服。当起落架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无人直升机结构撞击着陆地面，即视为起落架发生破坏。

D.6 其他

TD.871 水平测量标记

必须在地面为无人直升机设置调水平的基准标记。

E 章动力装置

E.1 总则

TD.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。

TD.903 发动机

发动机应满足局方可接受的标准和安全水平。

E.2 燃油系统

TD.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。

(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。

TD.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。

TD.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。

TD.965 燃油箱试验

每个油箱壁支承于直升机结构的非金属油箱，必须承受 14 千帕的压力试验而不损坏或渗漏。

TD.973 燃油箱加油口接头

(a) 油箱加油口接头必须位于机舱外面。必须防止燃油进入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，加油口盖上可以有小的开口用于通风或作为油量计的通路。

TD.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或地面运行期间出现翻转时，燃油通过通气口溢出流到点火源的燃油减至最少。

E.3 燃油系统部件

TD.977 燃油滤

燃油箱出油口至燃油喷射器之间必须装有燃油滤。

TD.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。

E.4 滑油系统

TD.1011 总则

(a) 滑油系统应能确保每个系统能够正常工作。

(b) 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。

TD.1013 滑油箱

(a) 每个滑油箱必须满足 TD.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) 滑油液面高度易于检查。

(c) 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。

TD.1015 滑油箱试验

每个金属滑油箱，能承受 35 千帕的压力且不渗漏。

TD.1017 滑油导管和接头

(a) 滑油导管必须满足 TD.993 条关于燃油系统的要求。

(b) 通气管路和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。

E.5 冷却系统

TD.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) 必须用试验表明满足本条 (a) 的要求。

TD.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°C。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。

E.6 进气系统

TD.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，必须能够供给发动机所需的空气量。

E.7 排气系统

TD.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。

TD.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。

E.8 动力装置的操纵机构和附件

TD.1165 发动机点火系统

必须有快速切断所有点火电路的措施。

E.9 动力装置防火

TD.1183 防火

(a) 可燃液体的放油管和通气管、输油管必须避开排气系统高温区。

(b) 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，具有防火的措施。

F 章 系统和设备

F.1 总则

TD.1301 功能和安装

无人直升机系统所安装的每项设备和系统必须符合下列要求：

- (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。

TD.1303 飞行设备

飞行设备应为飞行控制与管理系统和便携地面站提供数据，至少应包括空速指示设备、静压设备、导航设备。

TD.1305 动力装置监测设备

(a) 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，其设计应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）。

- (b) 至少有一个转速或其等效指示来监控下列装置的转速：

- (1) 旋翼；
- (2) 发动机。

TD.1307 其它设备

无人直升机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；
- (c) 一个总开关。

TD.1309 设备、系统和安装

(a) 凡无人直升机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) 无人直升机系统任何设备、系统及安装，必须设计成在发生可能的故障或失效时，将对无人直升机危害减至最小。

(c) 必须及时向便携地面站提供系统的不安全工作条件信息，以便使远程机组采取适当的纠正动作。如果需要远程机组立即反应，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远程机组失误。

TD.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（空速）等于或大于 37 千米/小时（20 节）的飞行中进行校准。

TD.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。

F.2 飞行控制与管理系统和设备

TD.1337 总则

无人直升机应配备一套飞行控制与管理系统，该系统能够在规定环境中保

持无人直升机的安全控制水平，以满足成功执行任务所需的要求。飞行控制与管理系统设计必须符合以下要求：

(a) 应考虑自动控制的要求，以满足 B 章的飞行性能要求；

(b) 飞行控制与管理系统包括飞控计算机、伺服系统及系统控制必需的其他部件，用于对姿态、速度和飞行轨迹的控制。

TD.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：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：这种模式下，远程机组可发送外部环路的指令控制无人直升机，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，远程机组应通过试飞来证明人工控制是安全的。

