Doc 9625
AN/938

飞行模拟训练设备鉴定标准手册

第II卷 — 直升机

经秘书长批准并由其授权出版

第一版 — 2012年

国际民用航空组织

Doc 9625
AN/938

飞行模拟训练设备鉴定标准手册

第II卷 — 直升机

经秘书长批准并由其授权出版

第一版 — **2012**年

国际民用航空组织

国际民用航空组织分别以中文、阿拉伯文、英文、法文、俄文和西班牙文版本出版
999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

订购信息和经销商与书商的详尽名单，
请查阅国际民航组织网站 www.icao.int。

Doc 9625 号文件 —《飞行模拟训练设备鉴定标准手册》
第 II 卷 — 直升机
订购编号：9625-2
ISBN 978-92-9249-535-0

© ICAO 2014

保留所有权利。未经国际民用航空组织事先书面许可，不得将本出版物的任何部分复制、存储于检索系统或以任何形式或手段进行发送。

修订

《国际民航组织出版物目录》的补篇中公布了各项修订；在国际民航组织网站 www.icao.int 上有本目录及其补篇。以下篇幅供记录修订之用。

修订和更正记录

修订		
编号	日期	换页人

更正		
编号	日期	换页人

目 录

页

前言…… (xi)

致谢…… (xiii)

介绍性材料…… (v)

第 I 部分 源自训练任务的飞行模拟要求…… I-(i)

第 1 章 术语和缩略语…… I-1-1

第 2 章 第 II 卷的内容 …… I-2-1

第 3 章 飞行模拟训练设备鉴定标准的确定过程 …… I-3-1

第 4 章 执照或训练类型…… I-4-1

第 5 章 训练任务…… I-5-1

第 6 章 飞行模拟训练设备模拟特性 …… I-6-1

第 7 章 模拟特性逼真度等级 …… I-7-1

第 8 章 训练和熟练性训练 …… I-8-1

第 9 章 参考资料和相关的阅读材料 …… I-9-1

附录 A 训练任务与训练/执照类型矩阵…… I-App A-1

1. 引言…… I-App A-1
2. 训练任务与训练/执照类型矩阵 …… I-App A-2

附录 B 飞行模拟训练设备汇总矩阵…… I-App B-1

1. 汇总矩阵…… I-App B-1
2. 飞行模拟训练设备汇总矩阵理解指导…… I-App B-2

附录 C 飞行模拟训练设备主矩阵 …… I-App C-1

附篇 A 故障和非正常操作…… I-Att A-1

附篇 B 多人制机组合作训练要求…… I-Att B-1

页

第 II 部分　飞行模拟训练设备标准…… II-(i)

第 1 章　术语表、缩略语和单位…… II-1-1

1.1 术语表…… II-1-1
1.2 缩略语与单位…… II-1-9

第 2 章　引言…… II-2-1

2.1 目的…… II-2-1
2.2 背景…… II-2-1
2.3 相关阅读材料…… II-2-3
2.4 飞行模拟训练设备鉴定…… II-2-4
2.5 飞行模拟训练设备鉴定测试…… II-2-4
2.6 鉴定测试指南（QTG）…… II-2-6
2.7 主鉴定测试指南（MQTG）…… II-2-10
2.8 电子版鉴定测试指南（eQTG）…… II-2-10
2.9 质量管理系统和构型管理…… II-2-10
2.10 鉴定类型…… II-2-10
2.11 鉴定的实施…… II-2-11
2.12 将 Doc 9625 号文件第 II 卷纳入管理框架…… II-2-13
2.13 对本手册的未来更新…… II-2-13
2.14 鉴定手册…… II-2-13

附录 A　飞行模拟训练设备（FSTD）要求 …… II-App A-1

引言…… II-App A-1
1. 要求 — 驾驶舱布局和结构…… II-App A-2
2. 要求 — 飞行模型…… II-App A-11
3. 要求 — 地面反作用和操作特性…… II-App A-15
4. 要求 — 直升机系统（按 ATA 章节）…… II-App A-19
5. 要求 — 飞行操纵装置和操纵力…… II-App A-24
6. 要求 — 声音提示…… II-App A-27
7. 要求 — 视景显示提示…… II-App A-30
8. 要求 — 振动提示…… II-App A-40
9. 要求 — 运动提示…… II-App A-44
10. 要求 — 环境 — 导航…… II-App A-48
11. 要求 — 环境 — 大气和天气…… II-App A-51
12. 要求 — 环境 — 着陆区和地形…… II-App A-57
13. 要求 — 环境 — 空中交通管制…… II-App A-66
14. 要求 — 其他…… II-App A-77

附录 B　飞行模拟训练设备验证测试…… II-App B-1

1. 引言…… II-App B-1
2. 测试要求…… II-App B-2
3. 验证测试信息…… II-App B-5
3.1 预留…… II-App B-5
3.2 操纵动态特性…… II-App B-5
3.3 地面效应…… II-App B-10

页

3.4 工程模拟验证数据…… II-App B-10
3.5 运动系统…… II-App B-11
3.6 视景系统…… II-App B-16
3.7 声音系统…… II-App B-21
4. 飞行模拟训练设备验证测试表…… II-App B-25

附录 C 功能和主观测试…… II-App C-1

1. 引言…… II-App C-1
2. 测试要求…… II-App C-1
3. 功能和主观测试表…… II-App C-4

附录 D Doc 9625 文件（飞行模拟训练设备鉴定标准手册）的未来更新…… II-App D-1

1. 引言…… II-App D-1
2. 流程…… II-App D-1
3. 流程图…… II-App D-1

附篇 A 新型直升机飞行模拟训练设备的鉴定…… II-Att A-1

附篇 B 工程模拟验证数据…… II-Att B-1

1. 背景…… II-Att B-1
2. 关于使用工程模拟验证数据的批准指南…… II-Att B-1

附篇 C 验证测试容差…… II-Att C-1

1. 背景…… II-Att C-1
2. 工程验证数据的测试容差…… II-Att C-2

附篇 D 验证数据路线图…… II-Att D-1

附篇 E 附加或备用发动机或航空电子设备验证数据指导原则…… II-Att E-1

1. 背景…… II-Att E-1
2. 鉴定测试指南中针对附加发动机装置鉴定的指导原则…… II-Att E-1
3. 鉴定测试指南中针对备用航空电子设备鉴定的指导原则…… II-Att E-3
4. 针对备用发动机装置和航空电子设备系统的验证数据要求指导原则…… II-Att E-3

附篇 F 频域运动提示系统性能测试…… II-Att F-1

1. 背景…… II-Att F-1
2. 客观运动提示测试程序…… II-Att F-4
3. 输入振幅…… II-Att F-5
4. 客观运动提示测试矩阵…… II-Att F-7
5. 客观运动提示测试描述…… II-Att F-8
6. 结果的提交…… II-Att F-9
7. 符号和参考系…… II-Att F-10

页

附篇 G 传输延迟和滞后测试…… II-Att G-1

1. 背景…… II-Att G-1
2. 传输延迟…… II-Att G-2
3. 滞后…… II-Att G-4

附篇 H 定期鉴定 — 验证测试数据的提供 …… II-Att H-1

1. 背景…… II-Att H-1
2. 定期鉴定测试结果提交…… II-Att H-1

附篇 I 非特定型别飞行模拟训练设备的设计和鉴定指导 …… II-Att I-1

1. 背景…… II-Att I-1
2. 设计标准…… II-Att I-1
3. 测试和评定 …… II-Att I-2

附篇 J 国家航空局的规章修订对现有直升机飞行模拟训练设备数据包的适用性 …… II-Att J-1

1. 总则…… II-Att J-1
2. 使用印迹测试的建议…… II-Att J-2

附篇 K 飞行模拟训练设备平视显示器（HUD）的鉴定指导…… II-Att K-1

1. 适用性…… II-Att K-1
2. 飞行模拟训练设备/平视显示器标准 …… II-Att K-1
3. 客观测试…… II-Att K-1
4. 主观测试…… II-Att K-2

附篇 L 飞行模拟训练设备增强型飞行视景系统（EFVS）鉴定指导 …… II-Att L-1

1. 背景…… II-Att L-1
2. 增强型飞行视景系统分类…… II-Att L-1
3. 受影响的模拟特性…… II-Att L-3
4. 关于模拟特性所受影响的指导…… II-Att L-4

附篇 M 飞行程序训练器评估指导…… II-Att M-1

1. 引言…… II-Att M-1
2. 要求…… II-Att M-1

附篇 N 飞行操纵系统动态特性评定的替代参照线评定方法 …… II-Att N-1

1. 背景…… II-Att N-1
2. 替代参照线…… II-Att N-1
3. 容差…… II-Att N-3

附篇 O 空中交通管制环境指导 …… II-Att O-1

页

附篇 P 振动指导…… II-Att P-1

1. 背景…… II-Att P-1
2. 使用六自由度振动系统产生振动的局限…… II-Att P-1
3. 专用三自由度振动平台的优势…… II-Att P-2

附篇 Q 移动式飞行模拟训练设备…… II-Att Q-1

1. 背景…… II-Att Q-1
2. 移动式飞行模拟训练设备的鉴定方案…… II-Att Q-1

附篇 R 视景显示系统视场和显示方法指导…… II-Att R-1

1. 适用范围…… II-Att R-1
2. 视场要求…… II-Att R-1
3. 显示方法…… II-Att R-1
4. 确定显示方法的标准…… II-Att R-3
5. 总结…… II-Att R-4
6. 其他考虑因素…… II-Att R-5

第 III 部分 飞行模拟特性和逼真度等级标准 …… III-(i)

第 1 章 术语、缩略语和单位 …… III-1-1

第 2 章 引言…… III-2-1

2.1 目的…… III-2-1
2.2 背景…… III-2-1
2.3 相关阅读材料…… III-2-3
2.4 飞行模拟训练设备鉴定…… III-2-4
2.5 飞行模拟训练设备鉴定测试…… III-2-4
2.6 鉴定测试指南（QTG）…… III-2-4
2.7 主要鉴定测试指南（MQTG）…… III-2-4
2.8 电子版鉴定测试指南（eQTG） …… III-2-4
2.9 质量管理系统和构型管理…… III-2-4
2.10 鉴定类型…… III-2-4
2.11 鉴定的实施…… III-2-4
2.12 Doc 9625 号文件第 II 卷在管理框架中的应用…… III-2-4
2.13 对本手册的未来更新…… III-2-5
2.14 鉴定手册…… III-2-5

附录 A 飞行模拟训练设备要求…… III-App A-1

引言…… III-App A-1
1. 要求 — 驾驶舱布局和结构…… III-App A-2
2. 要求 — 飞行模型 …… III-App A-11
3. 要求 — 地面反作用和操作特性 …… III-App A-15
4. 要求 — 直升机系统（按 ATA 章节）…… III-App A-19
5. 要求 — 飞行操纵装置和操纵力 …… III-App A-24
6. 要求 — 声音提示 …… III-App A-27

页

7. 要求 — 视景显示提示 …… III-App A-30
8. 要求 — 振动提示 …… III-App A-40
9. 要求 — 运动提示…… III-App A-44
10. 要求 — 环境 — 导航…… III-App A-47
11. 要求 — 环境 — 大气和天气…… III-App A-50
12. 要求 — 环境 —着陆区和地形…… III-App A-55
13. 要求 — 环境 — 空中交通管制…… III-App A-63
14. 要求 — 其他…… III-App A-74

附录 B 飞行模拟训练设备验证测试…… III-App B-1

附录 C 功能和主观测试…… III-App C-1

1. 引言…… III-App C-1
2. 测试要求…… III-App C-1
3. 功能和主观测试表…… III-App C-4

附录 D Doc 9625 号文件（《飞行模拟训练设备鉴定标准手册》）的未来更新…… III-App D-1

附篇 A 至 R 指导材料…… III-Att A-1

前言

本手册所论述的是飞机（第 I 卷）和直升机（第 II 卷）飞行模拟训练设备（FSTD）的使用。本手册第 II 卷中所包含的各种方法、程序和测试标准是国家航空局（NAA）、经验丰富的直升机训练机构和飞行模拟训练设备运营人及制造商所提供的经验和专业知识的结晶。

Doc 9625 号文件的编制历程

Doc 9625 号文件的第一版和第二版最初是在 20 世纪 80 年代末编制的，仅涉及能模拟各种飞行姿态的飞机模拟机。当时在旋翼机的飞行模拟设备的设计、鉴定或运行方面并没有国际公认的标准。

在 2005 年 11 月于伦敦举行的皇家航空学会（RAeS）的飞行模拟大会上，美国联邦航空局（FAA）请求皇家航空学会考虑率领一个国际工作组对载于 Doc 9625 号文件第二版中的那些技术标准进行审查，并将这些标准扩大到所有飞机和直升机的飞行模拟训练设备。

作为回应，皇家航空学会于 2006 年 3 月成立了一个国际工作组（IWG），对载于本手册第二版中的技术标准进行审查并对其进行相应扩充。该工作组还决定，需要进行一次根本性审查，以便建立必要的模拟逼真度等级来支持每种类型的驾驶员执照、鉴定、等级或训练类型所需的每种训练任务。国际工作组的目标是编制一本手册，并通过国际民航组织使该手册成为关于各种系列的飞行模拟训练设备的所有国家和国际标准的基础。

飞机国际工作组（A-IWG）的成员来自规章管理部门、驾驶员代表机构、航空公司以及训练和飞行模拟行业，他们制定了一套统一的技术标准和训练方面需要考虑的因素，这些标准和考虑因素载于 Doc 9625 号文件第三版的第 I 卷中。

直升机国际工作组（H-IWG）的成员来自行业中的类似群体，广泛吸纳规章管理部门、直升机制造商和运营人、飞行训练机构和飞行模拟行业的参与。为了在最大程度上与第 I 卷相一致，直升机国际工作组大约比飞机国际工作组晚一年开始工作，并尽可能地遵循了与飞机国际工作组一样的工作进程。

由于直升机国际工作组没有与固定翼多人制机组驾驶员执照（MPL）等效的模板可用于确定主要训练任务，该工作组编制了一个常见的训练任务清单，列在第 II 卷第 I 部分中。为了将工作的规模保持在可控的范围，排除了大部分与军事相关的训练任务，因为民用直升机运行极为广泛的性质意味着将这些任务纳入此项工作的范围是不实际的。也是由于这个原因，此项工作仅涉及直升机，并不包含斜旋翼机和其他旋翼机。最终制定的一系列技术标准和训练方面需要考虑的因素构成了 Doc 9625 号文件新增第 II 卷的内容。

致谢

国际民航组织谨对皇家航空学会及其直升机国际工作组对国际民航组织出版的本手册的编制工作做出的巨大贡献表示感谢。

介绍性材料

本手册包括两卷，每卷包含如下三个部分：

第 I 卷 —《飞行模拟训练设备鉴定标准手册 — 飞机》

第 I 部分 — 源自训练任务的飞行模拟要求
第 II 部分 — 飞行模拟训练设备标准
第 III 部分 — 飞行模拟特性和逼真度等级标准

第 II 卷 —《飞行模拟训练设备鉴定标准手册 — 直升机》

第 I 部分 — 源自训练任务的飞行模拟要求
第 II 部分 — 飞行模拟训练设备标准
第 III 部分 — 飞行模拟特性和逼真度等级标准

第 I 部分、第 II 部分和第 III 部分中的某些章节是相同的，并只出现在第 II 部分中。

确定飞行模拟要求的过程就是进行分析，以确定针对适用于各类执照和训练类型的训练、测试和检查工作需要完成的各项任务。图 1 概述了这一过程。

此过程所取得的成果是，对支持与现有驾驶员执照、资格、等级或训练类型相关的训练任务所需达到的模拟特性逼真度等级进行了界定，进而根据训练需求，确定了五个飞行模拟训练设备基本类型。因此，这些基本类型不是按照技术的复杂程度进行分类的。第 I 部分的附录 B 对这些基本类型进行了概述。有关这五个类型的鉴定标准载于第 II 部分。