(b) 不同控制方式间应平滑切换，保证无人直升机状态稳定，无异常；

(c) 飞行控制与管理系统对机动性能进行限制，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，远程机组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必须在飞行的整个过程中具有重要监控参数和控制参数的数据回传便携地面站的能力；必须具备自我检测能力，并将故障或警告实时传输至便携地面站；

(f) 当无人直升机具备自动起飞和自动着陆功能时，应满足以下要求：

(1) 自动起飞或自动着陆模式启动后，远程机组可通过指挥和控制数据链

或目视方式实时监控整个过程，并在出现故障时随时进行人工干预；

(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。

(g) 具备在所有运行条件下将无人直升机控制在指定区域的能力。

TD.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，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；

(a) 飞控计算机直接向飞行控制与管理系统的伺服系统发送飞行控制和发动机控制指令；

(b) 飞控计算机可对无人直升机相关设备进行管理并发送控制指令。

TD.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，应通过冗余、旁通等设计措施，降低卡阻、变形等带来的安全影响；

(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 TD.395 操纵系统和 TD.427 非对称载荷的要求；

(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扭矩；

(d) 伺服系统必须设计成能够承受在正常使用中所能获得的最大载荷：

(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成能够防止卡阻、摩擦和干扰。

TD.1342 飞行记录

(a) 具备飞行数据记录功能；

(b) 飞行数据记录功能应满足下列要求：

(1) 数据记录器应记录无人直升机当前的飞行模式切换信息、任务调度与管理信息、飞行阶段管理信息、航线与航路点的加载与管理信息、导航信息及故障监测信息等关键信息或关键信息的适用组合；

(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；

(5) 数据记录器应能保留运行过程中至少最后 2 小时所记录的信息。

TD.1345 导航设备

导航设备应具有导航余度或恢复模式，在出现卫星拒止等情况下，导航系统应具备保障无人直升机安全回收的能力。

F.3 电气系统和设备

TD.1351 电气系统和设备

(a) 电气系统容量

电气系统必须符合其预定的用途。此外，还需满足如下规定：

(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;

(c) 发电系统

如果采用发电机向安全运行所必需的负载电路供电, 则发电机应满足以下要求:

(1) 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套发电系统的输出电压调整在额定范围之内;

(3) 发电系统发生故障时, 必须立即向无人直升机远程机组提供告警。

(4) 具有措施向远程机组指示发电系统安全运行所必须的系统参量, 如发电系统的输出电压或电流等。

(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或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, 当发电机失效时, 无人直升机系统能够安全运行, 直至其按照 TD.1412 完成应急降落程序。

TD.1353 蓄电池的设计和安装

(a) 每个蓄电池必须按照本条的规定设计和安装。

(b) 在任何可能的充电和放电状态下，单体蓄电池的温度和压力必须保持在安全范围之内。当蓄电池（在预先完全放电之后）在下列情况下重新充电时，蓄电池的内部温度不得有危害本体安全的升高：

- (1) 以调定的最大电压和电流；
- (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使用及安装的经验或通过试验来表明对本条(b)的符合性。

TD.1357 电路保护装置

(a) 除下列情况之外的电路中均须安装保护装置，例如断路器或熔断器等：

- (1) 起动电动机的主电路；
- (2) 不装电路保护装置，不会有危险的电路或更利于飞行安全的电路。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其它电路。

TD.1361 电气负载卸载

在紧急情况下，允许无人直升机对不影响飞行安全的设备进行电气卸载。

TD.1363 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。

TD.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。

F.4 灯

TD.1384 外置光源

需要夜间飞行的无人直升机应至少安装闪烁的航行灯。

F.5 应急情况

TD.1412 应急降落能力

(a) 无人直升机系统必须集成有应急降落能力，包括：

(1) 依据便携地面站指令或机载系统而执行的应急降落程序，使无人直升机能够进入预定的无人居住紧急着陆区域；

(2) 无人直升机的应急降落能力必须能应对以下场景：丧失指令和控制链路、丧失发电机发电能力；

(b) 应急降落能力必须有保护措施，以防止其因误操作使用引发的干扰。

TD.1414 应急迫降

当无人直升机因故障无法在预期的着陆点正常着陆，如动力丧失等，无人直升机应能以自动或人工介入的方式，执行应急迫降程序，此时无人直升机可能发生损毁，但应尽量减小对地面人员和财产的危害。