第 III 部分提供了各飞行模拟特性和逼真度等级标准；它们将成为业界的执行标准，目的是：

- 使直升机飞行模拟训练设备鉴定实现国际标准化；
- 对现有直升机飞行模拟训练设备进行定制以满足现有的或将来的训练需要；和
- 设计新的直升机飞行模拟训练设备以满足现有的或将来的训练需要。

概括地说：

驾驶员执照、资格、等级或训练类型

所考虑的 10 个训练类型源自国家航空局的各种定义，在第 II 卷第 I 部分第 4 章中进行了叙述。这些训练类型是基于常见的执照类型确定的，但也包括针对运营人的训练，以考虑到此类训练在直升机行业中的重要性。还开发出一系列常见的直升机故障，以提供指导材料。

训练任务

训练任务源自通用的直升机机动动作。由于直升机国际工作组的资源有限，这些任务并不包括与军事相关的任务（与海上直升机作业相关的几个关键任务除外）。日后可能会对一些诸如此类的任务进行分析，并将分

析结果纳入第 II 卷的未来修订本中。

模拟特性

通过采取飞机国际工作组所用的方法界定了 12 项模拟特性，并将其作为描述飞行模拟训练设备任何等级的模块化材料。增加“振动”作为直升机模拟机的一项额外特征，以便考虑到这一提示对直升机驾驶员的重要性。

诸如教员操作台、诊断、更新等其他相关的飞行模拟训练设备特性包括在单独列出的特性“其他”项下，且适用于所有飞行模拟训练设备。该特性并未包含在各矩阵中，但在第 II 部分的附录 A 中进行了叙述。

逼真度等级

确定了四个模拟特性逼真度等级：

- 无或不适用（N）；
- 通用的（G）；
- 有代表性的（R）；和
- 特定的（S）。

第 II 卷第 I 部分第 3 章至第 6 章对这些等级进行了更为详尽的解释。

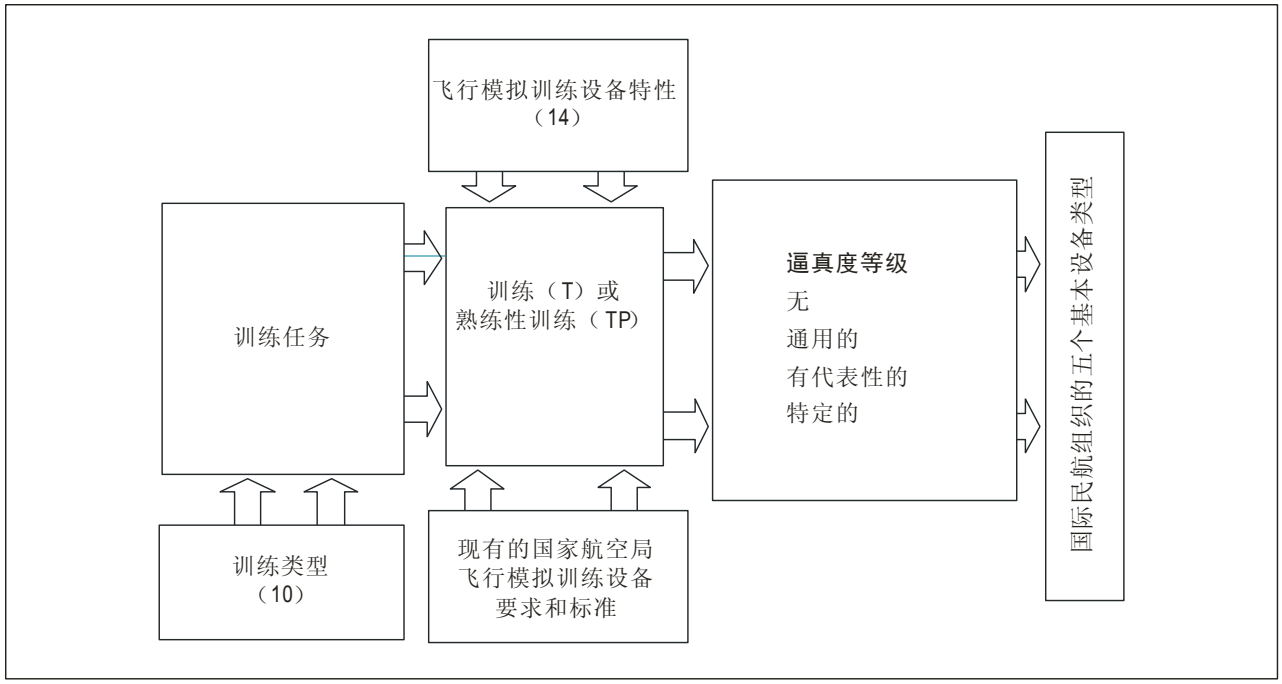


图 1　训练任务分析过程

飞行模拟训练设备鉴定标准手册

第 II 卷

直升机

第 I 部分

源自训练任务的飞行模拟要求

第 1 章

术语和缩略语

参见第 II 部分第 1 章。

第 2 章

第 II 卷的内容

2.1　第 II 卷提供了以下内容的指导：

- 飞行模拟训练设备鉴定的过程和方法；和
- 可以在鉴定合格的飞行模拟训练设备上进行部分训练或熟练性训练的训练任务。

2.2　本卷包括三个部分：

2.2.1　第 I 部分 — 源自训练任务的飞行模拟要求

第 I 部分包含对训练任务、相关的模拟特性和逼真度等级要求的分析，其中包括：

- 对在范围广泛的各项驾驶员执照、资格、等级和训练要求中考虑的各项任务的描述（见附录 A 和第 4 章）；
- 对五个飞行模拟训练设备基本示例的概述（见附录 B）；和
- 对训练任务矩阵的参照，该矩阵将根据执照或鉴定要求加以区别的每项任务与一系列模拟特性进行比照。每一模拟特性都被界定了逼真度等级，即“特定的”、“有代表性的”或“通用的”，或者不要求有特性，即“无”（参见附录 C）。

2.2.2　第 II 部分 — 飞行模拟训练设备标准

第 II 部分描述了飞行模拟训练设备的一般要求、客观附加功能及主观测试，以便对第 I 部分附录 B 中的汇总矩阵中所参照的五个业已确定的飞行模拟训练设备示例进行鉴定。

2.2.3　第 III 部分 — 飞行模拟特性和逼真度等级标准

第 III 部分描述了对各飞行模拟特性和逼真度等级的一般要求、客观附加功能及主观测试，以便能够对任何飞行模拟训练设备进行鉴定。

———————————

第 3 章

飞行模拟训练设备鉴定标准的确定过程

3.1　图 3-1 提供了步骤过程图，以便按照训练任务考虑因素确定模拟特性的逼真度等级和鉴定标准。由此制定出具体的飞行模拟训练设备鉴定测试指南（QTG）。

3.1.1　步骤 1 — 执照或训练类型。发起方依据第 4 章中所列的驾驶员执照和鉴定类型以及第 8 章中所界定的训练或检查等级确定飞行模拟训练设备的预计用途。

3.1.2　步骤 2 — 确定针对执照或训练类型的训练任务清单。

3.1.3　决定。确认第 I 部分附录 A 中所列的针对所选择的执照或训练类型的训练任务符合发起方和国家航空局的要求。

3.1.3.1　如果这个问题的答案是“是”（Y），进入 3.1.4 中的步骤 3(a)。

3.1.3.2　如果这个问题的答案是“否”（N），进入 3.1.5 中的步骤 3(b)。

3.1.4　步骤 3(a) — 参考第 I 部分附录 B：确定适当的飞行模拟训练设备类型示例，然后跳过步骤 3(b)。

3.1.5　步骤 3(b) — 参考第 I 部分附录 C：确定对飞行模拟训练设备特性/逼真度等级或训练任务的修改，然后进入 3.1.8 中的步骤 4(b)。

3.1.6　决定。考虑中的飞行模拟训练设备与参考第 I 部分附录 B 所选定的飞行模拟训练设备类型示例（I 至 V）相符合吗？

3.1.6.1　如果符合，进入 3.1.7 中的步骤 4(a)。

3.1.6.2　如果不符合，进入 3.1.5 中的步骤 3(b)。

3.1.7　步骤 4(a) — 参考第 II 部分附录 A、B 和 C，确定飞行模拟训练设备鉴定的符合性声明（SOCs）和测试要求。

3.1.8　步骤 4(b) — 参考第 III 部分附录 A、B 和 C，确定飞行模拟训练设备鉴定的符合性声明（SOCs）和测试要求。

3.1.9　步骤 5 — 制定鉴定测试指南（QTG）。

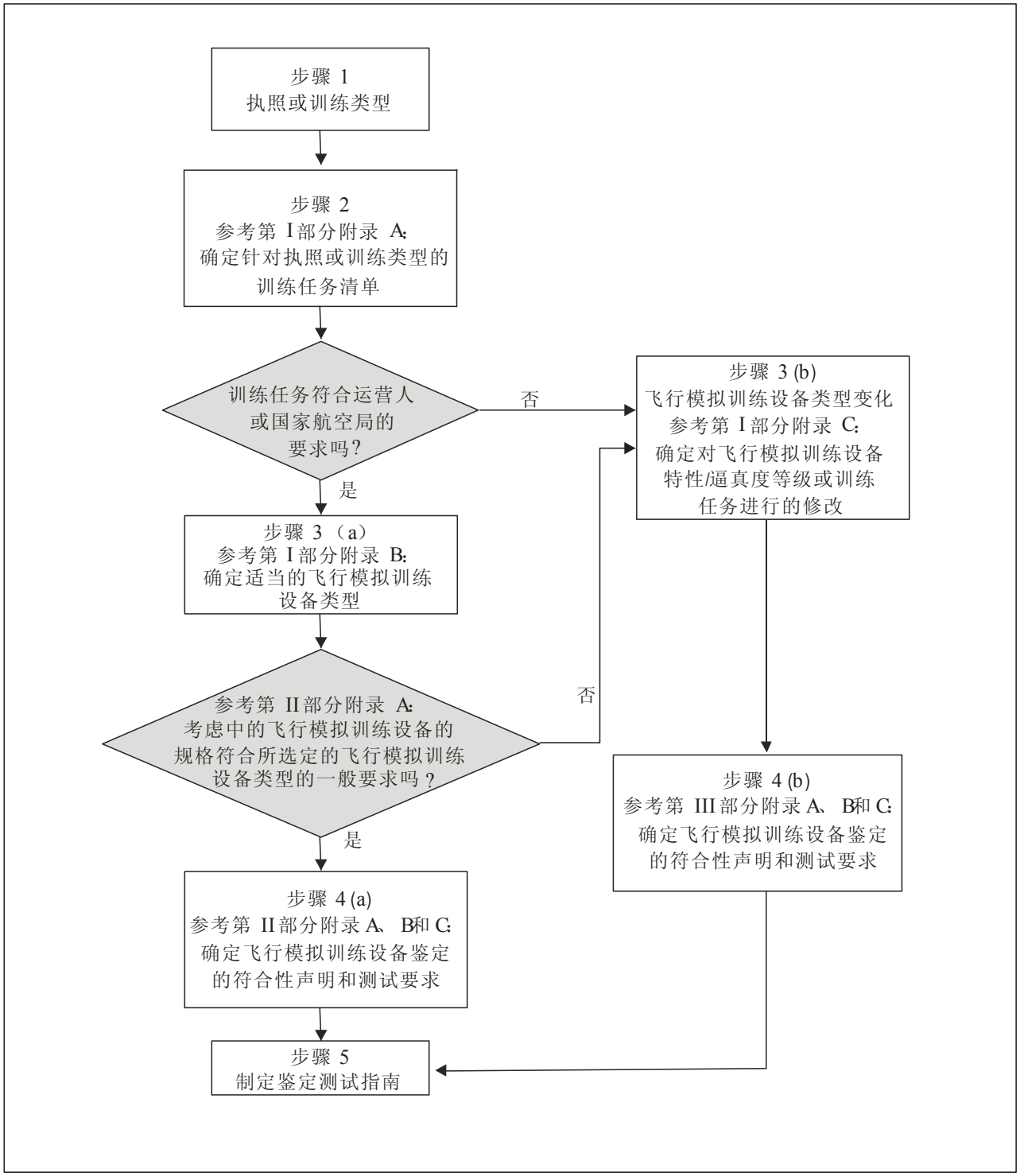


图 3-1　鉴定测试指南规范过程图

3.2　附加说明

3.2.1　作为一个适应未来发展的措施，国家航空局可以在批准的训练机构提供的得到认可的训练大纲中，授权使用根据本文件第 I 部分确定的训练设备要求中所规定的备选符合性方法鉴定合格的飞行模拟训练设备。

3.2.2　如果批准的训练机构能够以令国家航空局满意的方式证明，使用该飞行模拟训练设备所达到的训练标准至少相当于在类似大纲中习惯使用的训练设备所能达到的训练标准，那么，偏离第 II 部分中的标准是可以考虑的。

3.2.3　当第 I 部分附录 B 中的训练设备类型示例明显未被选择时，就应该在模拟设备界定过程的及早阶段向国家航空局进行咨询，且应遵循上文所界定的全部过程。

3.2.4　如果训练设备任一特性不同于第 I 部分附录 B 中的五种类型示例的特性，那么，就需要使用第 III 部分中提供的信息，对适当的客观验证、功能和主观测试进行界定。这些不同之处应被记录在鉴定说明中，该说明还应包括申请进行的经批准的训练或检查任务以及经批准的训练大纲的内容。在这种情况下，该训练模拟设备应该被称为飞行模拟训练设备类型 I-VΔ（三角），例如类型 IVΔ。

第 4 章

执照或训练类型

4.1　通过查阅现有的规章管理方面的材料，已经确定有如下 10 个驾驶员执照、资格、等级或训练类型可使用某一等级的飞行模拟训练设备。根据 8 项执照要求清单和 2 个额外的训练类型确定了任务，这两个额外的训练类型是必需的，但将根据机型和运营人要求的不同而变化。这些要求来自美国联邦航空局和欧洲联合航空局/欧洲航空安全局的颁照条例。

4.1.1　美国联邦航空局和欧洲联合航空局/欧洲航空安全局条例中规定的传统执照和等级类型或训练类型：

4.1.1.1　PPL — 私人驾驶员执照；
4.1.1.2　CPL — 商用驾驶员执照；
4.1.1.3　IR (I) — 仪表等级（初始）；
4.1.1.4　IR (R) — 仪表等级（更新）；
4.1.1.5　ATPL — 航线驾驶员执照或证书；
4.1.1.6　TR (I) — 型别等级训练和检查（初始）；
4.1.1.7　RL — 定期执照（熟练性）训练和检查；和
4.1.1.8　Re —近期飞行经历（起飞和着陆）；

4.1.2　额外的训练类型：

4.1.2.1　OS — 运营人训练和检查；和
4.1.2.2　Mals — 故障。

4.2　本手册中未提供训练任务清单的另一训练类型是多人制机组合作（MCC）训练。某些执照颁发当局要求驾驶员从单一驾驶员环境转向多人制机组环境时接受此类训练，以便掌握在多人制机组环境下安全高效地运行所需的技能。尽管未规定训练任务，在本部分附篇 B — 多人制机组合作训练要求中载有关于对飞行模拟训练设备进行多人制机组合作训练方面的鉴定要求的指导。

第 5 章

训练任务

5.1　在制定训练矩阵中使用了下列定义：

5.1.1　*能力*　按照规定的标准完成一项任务所需的技能、知识和态度的组合。

5.1.2　*基于能力的训练和评估*　以注重行为能力，强调行为能力标准及其测定，并按照具体的行为能力标准开展训练为特点的训练和评估。

5.1.3　*能力要素*　一个可构成一项任务的行为动作，该项任务具有可明确界定其界限的触发事件和终止事件，且具有可观察到的结果。

5.1.4　*能力单元*　由若干能力要素构成的独立功能。

要求演示的七个能力单元如下：

5.1.4.1　执行直升机的飞行前和飞行后程序。
5.1.4.2　执行起飞和离场。
5.1.4.3　执行飞行中操作。
5.1.4.4　执行飞行中机动动作。
5.1.4.5　执行仪表程序。
5.1.4.6　执行着陆和进近着陆。
5.1.4.7　对故障作出反应。

5.2　所考虑的训练任务包括所有那些需要针对第 4 章中列出的每种训练类型或执照进行训练或熟练性训练的任务。这些训练任务详细列在附录 A 中。

5.3　确定了针对运营人的任务（OS），以便为商业运营人提供关于通常可在五种类型的训练设备上开展的训练任务的指导。

5.4　故障清单体现的只是常见故障，并不旨在成为一种规定，或涵盖所有偶发情况。附录 C 的第 11 段载有该故障清单，并载有模拟典型的故障所需达到的设备特性逼真度等级。

第 6 章

飞行模拟训练设备模拟特性

6.1　为帮助界定飞行模拟训练设备并使训练分析具有重点，已决定将任何一个飞行模拟训练设备细分为一些有助于制定飞行模拟训练设备规范的关键成分。因此，从训练角度出发规定了飞行模拟训练设备的 13 项特性，将这些特性综合在一起再加上一项“其他”特性，便构成飞行模拟训练设备的全部功能，具体如下：

6.1.1　驾驶舱布局和结构。确定驾驶舱环境的物理结构和布局、仪表布局和显示、操纵装置以及驾驶员、教员、观察员和后排机组成员（绞车操作员、绞车手、医务人员等）座位。

6.1.2　飞行模型（空气动力特性和发动机）。确定数学模型和相关数据，以描述需要在飞行模拟训练设备上建模的空气动力学和飞行动态特性。

6.1.3　地面操纵。确定数学模型和相关数据，以描述需要在飞行模拟训练设备上建模的直升机与地面接触（带轮或滑撬式直升机）时的地面操纵特征和跑道条件。

6.1.4　直升机系统。确定需要在飞行模拟训练设备上建模的直升机系统的类型。美国航空运输协会章节定义对这些进行了更为详细的描述（例如，液压能、燃油、电源）。系统模拟将允许完成正常、非正常和紧急程序。

6.1.5　飞行操纵装置和操纵力。确定数学模型和相关数据，以描述需要在飞行模拟训练设备上建模的飞行操纵装置、飞行操纵力和动态特性。

6.1.6　声音提示。确定需要建模的声音提示类型。这些声音提示是那些与驾驶舱外部环境产生的声音（如因空气动力学、发动机、旋翼噪声（机器的嘎嘎声和桨叶的啪啪声）和天气影响产生的声音）以及驾驶舱内部产生的声音相关的声音提示。

6.1.7　视景显示提示。确定飞行模拟训练设备的驾驶员从其基准眼点应该看到的驾驶舱窗外图像显示视场（水平的和垂直的）。也对对比度和光点细节等技术要求进行描述。同时还涉及到夜视镜、平视显示器和增强型飞行视景系统选装项目。这也称为视景提示。

6.1.8　振动提示。确定驾驶员应该在所有飞行阶段感受到的振动。振动因飞行参数的不同而有很大的不同，这样的参数包括：有地面效应的悬停、没有地面效应的悬停、顶风悬停、顺风悬停、悬停滑行、过渡到向前飞行、平移升力、巡航、转弯、大坡度转弯、自转等。

6.1.9　运动提示。确定所要求的运动提示的类型，这种运动提示可以由航空器动力学特性产生，也可以由其他效应产生，如机身抖动、天气原因引起的抖动和地面滑行等。

6.1.10 环境 — 导航。确定所模拟的要求飞行机组成员在飞行时利用的导航设施、系统和网络的复杂程度，如全球定位系统、甚高频全向信标、测距仪、仪表着陆系统或全向信标等。

6.1.11 环境 — 天气。确定所模拟的周围环境和天气状况的复杂程度，包括从气温和压力到完整的雷暴建模等。

6.1.12 环境 — 着陆区和地形。确定所模拟的所需着陆区和地形建模的复杂性和详细程度，包括通用机场与用户化机场/直升机场的对比、视景要求、地形高度和增强型近地警告系统数据库等。由于直升机可以在各种不同的着陆区（通常在机场和/或受管制的空域之外）着陆，在进行视景建模时应该在环境中纳入此类着陆区。

6.1.13 环境 — 空中交通管制。确定所模拟的空中管制环境的复杂程度和该环境如何与正在飞行模拟训练设备上接受训练的飞行机组进行互动。

6.1.14 其他。酌情确定关于下列其他特性的飞行模拟训练设备标准，以支持上述各项技术要求：

- 教员操作台（IOS）；
- 自诊式测试；
- 计算机数据存储能力；
- 记录、冻结和回放功能
- 自动自我测试能力；
- 更新飞行模拟训练设备软硬件的能力；
- 进行飞行前系统检查的能力；和
- 测量系统整合情况（传输延迟）的能力。

———————————

第 7 章

模拟特性逼真度等级

7.1　在分析中使用了四个逼真度等级（即无、通用的、有代表性的和特定的）为每项训练任务确定每项模拟特性（“其他”特性除外）所要求的最低逼真度等级。这些模拟特性可归为以下三类：

7.1.1　包括下列模拟特性的航空器模拟：

7.1.1.1　驾驶舱布局和结构；
7.1.1.2　飞行模型（空气动力特性和发动机数据）；
7.1.1.3　地面操纵；
7.1.1.4　直升机系统；和
7.1.1.5　飞行操纵装置和操纵力。

7.1.2　包括下列模拟特性的提示模拟：

7.1.2.1　声音提示；
7.1.2.2　视景显示提示；
7.1.2.3　振动提示；和
7.1.2.4　运动提示。

7.1.3　包括下列模拟特性的环境模拟：

7.1.3.1　环境 — 导航；
7.1.3.2　环境 — 天气；
7.1.3.3　环境 — 着陆区和地形；和
7.1.3.4　环境 — 空中交通管制。

7.2　表 7-1 描述了每种特性类别的逼真度等级。

表 7-1　每种特性类别的逼真度等级

等级	航空器模拟	提示模拟	环境模拟
无	不要求。	不要求。	不要求。
通用的	不特别针对直升机类型、型别或改型。	对属于其组类[1]的直升机为通用的。对关键的基本提示特性进行简单建模。 对于视景提示：通用的视景环境，带有足以支持基本仪表飞行以及从仪表进近过渡到目视进近的视角。	对关键的基本环境特性进行简单建模。
有代表性的	代表属于其组类 [1] 的直升机。不必专门针对型号。	对于声音和运动提示：尽可能最大程度地复现特定的直升机。但是，由于目前的物理限制，只提供有代表性的提示，不提供特定的提示。 对于振动提示：代表属于其组类 [1] 的直升机。不必专门针对型号。 对于视景提示：代表真实的视景环境和视角。	代表真实的真实环境。
特定的	复现特定的直升机型别。	对于声音和运动提示：不适用。 对于振动提示：复现特定的直升机型别。 对于视景提示：复现真实视景环境和视角。	尽可能复现任何特定位置的真实环境。

1. 关于直升机组类的定义，参见第 II 部分第 1 章。

第 8 章

训练和熟练性训练

8.1　飞行训练的“积木式方法”认可能够在没有某些特性（如运动）或者在降低特性逼真度等级（如视景显示）的情况下在飞行模拟训练设备上完成驾驶任务（包括驾驶员人工操作任务）的程序性部分。本部分附录 C 中描述的训练主矩阵利用这一方法，为每一项至少对训练（T）给予支持的所列任务分配了特性逼真度等级。只有利用相关的 TP 模拟训练设备类型完成了列为熟练性训练（TP）的所有任务后，训练才算完成。

8.2　训练（T）和熟练性训练（TP）这两个术语的定义见第 II 部分第 1 章。

第 9 章

参考资料和相关的阅读材料

9.1　飞行模拟训练设备鉴定、资格认可和批准的申请人应该查阅国际民航组织（ICAO）、国际航空运输协会（IATA）和皇家航空学会（RAeS）出版的涉及和/或论述飞行模拟训练设备的使用和与飞行模拟训练设备数据和设计相关的技术和操作要求的有关文件中所载的参考资料。同时还应查阅要求对飞行模拟训练设备进行鉴定和批准的国家与飞行模拟训练设备的使用相关的适用规则和规章。

9.2　构成本手册所述标准之基础的有关国家文件和国际文件如下：

澳大利亚　《民用航空安全条例》（CASR）第 60 部《综合训练机》；
民用航空法令 45.0；
飞行模拟机 1，《经批准的飞行模拟机的操作标准和要求》；和
飞行模拟机 2，《经批准的飞行模拟机的操作标准和要求》。

加拿大　TP9685，《飞机和旋翼机飞行模拟机手册》。

法国　《关于飞行模拟机项目批准的法令》— 1988 年。

欧洲联合航空局　JAR-FSTD H，《直升机飞行模拟训练设备》；
JAR- FCL 2，《飞行机组执照颁发（直升机）》。

美国

14 CFR FAR 第 60 部，《飞行模拟训练设备使用资格的初始和持续鉴定》；
咨询通告 120-63，《直升机模拟机鉴定》；和
联邦航空局，《直升机航线运输驾驶员及航空器型别等级实践测试标准》，FAA-S-8081-20，美国政府印刷办公室，华盛顿特区，1998 年 8 月。

9.3　其他相关文件有：

皇家航空学会：

《关于旋翼机综合训练设备设计和性能评估的数据包要求》，第一版，2004 年 4 月。

注：应该注意的是，为了便于以后参考，皇家航空学会原则上同意编制一本直升机飞行模拟训练设备鉴定手册，作为现有的飞机手册的对等资料。

9.4　经常性地关注国家航空局网站上有关规章管理方面的指导材料，以便了解对新技术或做法的最新管理意见十分重要。

附录 A

训练任务与训练/执照类型矩阵

1. 引言

载于本附录中的矩阵源自主矩阵，并与第 3 章的图 3-1 — 鉴定测试指南规范过程图步骤 2 步相一致。该矩阵为第 4 章中所界定的适合用充分合格的飞行模拟训练设备加以训练的各个执照、资格、等级或训练类型分配了适当的任务。

如下一些解释性说明可以帮助理解该矩阵：

a) TP 仅在用于 PPL 和 CPL 的直升机上进行；

b) 近期飞行经历（Re）仅被视为一项 T 活动（而不是 TP）；和

c) 主矩阵中所包含的故障涵盖了通用的直升机故障；本部分附录 C 载有这份故障清单，但并非详尽无遗，其目的仅是为了提供指导（参见本部分的附篇 A，以获取补充信息）。故障与执照类型并不相关，因此未包括在附录 A 中。

2. 训练任务与训练/执照类型矩阵

任务类别	编号	描述	PPL	CPL	IR(I)	IR(R)	ATPL	TR(I)	RL	Re	OS
飞行前和飞行后程序	**1.01**	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.02	起动前检查，飞行后停车检查	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.03	编制自动飞行程序	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.04	设置导航设备	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.05	发动机起动/停止	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.06	无线电通信（语音）	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.07	旋翼开始/停止旋转	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.09	地面滑行（如适用）	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.10	起飞前检查	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
起飞和离场阶段	**2.01**	正常、侧风和顺风起飞	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	2.03	在倾斜地面上起飞	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.04	滑跑起飞	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.05	悬停和起飞后检查	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.06	悬停/空中滑行	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.07	偏航飞行和后飞	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.08	定点转弯	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	TP
	2.09	绕尾桨转弯	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	TP
	2.10	过渡到前飞	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	2.11	PC1/2/3 包线离场	N/A	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	2.12	预留									
	2.13	限定区域/直升机停机坪离场	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.15	爬升（目视飞行规则）	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A

任务类别	编号	描述	PPL	CPL	IR(I)	IR(R)	ATPL	TR(I)	RL	Re	OS
	2.16	平飞（目视飞行规则）	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A
	2.17	离场后检查	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
飞行中操作	**3.01**	遵循空中交通管制部门的指令	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.02	保持目视间隔	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.03	无线电通信（语音）	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.04	应对天气情况	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.05	推测领航	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A
	3.06	目视导航	T	T	N/A	N/A	T,TP	N/A	N/A	N/A	T,TP
	3.07	无线电导航	N/A	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.09	向乘客进行讲解	N/A	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.10	航空器系统管理	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
飞行中机动动作	**4.01**	速度变换	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.02	爬升和下降	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.03	水平转弯	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.05	低速飞行	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.06	自转（非紧急情况）	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
仪表程序	**5.01**	仪表起飞	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
	5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
	5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A
	5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	5.05	起始和第五边进近检查	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	5.06	等待	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	T	N/A
	5.07	精密进近	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	T	N/A

任务类别	编号	描述	PPL	CPL	IR(I)	IR(R)	ATPL	TR(I)	RL	Re	OS
	5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	T	N/A
	5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	5.11	不慎进入仪表气象条件	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
着陆和进近着陆	**6.01**	第五边进近/着陆前检查	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.03	顺风进近	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	6.04	快速停机	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	6.05	过渡到悬停	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	N/A	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	6.07	预留									
	6.08	垂直着陆	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.11	在倾斜的地面上着陆	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.13	滑跑着陆	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.16	着陆后检查	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP

附录 B

飞行模拟训练设备汇总矩阵

1. 汇总矩阵

表 B-1 适用于那些使用五个飞行模拟训练设备基本类型的运营人。

表 B-1 飞行模拟训练设备汇总矩阵

设备类型	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景显示提示	振动提示	运动提示	环境 — 导航	环境 — 天气	环境 — 着陆区和地形	环境 — 空中交通管制（语音）
类型 V	S	S	S	S	S	R	S	S	R	S	S	S	G
类型 IV	S	S	S	S	S	R	S	S	R1	S	S	S	G
类型 III	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	S	S	G
类型 II (VFR)	R	R	G	R	R	G	S	G	N	S	R	R	G
类型 I (IR)	R	R	G	R	R	G	G	G	N	S	G	G	G

设备类型	PPL		CPL		IR(I)		IR(R)		ATPL		TR(I)		RL		Re(90)	OS		Mals	
	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	T	TP	T	TP	T
V	0%	100%	0%	100%	80%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%	100%
IV	0%	100%	0%	100%	80%	100%	100%	100%	66%	100%	65%	100%	65%	100%	0%	63%	100%	40%	100%
III	0%	100%	0%	100%	70%	100%	87%	100%	42%	100%	40%	100%	43%	100%	0%	43%	100%	24%	84%
II (VFR)	0%	92%	0%	87%	60%	93%	77%	93%	38%	87%	8%	19%	8%	45%	0%	4%	28%	0%	47%
I (IR)	0%	53%	0%	51%	60%	90%	77%	90%	32%	51%	8%	17%	8%	20%	0%	4%	15%	0%	40%

2. 飞行模拟训练设备汇总矩阵理解指导

2.1 T — 参见本部分第 8 章中关于训练的指导。

2.2 TP — 参见本部分第 8 章中关于熟练性训练的指导。

2.3 可以用来演示熟练程度（TP）的训练设备也可以用来对同样的任务进行训练（T）。

2.4 关于衍生型模拟机的特性逼真度等级 R1 的定义，参见第 II 部分第 2 章的第 2.2.5 段。

2.5 关于“环境 — 空中交通管制”，上面汇总矩阵中的逼真度等级 R 和 S 现在并没有使用。空中交通管制环境模拟评定以及相关的鉴定标准将根据经验和未来的概念验证进行修订（参见第 II 部分的附篇 O）。

2.6 上表中显示的百分比仅作为一种指南。这些百分比仅仅是对针对某一特定的执照或等级可完成的任务比例进行的数值评估，这种评估假设所有任务都同等重要。任何训练方案都需要更详细的训练大纲，而这种训练大纲并不在属于本部分的内容范围。只有根据主矩阵制定的此类训练大纲，才能对可在某一特定设备上完成的训练做出评估。

———————————

附录 C

飞行模拟训练设备主矩阵

1. 引言

1.1 本文件中编制了一个主矩阵，针对本部分第 4 章中描述的所有 10 个“驾驶员执照、资格、等级或训练类型”所要求的每种可能的训练任务能力，规定了训练设备特性的逼真度等级。