F.6 其他设备

TD.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和环境协调兼容。

TD.1481 有效载荷

(a) 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，应确定无人直升机可接受有效载荷的尺寸、重量、重心、功率、数据传送及安装限制，并体现在飞行手册中。

(b) 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。

(c) 有效载荷数据和控制指令的处理和传送应独立于飞控计算机。

G 章 使用限制和资料

TD.1501 总则

(a) 必须制定 TD.1503 至 TD.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 TD.1541 至 TD.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远程机组使用。

TD.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。

TD.1505 不可超越速度

必须制定有动力不可超越速度 V_{NE} 。

TD.1509 旋翼转速

必须制定有动力时旋翼最小转速。

TD.1519 重量和重心

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

TD.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。

TD.1523 远程机组

应当考虑下列因素，以规定远程机组安全操控系统所需能力，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；
 - (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 TD.1525 核准的运行场景。

TD.1525 运行场景

无人直升机经批准的运行场景是将其作为合格审定的一部分并根据所装设备来制定。

TD.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。

TD.1529 持续适航文件

- (a) 应当按照本专用条件附录 A 编制可被局方接受的持续适航文件。
- (b) 如果有计划保证在交付第一架无人直升机系统或颁发适航证之前，完成持续适航文件，则这些持续适航文件在颁发型号合格证时可以是不完备的。

G.1 标记和标牌

TD.1541 总则

- (a) 无人直升机必须具有：

- (1) TD.1557, TD.1565 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, 为保障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地面控制站的合适位置。
- (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显示系统上使用的计量单位相同。

TD.1557 其它标记和标牌

- (a) 挂载点和配重位置: 每个挂载点以及每一配重位置必须具有标记或标牌, 说明按装载要求需要对装载物作出的任何限制, 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。
 - (2) 必须在滑油加油口盖上或其近旁标记“滑油”字样;
- (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。

TD.1565 旋翼桨叶

所有旋翼桨叶必须有标记, 以便在正常昼间地面条件下, 可清晰地看到其桨盘。

G.2 飞行手册和批准的手册资料

TD.1581 总则

(a) 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) TD.1583 至 TD.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。

(b) 需批准的资料在 TD.1583 至 TD.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局方可接受的方式呈现。

(d) 手册中使用的计量单位必须与显示系统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。

TD.1583 使用限制

(a) 空速和旋翼限制，必须提供便携地面站上空速和旋翼转速限制的资料，并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) TD.1521 要求的限制；
- (2) 对限制的解释（当需要时）；
- (3) 对发动机的燃油/滑油牌号。

(c) 重量和载重分布必须提供 TD.25 和 TD.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) 运行场景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场景，包括按照 TD.23 要求经批准的使用包线。

(e) 高度必须提供按 TD.1527 制定的高度和限制因素说明。

TD.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 TD.1505 制定 V_{NE} 的无人直升机，必须提供解释 V_{NE} 的资料；
- (c) 必须提供关于每个油箱可用燃油总油量的资料。

TD.1587 性能资料

(a) 无人直升机必须提供按 TD.51 至 TD.79 和 TD.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 TD.1412 和 TD.1414 的要求而预先定义了应急着陆区域，则应提供性能数据，以保证远程机组能够使无人直升机能够到达 TD.563 定义的合适的预先定义的应急着陆区域。

(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起降，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 TD.1041、TD.1043 相应最高大气温度的资料；