1.2 本主矩阵是由直升机训练方面的专家编制，并由监管机构、运营人和培训行业审查的。它载于一个电子表格中，该电子表格具有对本手册的编制至关重要的数据评估、处理和过滤功能。该主矩阵电子表格的输出数据在本附录中进行了概述。

1.3 本主矩阵包括两个表：

- 第一个表涵盖针对“训练”要求（T）的训练类型；和
- 第二个表涵盖针对“熟练性训练”要求（TP）的训练类型。

1.4 这是用于对载于第 II 卷第 I 部分的五个飞行模拟训练设备基本类型和材料进行界定的基本参考材料。

1.5 飞行模拟训练设备的基本类型，是通过将主矩阵中各行的信息汇总成可以涵盖多个训练任务的单行设备定义建立起来的。

1.6 以下段落（2 至 11）包含本部分第 4 章所列的 10 种类型中每个训练类型的主矩阵数据的打印输出。主矩阵数据中的每一训练类型的打印输出被细分为“训练”要求（T）和“熟练性训练”要求（TP）（如果这两项要求在主矩阵中都被界定的话）。每一段落对照单个训练任务，列出了关于每一训练设备特性和训练类型所要求的模拟逼真度等级的可用信息。

2. PPL — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

PPL (T)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境 — 导航	环境 — 天气	环境 — 着陆区和地形	环境 — 空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	N	G	G	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	G	G	G	G	R	G	G	G	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	G	G	G	G	G	N	R	G	N	N	G	G	N
1.10	起飞前检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	R	N
2.06	悬停/空中滑行	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.07	偏航飞行和后飞	G	R	N	R	G	N	S	G	N	N	G	R	N
2.08	定点转弯	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.09	绕尾桨转弯	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.10	过渡到前飞	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	G	G	N	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G
3.02	保持目视间隔	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	目视导航	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	无线电导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	向乘客进行讲解	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.10	航空器系统管理	G	G	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.02	爬升和下降	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.03	水平转弯	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N

		PPL (T)												
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.05	低速飞行	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	G	R	N	R	R	G	G	G	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	G	R	N	G	G	G	N	G	N	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	G	G	N	G	G	N	S	G	N	N	G	R	N
6.03	顺风进近	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.04	快速停机	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.05	过渡到悬停	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	G	G	G	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N

3. CPL — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

CPL (T)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境 — 导航	环境 — 天气	环境 — 着陆区和地形	环境 — 空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	N	G	G	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	G	G	G	G	R	G	G	G	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	G	G	G	G	G	N	R	G	N	N	G	G	N
1.10	起飞前检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	R	N
2.06	悬停/空中滑行	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.07	偏航飞行和后飞	G	R	N	R	G	N	S	G	N	N	G	R	N
2.08	定点转弯	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.09	绕尾桨转弯	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.10	过渡到前飞	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	G	S	N	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	G	G	N	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G
3.02	保持目视间隔	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	目视导航	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	无线电导航	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	G	G	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.02	爬升和下降	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.03	水平转弯	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N

		CPL (T)												
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.05	低速飞行	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	G	R	N	S	S	G	G	G	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	G	R	N	G	G	G	N	G	N	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	G	G	N	G	G	N	S	G	N	N	G	R	N
6.03	顺风进近	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.04	快速停机	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.05	过渡到悬停	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	G	S	N	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	G	G	G	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

4. R(I) — 主矩阵数据

4.1 IR (I) — 主矩阵数据 — 训练（T） — 对一项特定训练任务的介绍

IR (I) (T)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	G	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	G	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	起飞前检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	滑跑起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	悬停和起飞后检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	悬停/空中滑行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	偏航飞行和后飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	定点转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	绕尾桨转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	过渡到前飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	PC1/2/3 包线离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	保持目视间隔	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	R	R	N	R	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	推测领航	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	R	R	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

		IR (I) (T)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.02	爬升和下降	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	水平转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	低速飞行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	G	N	N	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	G	R	N	G	R	N	G	N	N	S	G	G	G
5.02	标准仪表离场	G	R	N	G	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.05	起始和第五边进近检查	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	等待	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.07	精密进近	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.08	非精密仪表进近	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.11	不慎进入仪表气象条件	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	第五边进近/着陆前检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	顺风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	快速停机	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	过渡到悬停	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

4.2 IR (I) — 主矩阵数据 — 熟练性训练（TP）

IR (I) (TP)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	R	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	G
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	R	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	起飞前检查	R	G	G	R	R	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	滑跑起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	悬停和起飞后检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	悬停/空中滑行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	偏航飞行和后飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	定点转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	绕尾桨转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	过渡到前飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	PC1/2/3 包线离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	保持目视间隔	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	推测领航	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	爬升和下降	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	水平转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

		IR (I) (TP)												
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	低速飞行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	R	R	N	R	R	N	G	R	R1	S	G	G	G
5.02	标准仪表离场	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	R	R	N	R	R	R	N	R	R1	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.05	起始和第五边进近检查	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	等待	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.07	精密进近	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.08	非精密仪表进近	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	R	R	N	R	R	N	N	G	R1	S	G	G	S
5.11	不慎进入仪表气象条件	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	第五边进近/着陆前检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	顺风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	快速停机	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	过渡到悬停	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	R	G	G	R	R	G	N	N	N	N	N	N	G

5. IR(R) — 主矩阵数据

5.1 IR (R) — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

IR (R) (T)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	G	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	G	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	起飞前检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	滑跑起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	悬停和起飞后检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	悬停/空中滑行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	偏航飞行和后飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	定点转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	绕尾桨转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	过渡到前飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	PC1/2/3 包线离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	保持目视间隔	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	R	R	N	R	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	推测领航	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	R	R	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

		IR (R) (T)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.02	爬升和下降	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	水平转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	低速飞行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	G	N	N	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	G	R	N	G	R	N	G	N	N	S	G	G	G
5.02	标准仪表离场	G	R	N	G	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.05	起始和第五边进近检查	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	等待	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.07	精密进近	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.08	非精密仪表进近	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.11	不慎进入仪表气象条件	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	第五边进近/着陆前检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	顺风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	快速停机	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	过渡到悬停	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

5.2 IR (R) — 主矩阵数据 — 熟练性训练（TP）

IR (R) (TP)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	G	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	G
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	R	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	起飞前检查	R	G	G	R	R	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	滑跑起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	悬停和起飞后检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	悬停/空中滑行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	偏航飞行和后飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	定点转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	绕尾桨转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	过渡到前飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	PC1/2/3 包线离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	保持目视间隔	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	推测领航	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	爬升和下降	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	水平转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

		IR (R) (TP)												
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	低速飞行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	R	R	N	R	R	N	G	R	R1	S	G	G	G
5.02	标准仪表离场	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	R	R	N	R	R	R	N	R	R1	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.05	起始和第五边进近检查	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	等待	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.07	精密进近	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.08	非精密仪表进近	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	R	R	N	R	R	N	N	G	R1	S	G	G	G
5.11	不慎进入仪表气象条件	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	第五边进近/着陆前检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	顺风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	快速停机	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	过渡到悬停	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	R	G	G	R	R	G	N	N	N	N	N	N	G

6. ATPL — 主矩阵数据

6.1 ATPL — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

ATPL (T)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	N	G	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	G	G	G	G	R	G	G	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	G	G	G	G	G	N	R	G	N	N	G	G	N
1.10	起飞前检查	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	G	G	G	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	G	G	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.06	悬停/空中滑行	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.07	偏航飞行和后飞	G	R	N	R	G	N	S	N	N	N	G	G	N
2.08	定点转弯	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.09	绕尾桨转弯	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.10	过渡到前飞	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	G	G	N	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	G	R	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	G	R	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G
3.02	保持目视间隔	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	目视导航	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	无线电导航	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	G	G	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N

		ATPL (T)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.02	爬升和下降	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	水平转弯	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	低速飞行	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	G	R	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	G	R	N	G	G	G	N	N	N	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	G	G	N	G	G	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	顺风进近	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
6.04	快速停机	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
6.05	过渡到悬停	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	G	G	G	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	G	G	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	G	G	G	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

6.2 ATPL — 主矩阵数据 — 熟练性训练（TP）

ATPL (TP)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	R	G	G	R	R	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	G
1.06	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	G	G	G	G	G	G	R	R	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	G	G	G	R	R	G	G	G	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	G	G	G	G	G	G	R	G	R1	N	G	G	G
1.10	起飞前检查	R	R	G	R	R	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	R	R	R	R	R	G	R	R	R1	N	G	R	N
2.05	悬停和起飞后检查	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.06	悬停/空中滑行	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.07	偏航飞行和后飞	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
2.08	定点转弯	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
2.09	绕尾桨转弯	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
2.10	过渡到前飞	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	S	S	N	S	S	G	R	R	R	N	G	R	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	S	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	G	N
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G
3.02	保持目视间隔	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	目视导航	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	无线电导航	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	G	G	N	R	G	G	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.02	爬升和下降	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	水平转弯	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N

		ATPL (TP)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	R	R	N	R	R	R	R	G	R1	N	G	N	N
4.05	低速飞行	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	R	R	N	R	R	R	N	R	R1	N	G	N	N
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	G	G	N	G	G	N	R	N	R1	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
6.03	顺风进近	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	G	N
6.04	快速停机	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	G	N
6.05	过渡到悬停	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	S	S	N	S	S	G	R	R	R	N	G	R	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	R	R	R	R	R	G	R	R	R1	N	G	R	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	R	R	R	R	R	G	S	R	R	N	S	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	R	R	G	R	R	G	N	N	N	N	N	N	G

7. TR (I) — 主矩阵数据

7.1 TR (I) — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

TR (I) (T)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	S	S	G	S	S	N	S	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	S	S	S	S	S	R	G	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	S	S	S	S	S	G	R	R	N	N	G	G	N
1.10	起飞前检查	S	S	G	S	S	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.06	悬停/空中滑行	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.07	偏航飞行和后飞	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
2.08	定点转弯	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
2.09	绕尾桨转弯	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
2.10	过渡到前飞	S	S	N	S	S	N	S	G	N	N	G	G	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	R	R	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	R	S	N	S	S	N	G	N	N	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	R	S	N	S	S	N	G	N	N	N	G	G	N
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G
3.02	保持目视间隔	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N

		TR (I) (T)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.02	爬升和下降	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	水平转弯	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	低速飞行	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	G	G	N	G	G	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	顺风进近	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
6.04	快速停机	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
6.05	过渡到悬停	S	S	N	S	S	N	S	G	N	N	G	G	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	S	S	S	S	S	N	S	N	N	N	G	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

7.2 TR (I) — 主矩阵数据 — 熟练性训练（TP）

TR (I) (TP)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	G
1.06	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	S	S	R	S	S	G	S	S	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	S	S	S	S	S	R	G	R	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	S	S	S	S	S	G	R	S	R1	N	G	G	G
1.10	起飞前检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	S	S	S	S	S	R	R	S	R1	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.06	悬停/空中滑行	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.07	偏航飞行和后飞	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.08	定点转弯	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.09	绕尾桨转弯	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.10	过渡到前飞	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	S	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	S	S	N	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	S	S	N	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.17	离场后检查	R	R	N	R	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G
3.02	保持目视间隔	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	S	S	N	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	S	S	N	R	S	R	G	S	R1	N	G	N	N
4.02	爬升和下降	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	水平转弯	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N

		TR (I) (TP)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	S	S	N	R	S	R	R	S	R1	N	G	N	N
4.05	低速飞行	S	S	N	S	S	R	G	S	R1	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	S	S	N	S	S	N	R	N	R1	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.03	顺风进近	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.04	快速停机	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.05	过渡到悬停	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	S	S	S	S	S	R	R	S	R1	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	S	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

8. RL — 主矩阵数据

8.1 RL — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

RL (T)														
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	S	S	G	S	S	N	S	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	R	R	R	R	R	R	G	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	S	S	S	S	S	G	R	R	N	N	G	G	N
1.10	起飞前检查	S	S	G	S	S	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.06	悬停/空中滑行	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.07	偏航飞行和后飞	R	R	N	R	R	N	S	N	N	N	G	G	N
2.08	定点转弯	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.09	绕尾桨转弯	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.10	过渡到前飞	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	R	R	N	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	R	S	N	S	S	N	G	N	N	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G
3.02	保持目视间隔	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N

		RL (T)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.02	爬升和下降	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	水平转弯	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	低速飞行	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	R	R	N	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	顺风进近	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.04	快速停机	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.05	过渡到悬停	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	R	R	R	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

8.2 RL — 主矩阵数据 — 熟练性训练（TP）

RL (TP)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	G
1.06	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	S	S	R	S	S	G	S	R	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	R	R	R	R	R	R	G	R	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	S	S	S	S	S	G	R	R	R1	N	G	G	G
1.10	起飞前检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	S	S	R	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	S	S	S	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	S	S	N	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
2.06	悬停/空中滑行	S	S	N	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
2.07	偏航飞行和后飞	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.08	定点转弯	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.09	绕尾桨转弯	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.10	过渡到前飞	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.11	PC1/2/3 包线离场	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	S	S	N	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G
3.02	保持目视间隔	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	S	S	N	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	S	S	N	R	S	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.02	爬升和下降	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	水平转弯	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N

		RL (TP)												
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	S	S	N	R	S	R	R	G	R1	N	G	N	N
4.05	低速飞行	S	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	S	S	N	S	S	N	R	N	R1	N	G	R	N
6.01	第五边进近/着陆前检查	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.03	顺风进近	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.04	快速停机	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.05	过渡到悬停	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	S	S	R	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	S	S	S	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

9. Re — 主矩阵数据 — 训练（T）

Re (T)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.03	编制自动飞行程序	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.04	设置导航设备	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.05	发动机起动/停止	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.06	无线电通信（语音）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.07	旋翼开始/停止旋转	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.09	地面滑行（如适用）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	起飞前检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.01	正常、侧风和顺风起飞	S	S	R	S	S	N	R	R	R	N	G	G	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	在倾斜地面上起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	滑跑起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	悬停和起飞后检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	悬停/空中滑行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	偏航飞行和后飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	定点转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	绕尾桨转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	过渡到前飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	PC1/2/3 包线离场	G	S	N	R	R	N	R	N	R	N	G	G	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.15	爬升（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.02	保持目视间隔	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	无线电通信（语音）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.04	应对天气情况	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.05	推测领航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	目视导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	无线电导航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	向乘客进行讲解	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.10	航空器系统管理	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.01	速度变换	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	爬升和下降	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	水平转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

		Re (T)												
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	低速飞行	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	自转（非紧急情况）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	起始和第五边进近检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	中断进近/复飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	不慎进入仪表气象条件	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	第五边进近/着陆前检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	顺风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	快速停机	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	过渡到悬停	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	G	S	N	R	R	N	R	N	R	N	G	G	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	S	S	R	S	S	N	R	R	R	N	G	G	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	在钻井平台上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	在倾斜的地面上着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	滑跑着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	着陆后检查	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

10. OS — 主矩阵数据 — 训练（T）

10.1 OS — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

OS (T)														
任务编号	能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	S	N	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
1.06	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	S	S	G	S	S	N	S	N	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	S	S	S	S	S	R	G	N	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	S	S	S	S	S	G	R	R	N	N	G	G	N
1.10	起飞前检查	S	S	G	S	S	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	S	S	R	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	R	G	N
2.03	在倾斜地面上起飞	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	N	N	N	N	N	N	R	N	N	N	N	N	N
2.06	悬停/空中滑行	N	N	N	N	N	N	R	N	N	N	N	N	N
2.07	偏航飞行和后飞	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N	N	N	N
2.08	定点转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	绕尾桨转弯	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	过渡到前飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	PC1/2/3 包线离场	R	S	N	S	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	G	G	N	R	R	N	S	N	N	N	R	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	R	R	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	R	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	S	S	N	S	R	R	S	N	N	S	R	R	G
3.02	保持目视间隔	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	目视导航	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	无线电导航	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N

		OS (T)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.02	爬升和下降	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	水平转弯	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	低速飞行	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.05	起始和第五边进近检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	R	N
5.10	中断进近/复飞	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	N
5.11	不慎进入仪表气象条件	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	第五边进近/着陆前检查	R	S	N	S	R	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	R	S	N	S	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	顺风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	快速停机	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	过渡到悬停	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	R	S	N	S	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	S	S	R	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	R	R	N
6.10	在钻井平台上着陆	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	R	R	N
6.11	在倾斜的地面上着陆	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	R	G	N
6.13	滑跑着陆	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	G	G	R	R	R	N	S	N	N	N	R	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	G	G	N	R	R	N	R	N	N	N	R	R	N
6.16	着陆后检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

10.2 OS — 主矩阵数据 — 熟练性训练（TP）

OS (TP)														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
1.01	飞行前检查（仅限于驾驶舱）	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	起动前检查，飞行后停车检查	S	N	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	编制自动飞行程序	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	设置导航设备	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	发动机起动/停止	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	G
1.06	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	旋翼开始/停止旋转	S	S	R	S	S	G	S	S	N	N	G	N	N
1.08	系统检查（电源、液压系统、飞行操纵装置、自动驾驶仪）	S	S	S	S	S	R	G	R	N	N	G	N	N
1.09	地面滑行（如适用）	S	S	S	S	S	G	R	S	R1	N	G	G	G
1.10	起飞前检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	正常、侧风和顺风起飞	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.02	在雪、风沙和扬尘中起飞	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	R	R	N
2.03	在倾斜地面上起飞	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.04	滑跑起飞	S	S	S	S	S	R	S	R	R1	N	G	G	N
2.05	悬停和起飞后检查	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.06	悬停/空中滑行	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.07	偏航飞行和后飞	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.08	定点转弯	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.09	绕尾桨转弯	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.10	过渡到前飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	PC1/2/3 包线离场	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.12	预留													
2.13	限定区域/直升机停机坪离场	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
2.14	管理自动化系统（模式选择、自动驾驶仪）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	爬升（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	平飞（目视飞行规则）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	离场后检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	遵循空中交通管制部门的指令	S	S	N	S	R	R	S	N	N	S	R	R	G
3.02	保持目视间隔	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	无线电通信（语音）	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	应对天气情况	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	推测领航	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	目视导航	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	R	N
3.07	无线电导航	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	对增强型近地警告系统/自动语音报警设备/空中交通防撞系统/气象雷达进行管理/作出反应	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	向乘客进行讲解	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	航空器系统管理	S	S	N	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
4.01	速度变换	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.02	爬升和下降	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	水平转弯	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N

		OS (TP)												
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
4.04	大坡度转弯（30 度或 30 度以上的倾斜角）	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.05	低速飞行	S	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.06	自转（非紧急情况）	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	仪表起飞	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	标准仪表离场	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	基本仪表飞行技能（直飞和平飞、转弯、大坡度转弯、速度变换、爬升和下降）	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	标准终端进场/飞行管理系统进场	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.05	起始和第五边进近检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	等待	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	精密进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	非精密仪表进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	执行机载雷达进近（ARA）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	R	G
5.10	中断进近/复飞	S	S	N	S	S	N	N	R	R1	S	G	G	G
5.11	不慎进入仪表气象条件	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	第五边进近/着陆前检查	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	限定区域/高架直升机停机坪进近	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.03	顺风进近	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	快速停机	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	过渡到悬停	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	PC1/2/3 正常和侧风进近	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.07	预留													
6.08	垂直着陆	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.09	在甲板（轮船）上着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.10	在钻井平台上着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.11	在倾斜的地面上着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.12	在雪/风沙/扬尘中着陆	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	R	R	N
6.13	滑跑着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R1	N	G	G	N
6.14	限定区域/高架直升机停机坪着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.15	中止钻井平台/甲板着陆	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	R	R	N
6.16	着陆后检查	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

11. 故障 — 主矩阵数据

11.1 故障 — 主矩阵数据 — 训练（T）— 对一项特定训练任务的介绍

故障（T）														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境 — 导航	环境 — 天气	环境 — 着陆区和地形	环境 — 空中交通管制（语音）
7.01	增稳系统在飞行中发生故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.02	自动驾驶仪在飞行中发生故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.03	发动机在地面上或悬停时失火	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.04	发动机在前飞时失火	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.05	发动机发生故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.06	机身在地面上或悬停时失火	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.07	机身在前飞时失火和冒烟	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.08	发动机在关键决断点/中断起飞前失效	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.09	发动机在关键决断点之后失效（多发）	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.10	在单发失效的情况下进行仪表进近和复飞	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	N
7.11	在单发失效的情况下进行仪表进近和着陆	R	R	R	R	R	N	R	N	N	S	G	G	N
7.12	在发动机关闭的情况下自转着陆	S	S	S	S	S	G	R	R	R1	N	G	G	N
7.13	在高空进入涡环状态初期/动力调整	R	R	N	R	R	R	R	R	N	N	G	N	N
7.14	在进近时进入涡环状态初期/动力调整	R	R	N	R	R	R	R	R	N	N	G	G	N
7.15	从异常姿态改出	G	G	N	G	G	N	N	G	N	N	G	N	N
7.16	悬停时的主减速器/中减速器/尾减速器金属屑探测器/滑油压力警告	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.17	前飞时的主减速器/中减速器/尾减速器金属屑探测器/滑油压力警告	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.18	悬停时发生液压故障	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.19	前飞时发生液压故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.20	液压作动筒停止工作（伺服系统透明效应）	R	R	N	R	R	N	G	N	N	N	G	N	N
7.21	仪表/指示故障（目视飞行规则）	R	R	N	R	R	N	G	N	N	N	G	N	N
7.22	仪表/指示故障（仪表飞行规则）	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	G	N
7.23	直流电系统故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.24	交流电系统故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.25	电池故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.26	电气设备全部失效	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.27	燃油传输故障	S	S	N	S	G	N	N	N	N	N	G	N	N
7.28	燃油供应故障	S	S	N	S	G	G	N	N	N	N	G	N	N
7.29	起落架故障	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	N	N
7.30	尾桨失效	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.31	悬停时尾桨驱动装置发生故障	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.32	前飞时尾桨驱动装置发生故障	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
7.33	悬停时尾桨操纵装置发生故障	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N

故障（T）														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境 — 导航	环境 — 天气	环境 — 着陆区和地形	环境 — 空中交通管制（语音）
7.34	前飞时尾桨操纵装置发生故障	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
7.35	耦合操纵装置故障	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.36	解耦操纵装置故障	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.37	动态侧翻	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.38	剧烈震动	R	R	N	R	R	R	N	G	N	N	G	N	N
7.39	地面共振	R	R	R	R	R	N	R	G	R1	N	G	G	N
7.40	后行桨叶失速	R	R	N	R	R	R	N	G	R1	N	G	N	N
7.41	旋翼和机身结冰	R	R	N	R	R	R	N	G	R1	N	G	N	N
7.42	发动机结冰	R	R	N	R	R	G	N	G	N	N	G	N	N
7.43	防冻系统故障	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.44	水上迫降	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
7.45	全权限数字发动机操纵器故障	R	R	N	R	R	N	N	N	R1	N	G	N	N

11.2　故障 — 主矩阵数据 — 熟练性训练（TP）

故障（TP）														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境 — 导航	环境 — 天气	环境 — 着陆区和地形	环境 — 空中交通管制（语音）
7.01	增稳系统在飞行中发生故障	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	N
7.02	自动驾驶仪在飞行中发生故障	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	N
7.03	发动机在地面上或悬停时失火	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.04	发动机在前飞时失火	S	S	N	S	S	N	N	N	R1	N	G	N	G
7.05	发动机发生故障	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	G
7.06	机身在地面上或悬停时失火	S	S	S	S	S	R	S	N	R	N	G	G	G
7.07	机身在前飞时失火和冒烟	S	S	N	S	S	N	N	N	R1	N	G	N	G
7.08	发动机在关键决断点/中断起飞前失效	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.09	发动机在关键决断点之后失效（多发）	S	S	N	S	S	R	S	R	R1	N	G	G	G
7.10	在单发失效的情况下进行仪表进近和复飞	S	S	N	S	S	R	N	R	R1	S	G	G	G
7.11	在单发失效的情况下进行仪表进近和着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R1	S	G	G	G
7.12	在发动机关闭的情况下自转着陆	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.13	在高空进入涡环状态初期/动力调整	R	R	N	R	R	R	R	R	R	N	G	N	N

故障（TP）														
任务编号	能力要素或训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按ATA章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
7.14	在进近时进入涡环状态初期/动力调整	R	R	N	R	R	R	R	R	R	N	G	G	N
7.15	从异常姿态改出	R	R	N	R	R	R	N	S	R	N	G	N	N
7.16	悬停时的主减速器/中减速器/尾减速器金属屑探测器/滑油压力警告	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.17	前飞时的主减速器/中减速器/尾减速器金属屑探测器/滑油压力警告	S	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	N	G
7.18	悬停时发生液压故障	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.19	前飞时发生液压故障	S	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	N	G
7.20	液压作动筒停止工作（伺服系统透明效应）	S	S	N	S	S	R	R	R	R	N	G	N	N
7.21	仪表/指示故障（目视飞行规则）	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	N	N
7.22	仪表/指示故障（仪表飞行规则）	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	G	N
7.23	直流电系统故障	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.24	交流电系统故障	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.25	电池故障	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.26	电气设备全部失效	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.27	燃油传输故障	S	S	N	S	G	N	N	N	N	N	G	N	N
7.28	燃油供应故障	S	S	N	S	G	G	N	N	N	N	G	N	N
7.29	起落架故障	S	S	S	S	S	R	R	R	R	N	G	N	G
7.30	尾桨失效	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	G	N
7.31	悬停时尾桨驱动装置发生故障	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	N
7.32	前飞时尾桨驱动装置发生故障	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.33	悬停时尾桨操纵装置发生故障	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	N
7.34	前飞时尾桨操纵装置发生故障	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.35	耦合操纵装置故障	S	S	S	S	S	N	S	R	R	N	G	G	N
7.36	解耦操纵装置故障	S	S	N	S	S	N	N	R	R	N	G	N	N
7.37	动态侧翻	S	S	S	S	S	N	S	R	R	N	G	G	N
7.38	剧烈震动	S	S	N	S	S	R	N	R	N	N	G	N	N
7.39	地面共振	S	S	S	S	S	N	S	R	R	N	G	G	N
7.40	后行桨叶失速	S	S	N	S	S	R	N	R	R	N	G	N	N
7.41	旋翼和机身结冰	S	S	N	S	S	R	N	R	R	N	G	N	N
7.42	发动机结冰	S	S	N	S	S	R	N	R	N	N	G	N	N
7.43	防冻系统故障	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.44	水上迫降	S	S	R	S	S	N	S	R	R	N	G	R	N
7.45	全权限数字发动机操纵器故障	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	N

附篇 A

故障和非正常操作

1.1　要成功完成训练往往需要具有出色处理故障的能力。但是，具体的故障很少与各执照或训练类型相关联，因此，将它们作为独立的类别载于第 I 部分关于训练主矩阵数据的附录 C 的第 11 段。在主矩阵电子表格（见附录 C 第 1.2 段）中，故障数据列在表 7 — 故障中。

1.2　由于许多故障具有的特定性质，大多数训练（T）和熟练性训练（TP）任务需要在针对具体类型的飞行模拟训练设备上进行。已经编制完成一个常见故障类型（许多故障类型既适用于单发直升机，也适用于多发直升机）精选。该清单无意包罗万象，但可以为训练提供人提供相关实例，表明可在某一特定飞行模拟训练设备上完成哪些与故障相关的训练任务或熟练性训练任务。在编制特定的训练大纲时，可根据需要添加或删除故障。

1.3　用于处理大多数直升机某些常见情况（如涡环）的程序可能不需要使用针对具体类型的飞行模拟训练设备。这些程序可在具有代表性的飞行模拟训练设备上得到有效的训练，因为所要求做出的动作都很相似。

1.4　尽管对大多数故障的模拟是基于经批准的数据进行的，但对于某些故障或情形（如尾桨驱动失灵、后行桨叶失速、旋翼桨叶结冰等），可能无法获得试飞数据，即使可获得某些数据，直升机的反应可能也是无法预测的。虽然可能无法在飞行模拟训练设备上准确复现航空器的状态，但仍可以开展有价值的训练。此类训练的目的在于使受训人员可以识别相关情形、做出判断，然后采取适当的纠正行动。监管机构、运营人、教员以及接受训练的驾驶员应该清楚，由于可能无法预测直升机的反应，因此，无法对模拟的逼真度进行验证。

———————————

附篇 B

多人制机组合作训练要求

1. 引言

1.1 本附篇中的指导适用于申请人在获得第一个多人制驾驶员型别等级前需要完成多人制机组合作（MCC）训练课程（如载于 JAR-FCL 2.261 (d) 附录 1 或欧洲航空安全局编制的等效文件中所载的关于驾驶员执照颁发的基本要求）的情况。

1.2 实际飞行训练活动可以在符合进行此类训练条件的任何飞行模拟训练设备上开展。

2. 技术标准

2.1 飞行模拟训练设备要想获得国家航空局的批准开展多人制机组合作训练，通常需要具备一系列系统，例如下文所示的系统：

a) 多发和多人制驾驶员直升机；

b) 符合 A 类性能标准的性能储备，以防发动机失灵；

c) 收放式起落架；

d) 防冰或除冰系统；

e) 火情探测和灭火系统；

f) 复式操纵装置；

g) 具备高级模式的自动驾驶仪（参见第 II 部分第 1 章中的相关定义）；

h) 两个甚高频收发器；

i) 两个甚高频导航接收器（甚高频全向信标、仪表着陆系统、测距仪）；

j) 一个自动定向机接收器；

k) 一个指点信标接收器；

l) 一个转发器；

m) 全球定位系统（GPS）；和

n) 气象雷达。

2.2 此外，国家航空局还可能要求将以下系统的指示器安装在两位驾驶员仪表板的相同位置上：

a) 空速；

b) 飞行姿态；

c) 高度表；

d) 无线电高度表（如适用）；

e) 水平位置指示器；

f) 垂直速度；

g) 自动定向机接收器（如适用）；

h) 甚高频全向信标、仪表着陆系统、测距仪接收器；

i) 指点信标接收器（如适用）；和

j) 秒表（如适用）。

2.3 教员应该能够对机组、机组动作以及仪表指示器进行监视。当教员在机上时，其应该有足够的视野，可以看到窗外的前方视景。当教员不在机上时，应该为其提供与机组的舱外景观相关的合理的窗外视景图像。

———————————

飞行模拟训练设备鉴定标准手册

第 II 卷

直升机

第 II 部分

飞行模拟训练设备标准

第 1 章

术语表、缩略语和单位

1.1 术语表

本手册本卷使用的术语具有如下含义：

加速航段 起飞剖面第一航段和第二航段之间的部分，具有从 V_{TOSS} 至 V_y 的平飞加速。

主动力反馈 在飞行操纵系统内，主动力反馈表示可产生飞行模拟训练设备操纵力的动态系统能够准确地反映直升机在正常、非正常和紧急运行中所有飞行阶段的操纵力。

机场 陆地或水上（包括任何建筑物、设施和设备）整个或部分用于航空器进场、离场和表面运动的规定区域，还可包括陆地或水上或某一建筑物或其他结构或其他地方用于供能够垂直下降或爬升的航空器着陆或起飞的区域。

注：国际民航组织通常使用“aerodrome”这一术语，但是本手册都使用“airport”这一术语。

空速 校正空速（海里），除非另行说明。

备用发动机/航空电子设备 具有一个备用发动机/航空电子设备构型的飞行模拟训练设备。

高度 气压高度（英尺），除非另行说明。

批准的数据 通过良好的工程实用程序收集到的，并且由国家航空局（NAA）认可使用的直升机数据。最佳数据来源是直升机制造商和/或原设备制造商；但是，也可以考虑由其他合格来源提供的数据。

注：更多的信息，参见 Doc 9625 号文件本卷第 II 部分附篇中的指导材料和第 II 卷第 I 部分第 9 章中列出的相关阅读材料。

批准的单方开发成果 采用国家航空局认可的有文件证明的方法，通过使用直升机上的具体测量方法和/或直升机运行文件和/或具有资质的人员的判断，来解决与批准的数据相关的问题。