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

TD.1589 装载资料

如按 TD.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

TD.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 数据链路

TD.1601 总则

无人直升机系统应当包括用于指挥、控制、通信和监视无人直升机的数据链路，且满足以下要求：

- (a) 从地面控制站向无人直升机（上行链路）传送指挥、控制和通信数据；
- (b) 从无人直升机向地面控制站（下行链路）传送监视和通信数据；
- (c) 数据链路的工作频段应使用合法的无线电频率；
- (d) 应在飞行手册中规定保证数据链路功能的运行限制要求。

TD.1603 数据链路性能

- (a) 无人直升机的预期运行范围应处于数据链路覆盖范围内，且数据链路应具备充足的链路和带宽预算。
- (b) 数据传输速率应当满足指挥、控制、通信和监视数据的传输要求。

TD.1605 数据链路状态

- (a) 无人直升机系统应对数据链路的工作状态进行监视，并将状态信息在便携地面站上显示。
- (b) 数据链路发生影响飞行安全的性能降级时，应在便携地面站有效提示。

TD.1607 数据链路异常处置程序

无人直升机系统应当建立数据链路异常处置程序，并按要求纳入飞行手册中。

TD.1609 数据链路丧失

- (a) 无人直升机系统在数据链路丢失时应自动启动数据链路重连过程，且该过程不应影响无人直升机飞行产生不利影响。
- (b) 无人直升机应具备链路丢失情况下保持电子围栏有效且自动返航飞行