非典型的飞行控制响应 当飞行控制动态响应未显示典型的二阶系统函数时，它被视之为非典型的。

经审查的工程模拟 某直升机制造商生产的、已经过相关国家航空局的审查，并被认为是补充性工程验证数据的可接受来源的工程模拟机或工程模拟。

自动测试 所有激励信号都在计算机控制下的飞行模拟训练设备（FSTD）测试。

具备高级模式的自动驾驶仪 除了提供基本的增稳和姿态保持模式外，还能提供自动驾驶仪和/或飞行指引仪跟踪模式的自动驾驶仪系统。

坡度（Bank） 坡度/滚转角（度）。

基本运行质量（BOM） 直升机的空载质量加下述质量：正常油量、所需的机组成员及其行李、标准设备，以及盥洗室用水和饮用水（如适用）。

启动力 驾驶员使主操纵装置开始移动时所需要施加的力。

抖振 航空器结构在分离气流的作用下产生的空气动力扰动。

A 类 就直升机而言，指具备有附件 8 第 IVB 部分所规定的发动机和系统隔离特性，并能够使用根据关键发动机失效概念编排的起飞和着陆数据飞行的多发直升机，此概念为继续安全飞行或安全中断起飞保障了充分的指定场地和充分的性能能力。

B 类 就直升机而言，指不符合 A 类标准的单发或多发直升机。B 类直升机不具备发动机失效时保障继续安全飞行的能力，预计需要迫降。

检查（驾驶员熟练水平） 根据一套既定的标准，对某项任务的相关知识，或从事某项任务的技能或能力进行比较，以确定所观察到的知识、技能或能力是否达到或超过，抑或未达到这些标准。

注：测试或检查这两个词使用哪一个，取决于国家航空局的偏好，因为这两个词在意思上极为相似，而最终使用哪个词可能要取决于检查活动要达到的结果，例如作为颁发执照或进行定期的能力评价的一个步骤等。

闭环测试 一种由控制器产生输入激励信号的测试方法，该控制器驱动飞行模拟训练设备按规定目标作出响应。

计算机控制的直升机（CCH） 驾驶员的操作输入经过计算机转换和增强的直升机。

限定区域 一个直升机着陆区（无论是自然的还是人工建造的），该区域因被划定界限、被限制范围、被封闭或被围起而对着陆和起飞产生影响。

连续视场 所显示的图像在水平或垂直方向上没有任何间隙，驾驶舱结构造成的间隙除外。

操纵行程 相应的驾驶员沿单方向 (前、后、右、左 、上或下) 操纵，从中间位置运动到一个止动位，紧接着往回运动，通过中间位置后运动到相反止动位，然后再回到最初位置的运动。

互换型飞行模拟训练设备 一种通过改变重要硬件、软件或两者结合，使其成为不同型号或改型的直升机（通常为同一直升机，但有时为不同的机型）的飞行模拟机。相同的飞行模拟训练设备平台、运动和振动系统、视景系统、计算机以及必要的外设可用在一种以上的模拟机上。

注：由国家航空局视这种差别的严重程度决定是否必须准备一套完全独立的鉴定测试指南。否则，在原鉴定测试指南中增补一节就足够了。

正确趋势和幅度（CT&M）　表示直升机运动在正确的方向或其中含有适当相应比例的力、速率、加速度等的容差。

发动机关键参数　最适合度量该发动机功率的发动机参数。

阻尼

a) 临界阻尼　二阶系统的最小阻尼，该阻尼在把物体从平衡位置移开并释放后达到稳态值时没有超调发生。它所对应的相对阻尼率为1.0。

b) 过阻尼　二阶系统的阻尼，该阻尼比上述临界阻尼要大。它所对应的阻尼率大于1.0。

c) 欠阻尼　二阶系统的阻尼，该阻尼在从平衡位置移开和自由释放后，在达到稳态值以前引起一次或多次超调或振荡。它所对应的相对阻尼率小于1.0。

死区　被观察的系统输出或系统状态没有响应的系统输入范围。

被确定仅可用于训练的设备　在这种类型的飞行模拟训练设备上进行的训练可以作为颁发相关执照、等级或合格证的参考积分。

被确定可用于熟练性训练的设备　在这种类型的飞行模拟训练设备上进行的训练可以作为颁发相关执照、等级或合格证的参考积分，并且应该包括达到熟练等级所要求的全部任务。如果也在具备相同鉴定类型的设备上完成了熟练性训练，可以进行额外的测试和检查。

驱动　一种测试方法，其输入激励或变量以自动方式驱动，通常是由计算机输入。

发动机控制单元（ECU）　在本文件中，是一个指发动机控制系统的通用术语，包含机械和模拟装置、发动机电控系统（EEC）和全权数字式发动机控制系统（FADEC）。

工程模拟验证数据　由国家航空局认可的工程模拟程序或工程模拟机生成的验证数据。

鉴定（飞行模拟训练设备）　国家航空局为确定飞行模拟训练设备是否达到规定的鉴定类型所要求的标准而对飞行模拟训练设备进行的仔细鉴定。

逼真度等级　为每一规定的飞行模拟训练设备特性指定的真实性等级。

逼真度等级 — G　逼真度等级为G时，最初的验证应该基于根据可用的批准数据进行的主观评价，必要时用批准的单方研发成果作为补充，以确定一个参考数据标准。应该根据参考数据标准客观地进行定期验证。

逼真度等级 — N　逼真度等级为N时，对飞行模拟训练设备特性没有要求。

逼真度等级 — R 逼真度等级为 R 时，最初的验证应该基于根据批准数据进行的客观评价。必要时用批准的单方研发成果作为补充，以确定一个参考数据标准。应该根据参考数据标准客观地进行定期验证。

逼真度等级 — S 逼真度等级为 S 时，最初的和重复的验证应该基于根据批准数据进行的客观评价。

注：以上定义可能会随着特性类别（航空器、提示或环境模拟）的不同而略有不同。补充信息，参见第 II 卷第 I 部分第 7 章。

飞行模拟训练设备（FSTD） 一种符合 Doc 9625 号文件本卷所描述的飞行模拟训练设备资格最低要求的综合训练装置。

试飞数据 由直升机制造商（或其他经批准的数据提供人）在直升机试飞过程中所获得的实际直升机数据。

印迹测试 在对飞行模拟训练设备进行初始鉴定时在该设备上开展并存档的测试，以便作为定期鉴定的参考数据标准。

自由响应 直升机在操纵输入或干扰完成后松杆情况下的反应。

冻结/锁定 变量保持恒定，不随时间变化的测试条件。

飞行模拟训练设备批准 宣布在国家航空局同意下某一运营人或训练机构可对某一规定鉴定类型的飞行模拟训练设备加以使用的程度。它考虑到直升机与飞行模拟训练设备之间的差异和该组织的运营与训练能力。

飞行模拟训练设备数据 飞行模拟训练设备制造商和申请对飞行模拟训练设备进行设计、制造和测试者所使用的各类数据。

飞行模拟训练设备特性 对本手册第 II 卷第 II 部分附录 A 在界定飞行模拟训练设备的一般和技术要求时所使用的 14 个分类中的每一类的特征进行的描述。

注：14 个分类中只有 13 个出现在主矩阵中。最后一个分类是“其他”，针对的是本卷第 I 部分第 6 章 6.1.14 中所列的特性，并且包括教员操作台（IOS）。该分类虽然不在主矩阵中，但包含在第 II 部分和第 III 部分的附录 A 中。

飞行模拟训练设备运营人 在要求并维持某一特定飞行模拟训练设备达到合格等级方面，直接对国家航空局负责的个人、机构或企业。

飞行模拟训练设备类型 本手册第 II 卷第 I 部分附录 B 中所界定的五个基本飞行模拟训练设备类型。

飞行模拟训练设备用户 要求使用某飞行模拟训练设备获得训练、检查或测试记录的个人、机构或企业。

完全行程 参见“操纵行程”的定义

功能性能 可以由不一定是飞行测试数据的客观数据或其他合适的参考材料进行验证的操作或性能。

功能测试　由一个有合适资格的鉴定人员对飞行模拟训练设备的操作和性能进行的定量和/或定性评估。测试应该包括对所模拟的直升机在正常和非正常条件下其操纵机构、仪表和系统的运行是否准确进行验证。

通用的（G）　飞行模拟训练设备某一给定特性所要求的逼真度的最低等级。

注：进一步的定义，请参阅第I部分第7章中的表7.1。

地面效应　直升机接近地面时，因旋翼下洗气流和直升机周围气流的变化而引起的空气动力学特性的改变。

地面反作用力　由于同地面的接触而作用于直升机的力。这些力应该包括起落架的类型（如滑橇式）、起落架减震支柱形变、滑橇或轮胎摩擦、侧向力、地面类型（如硬、软）和结构/旋翼接触（如适用）以及其他适当方面所产生的作用。这些力应该适时变化，如：随重量和速度而变。

直升机组类　仅在本文件中，一个直升机组类指具有某些相同特性的直升机。这些特性包括但不限于类似的重量、性能和操纵特性、飞行操纵系统，以及构型（包括发动机类型和数量、旋翼的构型、旋转方向和数量，以及仪表盘布局（常规或电子仪表））。

注：模拟或重现一组直升机中的一个独特的直升机类型是可以接受的。

松杆操纵　没有驾驶员操纵而实施或完成的操纵测试。

握杆操纵　由驾驶员按照要求操纵而实施或完成的操纵测试。

重总质量　飞行模拟训练设备运营人或数据提供方所选择的不小于所模拟直升机最大审定质量 90%的质量。

高　离地高度 = AGL（米或英尺）。

直升机性能数据　用于证明直升机性能的数据。这些数据一般用于规范化地反映直升机机队情况，并设有一个裕度，以确保这些数值代表的是性能最差的情况。

注：例如，用于生成《旋翼机飞行手册（RFM）》中的数值的数据。

直升机场　一个机场或在陆地上、水上或结构物上划定的一块场地，其全部或部分供直升机进场、离场和场面活动使用。

最大亮度　最大显示亮度。

综合测试　所有直升机系统模型都工作，并且都相应影响结果的飞行模拟训练设备测试。

注 1：任何直升机系统模型都不应以仅用于测试目的的模型或其他算法来替代。

注 2：此类测试应用操纵装置的位移作为输入来完成。这些操纵装置应该能够表示驾驶员操纵的位移，且

应该是经过校准的。

预计的使用 完成本文件第I部分所规定的训练、测试或检查任务。

不可逆操纵系统 主桨或尾桨的运动不能逆向驱动驾驶员在驾驶舱内的操纵的操纵系统。

滞后 由于飞行模拟训练设备所做的响应而超出直升机的基本响应时间的附加时间。

轻总质量 飞行模拟训练设备运营人或数据提供方所选择的不大于所模拟直升机基本运行质量 120%，或者受限于测试直升机最小实际运行质量的质量。

注：对于一些轻型直升机，可能无法做到这一点，并且需要在早期与负责的国家航空局进行协调。

障碍物限制扇区 在对障碍物的高度进行限制的情况下，可允许存在障碍物的150°扇区。

人工测试 除了初始设置外，没有计算机输入而是由驾驶员进行的飞行模拟训练设备测试。所有模拟的模块都应该工作。

主鉴定测试指南（MQTG） 经国家航空局（NAA）认可的测试指南，该指南包含了在初始鉴定时得到国家航空局接受的测试结果。经过修订的主鉴定测试指南可作为将来鉴定的参考。如果该设备发生任何经批准的变化，就要重新制定该指南，但是仍应符合批准的数据。

中等总质量 飞行模拟训练设备运营人或数据提供方所选择的基本运行质量和最大审定质量两者平均值±10%内的质量。

标称的 特定飞行航段的正常运行质量、构型、速度等。

非正常操纵 一项或多项预期的操纵、增强和保护功能不能完全工作的状态。用于计算机控制的直升机。

注：在计算机控制的直升机中，可使用备用、直接、辅助或备份等专用术语来阐述实际降级程度。

正常操纵 预期的操纵、增强和保护功能都完全可以工作的状态。用于计算机控制的直升机。

客观测试 基于数据对比的定量评估。

无障碍物扇区 210°扇区，向外延伸至可为直升机起落甲板所服务的直升机提供适当的无障碍离场航道的距离，在该扇区内，不允许在直升机起落甲板上方存在任何障碍物。对于按照1级或2级性能运行的直升机，该距离的水平范围将与拟使用的直升机类型在一发失效情况下的能力相称。

运营人 从事或要求从事获得和保持飞行模拟训练设备资格的个人、组织或企业。

被动力反馈 飞行操纵系统中，被动力反馈表示可由一个弹簧或弹簧和阻尼器套件提供动力的被动系统，该系统可产生飞行模拟训练设备操纵力，而该操纵力可能代表，也可能并不代表直升机在正常，特别是非正常

和紧急运行中任何飞行阶段的操纵力。

1 级性能（PC1）运行　指具有以下性能的运行，即在关键发动机失效的情况下、具有使直升机继续安全飞行到合适着陆区的性能，除非上述发动机失效情况发生在到达起飞决断点（TDP）之前或通过着陆决断点（LDP）之后，在这两种情况下，直升机必须能够在中断起飞或着陆区内着陆。

2 级性能（PC2）运行　指具有以下性能的运行，即在关键发动机失效的情况下、具有使直升机继续安全飞行到合适着陆区的性能，除非上述发动机失效情况早在起飞阶段或迟至着陆阶段发生，在这两种情况下，可能有必要实施迫降。

3 级性能（PC3）运行　指具有以下性能的运行，即在飞行中任何时候发生发动机失效的情况下，都有必要实施迫降。

动力杆角度（PLA）　驾驶舱内驾驶员主发动机操纵杆或扭转把手的角度，也可称为油门杆角度（TLA）。

主飞行操纵系统　主飞行操纵系统包括周期变距、油门变距和踏板操纵系统。

保护功能　设计用来避免直升机超过其飞行和机动极限的系统功能。

脉冲输入　瞬间返回到初始位置的阶跃操纵输入。

鉴定测试指南（QTG）　用于对飞行模拟训练设备进行鉴定的主要参考文件。该文件包括使鉴定人员能够评定该飞行模拟训练设备是否达到 Doc 9625 号文件本卷所描述的测试标准的测试结果、符合性声明和其他规定信息。

参考数据标准　基于可用的批准数据的数据，必要时用批准的单方研发成果作为补充，并包括印迹测试结果。应该根据参考数据标准适用定期鉴定结果容差。这仅在逼真度等级为 G 时适用。

有代表性的（R）　表示飞行模拟训练设备某一给定特性所要求的逼真度的中间等级。

注：扩展定义，参见第 I 部分第 7 章中的表 7-1。

可逆操纵系统　主桨或尾桨上的气动载荷能反馈至驾驶员飞行操纵系统的一种操纵系统。

侧滑　侧滑角（度）。

抽点打印　显示指定时间点上一个或多个变量的值。

特定的（S）　飞行模拟训练设备某一给定特性所要求的逼真度的最高等级。

注：扩展定义，参见第 I 部分第 7 章中的表 7-1。

符合性声明（SOC）　已达到具体要求的声明。

阶跃输入 保持常值的突变输入。

主观测试 根据制定的标准，由合适且有资质的鉴定人员做出的定量评估。

起飞决断点（TDP） 确定起飞性能时使用的点，从该点起，如果发动机被确认失效，或中断起飞，或继续安全起飞。

所需起飞距离（TODRH） 仅适用于 1 级性能直升机。在起飞决断点确认关键发动机失效，其余发动机在审定的使用极限内运转后，从起飞起点到达到起飞安全速度、某一选定的高度和正爬升梯度所需要的水平距离。

注：上文所述的选定高度应该通过使用《旋翼机飞行手册》中的数据来确定，并且应该高于以下各面至少 10.7 米（35 英尺）：

i) 起飞面；或

ii) 作为选择，由所需起飞距离内最高障碍物确定的水平面。

起飞安全速度（V_{TOSS}） 在关键发动机不工作，其余发动机在审定的使用极限内运转时能实现爬升的最低速度。

测试（驾驶员熟练水平） 根据一套既定的标准，对某项任务的相关知识，或从事某项任务的技能或能力进行比较，以确定所观察到的知识、技能或能力是否达到或超过，抑或未达到这些标准。