的能力，并能根据无人直升机的状态合理处置。

(c) 对于任何完全失去数据链路的情况，应有清晰明确的视觉警告。

TD.1611 数据链路延迟

(a) 根据所有相关条件，飞行手册中应规定数据链路中的时间延迟。

(b) 数据链路延迟不应影响便携地面站实现对无人机指挥、控制、通信和监视的要求。

(c) 在预期的运行条件下，数据链路的延迟不得导致无人直升机不安全的状况。

TD.1613 电磁抗干扰和电磁兼容性

(a) 应当通过设计措施来避免电磁干扰对数据链路产生不利的影

(b) 数据链路受到电磁干扰时，不应对指挥、控制、通信和除任务载荷通信以外的数据传输产生不利的影

TD.1615 数据链路切换

(a) 在相同的地面控制站内，将无人直升机的指令与控制从一个数据链路频道转移到另外一个频道的操作被称为“切换”。

(b) 数据链路的切换不应导致不安全的情况。

(c) 链路的切换不应影响地面控制站对无人直升机重要飞行参数的发送和接收。

TD.1617 数据链路安保

(a) 应防止通过数据链路使无人直升机系统受到未经授权的接入和控制。

(b) 应确保数据链路不因恶意攻击影响飞行安全。

(c) 安全风险和漏洞应在起飞前或飞行中能被识别、评估和缓解。

I 章 地面控制站

TD.1701 地面控制站总则

无人直升机系统的地面控制站是指在地面指挥、控制、通信和监视无人直

升机的系统或设备，包含便携地面站和遥控器。其设计应当满足以下要求：

(a) 配置、性能及可靠性能够保证无人直升机远程机组在地面控制站预期的使用环境中完成对无人直升机的指挥、控制和监视；

(b) 无人直升机地面控制站内的系统和设备应当能执行其预定的功能；

(c) 当地面控制站发生影响其监视和控制功能的故障时，每个地面控制站的设计应具备有效的处置措施，且不对无人直升机飞行安全产生不利影响；

(d) 必须在无人直升机系统飞行手册中对可能影响飞行安全的地面控制站重要物理参数予以说明；

(e) 最大程度降低人为因素影响飞行安全的可能性；

(f) 便携地面站设置登录权限，避免权限之外的人员对无人直升机飞行安全产生不利影响。

(g) 摆放和布置应确保每个控制操作有足够的空间且不受限制

(h) 应合理分配远程机组任务，且地面控制站席位的布局及安装合理，保证远程机组正常使用时不需要过多的体力、技能、警觉性，不应因操作地面控制站产生过度疲劳。

TD.1703 地面控制站工作环境

应通过设计措施保证，地面控制站的工作环境满足以下要求：

(a) 能保证地面控制站设备或运行平台正常运行，并向远程机组提供良好的操作环境；

(b) 地面控制站设备或软件运行平台具备可靠的电源供应。

TD.1705 飞行计划选择与执行

无人直升机按照飞行计划自动飞行。便携地面站作为飞行计划的选择和执行工具，其设计应保证：

(a) 应具有确定无人直升机飞行范围的功能；

(b) 航线的选择是容易辨识、操作且不易发生错误的；

(c) 在飞行过程中对航线的修改、检查和装订，不应对飞行安全产生不利影响。

TD.1707 地面控制飞行

远程机组在对无人直升机进行直接的指令和控制飞行时，应保证：

(a) 易于使用；

(b) 不易误操作；

(c) 地面控制飞行时，输入的指令和控制信息应限定在无人直升机飞行包线内；

(d) 地面控制站内不同的控制设备，应明确定义优先层级，且不产生指令冲突或危险情况。

TD.1709 便携地面站显示

(a) 应当显示重要的无人直升机系统信息，例如飞行、导航数据、动力装置重要数据等。

(b) 所有信息应当按照要求或远程机组可选择的方式进行清晰布局并良好可见，信息的精度应当满足任务要求。

(c) 部分非全时显示的数据，其显示不应对便携地面站正常功能或远程机组产生不利影响。

(d) 数据显示的刷新频率和数据延迟应当满足安全运行要求。

(e) 能够观测关键参数的变化趋势，如滚转角、俯仰角、航向角、油门、总距等。

TD.1711 便携地面站告警信息

(a) 涉及无人直升机系统运行不安全状态的信息应当及时提供给远程机组，以便采取纠正措施。这些信息应当足够清晰以避免可能的人为差错。

(b) 应能通过便携地面站对无人直升机系统的重要工作参数进行监视，并对异常参数产生告警，告警信息应进行分级显示。

(c) 对于重要故障和告警信息的指示，在界面上应明显易辨识，且应提供

音响警告。

(d) 当无人直升机不能完成飞行计划时，应当在便携地面站上显示并产生告警。

TD.1713 便携地面站数据记录和存储

(a) 应当对无人直升机系统运行的重要信息进行记录。

(b) 记录数据使用的时间基准应当与无人直升机系统的时间基准同步。

(c) 应提供能够读取数据记录的功能。

(d) 数据记录器的存储能力必须与审定的无人直升机最长续航时间兼容。

TD.1715 其他功能

(a) 地面控制站除飞行执行、监视和控制外的其他功能，不对无人直升机飞行安全产生不利影响；

(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。

附录 A 持续适航文件

A.TD.1 总则

(a) 本附录规定 TD.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.TD.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.TD.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) 无人直升机组成和安装（包括发动机、旋翼和设备）的说明。

(3) 说明无人直升机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发动机、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，如果申请人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，则申请人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，申请人必须提交一份包含无人直升机持续适航性所需检查频数和范围的检查大纲。

(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查资料。

(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) 提供按规定要在特定部位进行特种检查（包括射线和超声检验）的详细资料。

(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.TD.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 TD.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：“本适航限制章节已经中国民用航空局批准，规定了涉及民航管理的规章有关维修和运行的条款所要求的维修内容，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。”

附录 2 《专用条件/豁免反馈意见表》

专用条件/豁免反馈意见表

类别	<input checked="" type="checkbox"/> 专用条件 <input type="checkbox"/> 豁免
征求意见稿编号	SC-
航空产品型号	TD550D
相关的适航规章和/或环保要求	
意见或建议	
姓名： _____ （印刷体） _____ （签名）	
电话： _____ 传真： _____ 电子邮箱： _____	
通信地址： _____	
日期： _____	

表-21-145-2023