注：测试或检查这两个词使用哪一个，取决于国家航空局的偏好，因为这两个词在意思上极为相似，而最终使用哪个词可能要取决于检查活动要达到的结果，例如作为颁发执照或进行定期的能力评价的一个步骤等。

油门杆角度（TLA） 驾驶舱内驾驶员主发动机操纵杆或扭转把手的角度，也可称为动力杆角度（PLA）

时间历程 表示变量随时间的变化。

训练（T） 实施一项特定的训练任务。完成训练可作为签发执照、等级或资格的参考积分，但是训练的完成并不表示达到熟练水平。一项或多项模拟特性的逼真度等级可能并不支持熟练性训练。

注：在这一定义中，英文 train 可以由 training 替代。

熟练性训练（TP） 实施、继续或完成一项特定的训练任务。完成训练可作为熟练程度和/或签发执照、等级或资格的参考积分，并且完成训练后即可达到熟练程度。所有模拟特性的逼真度等级都支持熟练性训练。

注：在这一定义中，英文 train-to-proficiency 可以由 training-to-proficiency 替代。

传输延迟 飞行模拟训练设备系统对从驾驶员主飞行操纵装置发出输入信号到运动系统、视景系统和仪表系统作出响应的处理时间。它测量了从飞行操纵输入信号经由硬件/软件接口，通过主机的每一个模块并通过

软件/硬件接口返回到运动系统、飞行仪表和视景系统的时间。这三个处理时间中的每一个都不计直升机的动态响应时间，且都代表了该系统的传输延迟。它是从信号输入到输出响应的总延迟时间，与所模拟直升机自身的延迟特性无关。

更新　在保持其现有鉴定类型的基础上，对飞行模拟训练设备进行的改进或增强。

升级　为达到更高鉴定类型而对飞行模拟训练设备进行的改进或增强。

验证数据　用于证明飞行模拟训练设备的性能与直升机性能相一致的数据。

验证数据路线图（VDR）　直升机验证数据提供方提供的文件，该文件应明确指明（以矩阵格式）鉴定测试指南中所要求的全部测试项目的最佳可能数据源。它还应给出相应的发动机型号和额定功率，以及所有影响直升机操纵质量和性能的航空电子设备版本标识等的有效性证明。

注：见Doc 9625号文件本部分的附篇D。

验证试飞数据　采用一个具有足够分辨率的、经校准的数据获取系统，以电气或电子方式，在直升机上记录下来的性能、稳定性和控制性，以及其他必要的测试参数，这些参数被证实十分准确，能够作为与飞行模拟训练设备的类似参数进行比较的相关参数的参照组。

验证测试　可以将飞行模拟训练设备参数与相关验证数据进行比照的测试。

振动　直升机结构与旋翼、发动机、传动装置等的相互作用所引起的扰动。

地面可视段　在能见度条件的限制下，直升机座舱下部遮挡线或视景显示最低点与最远可见点之间的地面可见距离。

易于理解的效应　对某一构型或系统做出的可通过使用基于所做更改的已知特性而设计的经证实的预测方法准确建模的增量更改。

1.2　缩略语与单位

Doc 9625号文件本卷中所使用的缩略语与单位释义如下：

°	度
%	百分比
A_d	驾驶员操纵杆的整个初始位移（初始位移到最终停留位置的幅度）
A_n	在最初与X轴相交后的一系列超调幅值（例如：A_1为第一次超调）。
AC	交流电
A/C	航空器
AFCS	自动飞行操纵系统

AGL	离地高度（米或英尺）
AHRS	姿态和航向参考系统
ANSI	美国国家标准协会
AOA	迎角（度）
AP	自动驾驶仪
APU	辅助动力装置
APV	垂直引导进近程序
ARA	机载雷达进近
ASE	自动稳定设备
ASOS	地面自动观测系统
ASR	机场监视雷达
ATA	航空运输协会
ATC	空中交通管制
ATIS	自动终端情报服务
ATPL	航线运输驾驶员执照（证书或型号等级）
AVAD	自动语音报警装置
AWOS	自动气象观测系统
BC	仪表着陆系统航向台反航道
BITE	机内测试设备
BOM	基本运行质量
CAP	民用航空出版物
CAT I/II/III	精密进近和着陆运行类型 I/II/III
CAT A	A 类
CAT B	B 类
CCD	电荷耦合器件
CCH	计算机控制的直升机
cd/m^2	坎德拉/平方米（3.426 3 坎德拉/平方米= 1 英尺朗伯）
CDP	临界决断点
CFIT	可控飞行撞地
CG	重心
cm	厘米
CPL	商用驾驶员执照
CT &M	正确趋势和幅度
ctd	续
daN	十牛顿
dB	分贝

dBSPL	分贝，声压级
DC	直流电
DGPS	差分全球定位系统
DH	决断高度
DME	测距仪
DOF	自由度
DPATO	起飞后限定点
DPBL	着陆前限定点
EASA	欧洲航空安全局
ECU	发动机控制单元
EEC	发动机电控系统
EFIS	电子飞行仪表系统
EFVS	增强型飞行视景系统
EGPWS	增强型近地警告系统
EGT	排气温度
Elec	电气
eQTG	电子版鉴定测试指南
ETL	有效平移升力
FAA	联邦航空局（美国）
FADEC	全权数字式发动机控制系统
FATO	第五边进近和起飞区
FCL	飞行机组执照的颁发
FCOM	飞行机组操作手册（或操作手册）
FD	飞行指引仪
Flt	飞行
FMS	飞行管理系统
FOV	视场
FPTD	飞行程序训练设备
FSTD	飞行模拟训练设备
ft	英尺（1 英尺＝0.304 801 米）
ft-lambert	英尺－朗伯（1 英尺－朗伯＝3.426 3 坎德拉/平方米）
ft/min	英尺/秒（1 英尺/秒＝0.005 08 米/秒）
G	通用的（与逼真度等级相关）
g	重力加速度（米/秒的平方或英尺/秒的平方）（1g＝9.81 米/秒的平方或 32.2 英尺/秒的平方）
GBAS	陆基增强系统

GLS	陆基增强系统的着陆系统
GNSS	全球导航卫星系统
GPS	全球定位系统
GPWS	近地警告系统
G/S	下滑道
HAA	直升机加速区
HAPI	直升机进近航道指示器
HGS	平视引导系统
HMD	头盔显示器
HSI	水平位置指示器
HTAWS	直升机地形提示和警告系统
HUD	平视显示器
Hyd	液压的
Hz	赫兹，频率单位（1 赫兹＝每秒一个周期)
IAS	指示空速
IATA	国际航空运输协会
ICAO	国际民航组织
IEC	国际电工委员会
IFR	仪表飞行规则
IG	图像生成器
IGB	中间减速器
IGE	地面效应
ILS	仪表着陆系统
IMC	仪表气象条件
in.	英寸（1 英寸＝0.0254 米）
IOS	教员操作台
IPOM	综合匹配性证明
IR	红外线
IR（I）	仪表等级（初始）
IR（R）	仪表等级（更新）
IRS	惯性参考系统
JAA	欧洲联合航空局
kg	千克（1 千克＝2.205 磅）
km	千米（1 千米＝0.621 37 法定英里）
kPa	千帕（千牛顿/平方米）（1 psi ＝ 6.894 76 千帕）

kt	节，校正空速，除非另行说明（1 节＝0.514 4 米/秒或 1.688 英尺/秒）
lb	磅（1 磅＝0.453 59 千克）
lbf	磅力（1磅力＝4.448 2牛顿）
LDAH	可用着陆距离（直升机）
LDP	着陆决断点
LDRH	所需着陆距离（直升机）
LOC-BC	仪表着陆系统航向道−背航道
LOC/LLZ	仪表着陆系统航向台
LOFT	航线飞行训练
LOS	障碍物限制扇区或航线模拟（根据具体语境而定）
m	米（1 米＝3.280 84 英尺）
MAPt	复飞点
MCC	多人制机组合作
MCP	最大连续功率
MCQFSTD	飞行模拟训练设备鉴定标准手册
MCS	运动提示系统
MCTM	最大审定起飞质量（千克/磅）
MDA	运动驱动算法
MDA/H	最低下降高度（高）
MFD	多功能显示器
MGB	主减速器
min	分
MLG	主起落架
MLS	微波着陆系统
MPa	兆帕（1 psi＝6 894.76 帕斯卡）
MQTG	主鉴定测试指南
ms	毫秒
N	无（与逼真度水平相关）或计算机控制的直升机处于正常操纵状态（根据具体语境而定）
N	一个完整振动循环内的连续周期
N/A	不适用
N_1 或 N_g	发动机或燃气发生器每分钟的转速，通常以最大值的百分比表示
N_f	自由涡轮转速（每分钟的转速，通常以最大值的百分比表示）
N_p	动力涡轮每分钟的转速，通常以最大值的百分比表示
N_R	旋翼每分钟的转速，通常以最大值的百分比或实际百分比表示
NAA	国家航空局

NAV	导航
NDB	无向信标
NM	海里（1 海里＝1 852 米＝6 076 英尺）
nm	纳米（10^{-9} 米）
NN	计算机控制的直升机处于非正常操纵状态
NOTAR	没有尾桨
NVG	夜视镜
NVIS	夜视成像系统
NWA	前轮角度（度）
OAT	外部大气温度
OEI	一发失效
OEM	原始设备制造商
OFS	无障碍物扇区
OGE	没有地面效应
OMCT	客观运动提示测试
OS	针对具体运营人
OTD	其他训练设备
OTW	窗外
P_0	从操纵杆初始位移的 90%到首次穿越 X 轴的时间（由止振幅度确定 X 轴）
P_1	首次穿越 X 轴后的第一个完全振荡周期
P_2	首次穿越 X 轴后的第二个完全振荡周期
P_f	冲击或感觉压力
Pn	一系列振荡周期
Pa	帕斯卡
PANS	空中导航服务程序
PAPI	精密进近路径指示系统
PAR	精密进近雷达
PC1	1 级性能
PC2	2 级性能
PC3	3 级性能
PFD	主飞行显示器
PINS	空间点
PLA	动力杆角度
PLF	平飞马力
POM	匹配性证明
PPL	私人驾驶员执照
PRM	精密跑道监视器

PSD	功率谱密度
psi	磅/平方英寸（1 psi＝6.894 76 kPa）
QFE	按某特定基准点（如：机场）设置高度表
QNH	按平均海平面设置高度表
QRH	快速参考手册
QTG	鉴定测试指南
R	有代表性（与逼真度级别相关）
Rad	弧度
RAeS	皇家航空学会
R/C	爬升率（米/秒或英尺/分钟（1 英尺/分钟＝0.005 08 米/秒）
R/D	下降率（米/秒或英尺/分钟）
Re	起飞和着陆近期经历
REIL	跑道端标志灯
RFM	旋翼机飞行手册
RGB	红色、绿色和蓝色
RL	定期执照训练和检查
RMS	均方根
RNAV	区域导航
RNP	所需导航性能
RNP AR APCH	要求授权的所需导航性能进近
RPM	每分钟转速
RTO	中断起飞
RTODAH	中断起飞可用距离（直升机）
RTODRH	中断起飞所需距离（直升机）
RVR	跑道视程（米或英尺）
S	特定的（与逼真度级别相关）
s	秒
SAAAR	特殊航空器和机组（飞行机组）所需批准
SAS	增稳系统
SBAS	星基增强系统
SDF	简化定向设备
SID	标准仪表离场
sm	英里（1 英里＝1 609 米＝5 280 英尺）
SMGCS	地面活动引导和操纵系统
SOC	符合性声明
STAR	标准仪表进场（也称为标准终端进场）

SUPPS	区域补充程序
T	（进行）训练
T(A)	幅值的容差
$T(A_d)$	后续峰值的容差
TACAN	塔康导航系统
TAS	真空速
TCAS	空中交通防撞系统
TDP	起飞决断点
TGL	临时说明页
TI	热成像
TLA	油门杆角度
TLOF	接地和升空区
TP	（进行）熟练训练
T(P)	周期的容差（根据具体语境而定）
TR	型别等级训练和检查或尾桨（根据具体语境而定）
TRG	进行训练
TRGB	尾桨减速器
V_H	以最大连续功率进行水平飞行时的最大速度
V_{ne}	极限速度
V_{TOSS}	起飞安全速度
V_x	最佳爬升角度速度
V_y	最佳爬升率速度
VASIS	目视进近坡度指示系统
VDR	验证数据路线图
VFR	目视飞行规则
VGS	地面可视段
VHF	甚高频
VMC	目视气象条件
VOR	甚高频全向信标
vs	与
W/cm^2-sr	瓦/球面度/平方厘米（$W\ cm^{-2}\ sr^{-1}$）

第 2 章

引言

2.1 目的

2.1.1 本手册的本卷为国家航空局对用于训练、测试和检查飞行机组成员的直升机飞行模拟训练设备（FSTDs）的鉴定规定了性能和资料要求。这些符合性要求和方法源自局方和业界的广泛经验。

2.1.2 本手册旨在为国家航空局提供一种在收到申请人的申请后，通过对飞行模拟训练设备的初始与定期鉴定，对飞行模拟训练设备进行鉴定的方法。本手册还旨在为其他国家局方提供适当方法，使之能够在考虑批准其本国的申请人使用某飞行模拟训练设备时，认可对该飞行模拟训练设备进行初始和定期鉴定的国家所给予的鉴定，而无需进行重复鉴定。

2.2 背景

2.2.1 采用先进的技术使得飞行模拟训练设备更广泛地用于训练、测试和检查飞行机组成员成为可能。现代直升机的复杂性、成本和运行环境也鼓励更为广泛地使用先进的模拟机。与在直升机内完成的训练相比，飞行模拟训练设备能够提供更为深入的训练，并且还能提供安全和适宜的学习环境。现代飞行模拟训练设备的真实性通常足以保证驾驶员评定中观察到的行为转化为直升机上的实际操纵技术。在不良的环境影响中节省燃油和减少燃油消耗，是使用飞行模拟训练设备带来的重要副产品。

2.2.2 本章中提供的飞行模拟训练设备要求，源自通过对训练任务进行分析制定的训练要求，详细内容见第 II 卷第 I 部分。已确定可用来支持这些训练要求的飞行模拟训练设备汇总，见飞行模拟训练设备汇总矩阵表（表 2-1）。

2.2.3 汇总矩阵表通过将训练类型与逼真度等级作为模拟程序的关键特性相关联来定义基本的飞行模拟训练设备类型。每一种基本飞行模拟训练设备类型旨在用于为颁发相关执照或等级进行的训练，以及在适用情况下进行的测试和检查。下表中用于各种训练类型、模拟机特性和模拟机特性逼真度等级的术语释义如下：

2.2.3.1 训练类型：

PPL — 私人驾驶员执照；
CPL — 商用驾驶员执照；
IR (I) — 仪表等级（初始）；
IR (R) — 仪表等级（更新）；
ATPL — 航线驾驶员执照或证书；
TR (I) — 型别等级训练和检查（初始）
RL — 定期执照（熟练性）训练和检查；和

Re — 近期飞行经历（起飞和着陆）；
OS — 针对具体运营人的；和
Mals — 故障。

2.2.3.2 飞行模拟训练设备特性：

驾驶舱布局和结构
飞行模型（空气动力特性和发动机）
地面操作
直升机系统（航空运输协会）
飞行操纵装置和操纵力

声音提示
视景提示
运动提示
振动提示

环境（空中交通管制）
环境（导航）
环境（天气）
环境（直升机场/机场、指定的直升机着陆区和地形）

其他 —（教员操作台等）

2.2.3.3 设备特性逼真度等级：

S（特定的）	—	最高逼真度等级
R（有代表性的）	—	中间逼真度等级
G（通用的）	—	最低逼真度等级
N（无）	—	不要求逼真度特性

注：有关 S、R、G 和 N 的详细定义，请参见第 II 卷第 II 部分第 1 章第 1.1 节 — 术语表中的逼真度等级。

2.2.4 训练代码：

2.2.4.1 被确定仅可用于训练的设备。实施一项特定的训练任务。完成训练可作为签发执照、等级或资格的参考积分，但是训练的完成并不表示达到熟练水平。一项或多项模拟特性的逼真度等级可能并不支持熟练性训练。

2.2.4.2 被确定可用于熟练性训练的设备。实施、继续或完成一项特定的训练任务。完成训练可作为熟练程度和/或签发执照、等级或资格的参考积分，并且完成训练后即可达到熟练程度。所有模拟特性的逼真度等级都支持熟练性训练。

表 2-1 飞行模拟训练设备汇总矩阵

设备类型	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（航空运输协会）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景显示提示	振动提示	运动提示	环境 — 导航	环境 — 天气	环境 — 着陆区和地形	环境 — 空中交通管制（语音）
类型 V	S	S	S	S	S	R	S	S	R	S	S	S	G
类型 IV	S	S	S	S	S	R	S	S	R1	S	S	S	G
类型 III	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	S	S	G
类型 II (VFR)	R	R	G	R	R	G	S	G	N	S	R	R	G
类型 I (IR)	R	R	G	R	R	G	G	G	N	S	G	G	G

2.2.5 对该表中特殊情况的说明：

2.2.5.1 其他特性这一类别未出现在表格中。

2.2.5.2 类型 IV — 运动提示 — R1：驾驶员接收到一个有效的、具有代表性的运动提示和刺激，使之能够适当感知到直升机六自由度的加速。运动提示应该始终提供正确的感觉，以支持预计的使用。运动提示的幅度可以小于逼真度等级 R，因而运动感可能较小。

2.2.6 本部分附录 A 中所规定的飞行模拟训练设备的总体要求和技术要求按设备特性分类。本部分附录 B 和 C 中所载的飞行模拟训练设备验证测试及功能和主观测试按设备类型分类。

2.2.7 表 2-1 界定了五种基本的设备类型。运营人仍然可为特定的训练任务选择独特的设备。本卷第 I 和第 III 部分采用的过程与用于得出五种基本的设备类型的过程相类似。简言之，需要先确定训练任务和类型，然后选出飞行模拟训练设备特性和逼真度等级以支持本卷第 I 部分第 3 章中所描述任务。有关这些特性逼真度等级的相关鉴定和验证测试要求，见本卷第 III 部分。如果考虑采用这一过程，应该及早咨询有关国家航空局。

2.3 相关阅读材料

参见第 II 卷第 I 部分第 9 章。

2.4 飞行模拟训练设备鉴定

2.4.1 在对飞行模拟训练设备的处理上，国家航空局对飞行模拟训练设备的技术标准和飞行模拟训练设备在训练/测试和检查中的使用做出了区分。通过将飞行模拟训练设备的性能与鉴定测试指南（QTG）中规定的标准进行对比，确定是否达到所要达到的鉴定类型。

2.4.2 鉴定测试指南中所要求的验证、功能和主观测试，使国家航空局能够“抽查”飞行模拟训练设备的性能。不使用鉴定测试指南进行这类“抽查”，就无法在正常预留给局方的时间内完成对飞行模拟训练设备性能的验证。应该知道的是，鉴定测试指南并不是在飞行和系统运行的所有方面对模拟程序的质量进行严密的检查。对飞行模拟训练设备的全面测试，应该在将飞行模拟训练设备交给国家航空局进行鉴定以及提交鉴定测试指南中要求的结果之前，就已经由飞行模拟训练设备的制造商/运营人完成了。这一测试是整个测试周期中的一个基本部分，通常是按照相关文件中所载的验收和测试程序进行，同时在该文件上记录测试结果。这些文件将指导对鉴定测试指南中未涉及的许多方面的模拟程序的功能和性能以及诸如教员操作台一类的项目进行测试。

2.4.3 一旦飞行模拟训练设备鉴定合格，负责监督飞行模拟训练设备用户各项活动的局方就可以决定可以开展何种训练任务。这一决定应当基于飞行模拟训练设备的鉴定，飞行模拟训练设备的可靠性、飞行模拟训练设备用户的经验、使用飞行模拟训练设备的训练大纲，以及接受训练的驾驶员的经验和资质。后面这一过程将使飞行模拟训练设备获准在批准的训练大纲内使用。

2.5 飞行模拟训练设备鉴定测试

2.5.1 应该在那些对完成飞行机组成员的训练、测试和检查过程起着十分重要作用的方面对飞行模拟训练设备进行评估。这其中包括飞行模拟训练设备的纵向和横向响应；起飞、悬停、悬停滑行、爬升、巡航、下降、自转、进近和着陆性能；全天候运行（如适用）；操纵检查；以及驾驶员、飞行机械员和教员操作台功能检查。需要对运动、振动、视景和声音系统进行评定，以确保这些系统的正常运行。

2.5.2 这些测试的目的是尽可能客观地对飞行模拟训练设备进行评定。然而，驾驶员对飞行模拟训练设备的认可也必须重视。因此，须对飞行模拟训练设备进行本部分附录 B 中所列的验证测试和附录 C 中的功能和主观测试。验证测试用来对飞行模拟训练设备和直升机数据进行客观比较，以确保它们的差异在规定容差之内。功能测试是使用直升机参考资料对系统进行客观测试。主观测试提供了对飞行模拟训练设备在典型训练周期中的表现能力，以及核实飞行模拟训练设备正确运行和操作特征的能力进行评定的依据。

2.5.3 不应将附录 B 中所列的参数容差与飞行模拟训练设备的设计容差相混淆，这些参数容差是飞行模拟训练设备鉴定时可接受的最大容差。

2.5.4 应该根据飞行模拟训练设备类型，使用批准的数据进行附录 B 中所列的初始和定期鉴定验证测试。有关将主鉴定测试指南结果作为参考数据的定期评定的另一种做法，载于本部分附篇 H。

2.5.4.1 逼真度等级为 S 时，初始和定期鉴定应该以参考批准数据进行的客观评定为基础。对代表某一特定直升机类型的飞行模拟训练设备，最好采用直升机制造商的验证试飞数据。也可以采用其他来源的数据，但必须经负责鉴定的国家航空局的审查和同意。附录 B 中所列容差适用于初始鉴定。作为选择，可以像附篇 H

中所述的那样，将主鉴定测试指南结果作为定期鉴定的参考数据。

2.5.4.2 逼真度等级为 R 时，初始和定期鉴定将以参考某一直升机或直升机组类的批准数据进行的客观评定为基础，不包括需要参考特定机型的数据进行鉴定的特定机型飞行模拟训练设备（类型 V 运动和声音；类型 IV 运动；类型 III 振动）。对代表某一直升机或直升机组类的飞行模拟训练设备进行初始鉴定，最好采用直升机制造商的验证试飞数据。可以采用其他来源的数据，但必须经负责鉴定的国家航空局的审查和同意。

2.5.4.2.1 对于已提交批准的单方研发成果进行初始鉴定的运动、振动和声音系统，鉴定测试指南应该包括下述两项：

a) 表明与验证试飞数据相一致的原始客观测试结果；和

b) 以基于验证试飞数据的批准的单方研发成果为基础的“改进”结果。如果采用批准的单方研发成果，那些相应项目的主鉴定测试指南结果将成为参考数据标准。应该根据参考数据标准对定期验证进行客观测量。

2.5.4.2.2 附录 B 中所列容差既适用于初始鉴定又适用于定期鉴定，但将批准的单方研发成果用于运动、振动和声音的情况除外。

2.5.4.2.3 作为选择，可以像本部分附篇 H 中所述的那样，将主鉴定测试指南结果作为定期鉴定的参考数据。

2.5.4.3 逼真度等级为 G 时，初始验证将以参考可用的批准数据进行的评定为基础，如有必要，可用批准的单方研发成果作为补充，以确定一个参考数据标准。正确趋势和幅度（CT&M）容差仅可用于初始鉴定。应该根据参考数据标准，对定期验证进行客观测量。附录 B 中所列容差适用于定期鉴定，应该用这些容差来确保模拟设备保持在初始鉴定的标准上。

2.5.5 对通用的和或有代表性的飞行模拟训练设备的数据要求规定如下。

2.5.5.1 通用的或有代表性的数据源自某一特定直升机或直升机组。经国家航空局同意，这些数据可以采取的一种形式是以前批准的一套制造商为适用的飞行模拟训练设备准备的验证数据。某特定飞行模拟训练设备的一套数据一旦得到国家航空局的接受和批准，就将成为可作为今后定期鉴定参考的、采用了规定容差的验证数据。

2.5.5.2 用于构建验证数据的这套数据的具体形式应该是“参考数据”工程报告，并且应该表明所建议的验证数据可代表所模拟的某一直升机或直升机组类。该报告可以包括试飞数据、制造商设计数据、旋翼机飞行手册（RFM）和维修手册中的信息、批准的或普遍认可的模拟程序或可预测模型的结果、公认的理论结果、来自公共领域的信息，或飞行模拟训练设备制造商认为对实现目标模型所必要的其他来源的信息。

2.5.6 对于新的直升机项目，部分经过试飞数据验证的直升机制造商的数据可以在对飞行模拟训练设备的临时鉴定中使用。但是，飞行模拟训练设备应该在公布根据直升机型号审定得出的制造商数据后进行重新鉴定。重新鉴定计划应该由国家航空局、飞行模拟训练设备运营人、飞行模拟训练设备制造商和直升机制造商共同商

定。更多信息参见本部分附篇 A。

2.5.7 要对飞行模拟训练设备进行初始或升级鉴定的飞行模拟训练设备运营人，应该明白老式直升机的性能和操作数据的质量可能不足以达到 Doc 9625 号文件本卷中所载的某些测试标准。在此情况下，飞行模拟训练设备运营人可能必须获取额外的试飞数据。

2.5.8 在对飞行模拟训练设备进行鉴定期间，如在某特定验证测试中遇到问题，就应重复进行该项测试，以查明是测试设备还是人员差错导致的问题。此后，如果测试问题还存在，飞行模拟训练设备运营人就应准备提供与该测试相关的备选测试结果。

2.5.9 应对未达到测试标准的验证测试进行调整，直至达到满意为止，或提供附带适当工程判断的依据。

2.6 鉴定测试指南（QTG）

2.6.1 鉴定测试指南是对飞行模拟训练设备进行鉴定时所使用的主要参考文件。它包括飞行模拟训练设备测试结果、符合性声明和使鉴定员能够评估飞行模拟训练设备是否达到 Doc 9625 号文件本卷所述测试标准的其他信息。

2.6.2 申请人应该提交一份鉴定测试指南，其中包括：

a) 标题页，其中包括（至少）：

1) 飞行模拟训练设备运营人名称；

2) 所模拟直升机型号和系列或直升机组类（如适用）；

3) 飞行模拟训练设备鉴定类型；

4) 国家航空局飞行模拟训练设备编号；

5) 飞行模拟训练设备所在地点；

6) 飞行模拟训练设备制造商的唯一编号或序列号；和

7) 预留的有日期的签字栏：

i) 一栏供运营人证明飞行模拟训练设备已经按照成文的验收测试程序进行了测试，包括驾驶舱布局、所有模拟的直升机系统和教员操作台，以及维护设施、运动、视景及其他系统（如适用）。

ii) 一栏供运营人证明已经按照鉴定测试指南手册测试程序中所载的适当程序令人满意地进行了所有人工验证测试；

iii) 一栏供运营人证明按照附录C令人满意地进行了功能和主观测试；和

iv) 一栏供运营人和国家航空局表明对鉴定测试指南的整体验收；

b) 飞行模拟训练设备信息页，其中提供（至少）：

1) 适用的鉴定标准规章；

2) 所模拟的直升机型号和序列或直升机组类（如适用）；

3) 空气动力数据修订；

4) 发动机型号及其数据修订；

5) 飞行操纵数据修订；

6) 航空电子设备系统标识和修订等级（当修订等级影响了飞行模拟训练设备训练、测试和检查的性能时）；

7) 飞行模拟训练设备制造商；

8) 飞行模拟训练设备制造日期；

9) 飞行模拟训练设备的计算机标识；

10) 视景系统型号和制造商；

11) 运动系统型号和制造商；

12) 振动平台类型和制造商；

13) 指定的所需鉴定视景；和

14) 模拟程序其他方面的补充信息，这些方面的重要性对于国家航空局而言不足以要求提供一个单独的鉴定测试指南；

c) 载有所有鉴定测试指南测试清单的目录，其中包括所有子项，除非已在鉴定测试指南中其他位置给出；

d) 修订记录和/或有效页列表；

e) 模拟机设计和测试的参考和源数据列表；

f) 所用术语和符号表；

g) 附带某些要求的符合性声明（SOC）；符合性声明应该给出信息来源，并表明符合性的依据，解释参考材料是如何使用的，适用的数学方程和参数值以及结论是如何使用和得出的。关于符合性声明的要求，参考第 II 部分或第 III 部分（视情况）附录 A 和 B 的“说明”栏；

h) 验证测试的记录程序和所需设备；

i) 用于第 II 部分或第 II 部分（视情况）附录 B 中指定的每一验证测试的下述各项：

1) 测试编号：应包括遵循附录 B 中所设定的编号体系的测试编号。

2) 测试名称：应简短、明确，并以附录 B 中提及的测试名称为依据。

3) 测试目的：应简要说明测试要演示的内容。

4) 演示程序：简要说明如何达到目的；应明确无误地说明针对每一测试，驾驶员人工飞行和自动测试（如需要）时如何设置和操作飞行模拟训练设备。

5) 参考资料：直升机数据来源文件，包括文件号和页/条件号，以及适用时的任何数据咨询参考资料。

6) 初始条件：要求完整、全面地列出飞行模拟训练设备的初始条件。

7) 测试参数：列出自动测试期间被驱动或控制的全部参数。

8) 人工测试步骤：这些步骤本身应该是完整的，足以使有资质的驾驶员能够参照驾驶舱仪表盘完成该飞行测试。在复杂测试中，鼓励酌情参考参考数据或测试结果。人工测试应能够在任一驾驶员座位上进行，尽管在另一个座位上驾驶舱控制器的位置和力量不一定可用。

9) 自动测试步骤：应给出自动测试的测试编号。

10) 鉴定标准：规定在测试中应仔细监测的主要参数。

11) 预期结果：直升机结果，包括容差，如必要还可包括对源数据中获取信息的点的进一步说明。

12) 测试结果：飞行模拟训练设备运营人从飞行模拟训练设备上获得的飞行模拟训练设备验证测试结果。在独立于飞行模拟训练设备的计算机上进行测试是不能接受的。测试结果应该：

i) 由计算机生成；

ii) 在国家航空局认可的适当介质上生成；

iii) 有时间历程（除非另有说明），并且：

(a) 每一项测试都应该绘出所列出的建议参数（为了便于日后参考，应该编制一本“直升机飞行模拟机鉴定手册”，参见第I部分第9章第9.3段）；

(b) 清楚标明适当的时间参考点，以确保在飞行模拟训练设备与直升机之间进行准确比较；

(c) 绘出的飞行模拟训练设备结果和验证数据应当明显区分；和

(d) 在允许用“抽点打印”结果取代时间历程结果的情况下，飞行模拟训练设备运营人应该确保在“抽点打印”捕捉的瞬间处于稳定的状态条件；

iv) 将其清楚标示为所测设备产生的结果；

v) 在每一页面标明测试完成的日期和时间；

vi) 在每一页面标明测试页码和该测试的总页数；

vii) 标出有规定容差的参数，并给出容差标准和单位。鼓励自动标明“超差”的情况；和

viii) 增大图形结果的比例，为检查第II部分或第III部分（视情况）附录B所示的容差参数提供必要的分辨率；

13) 验证数据：

i) 应该提供由计算机生成的与飞行模拟训练设备数据重叠的试飞数据显示。为确保验证数据的真实性，还应该提供一份原始验证数据的副本，清楚标明文件名称、页码、发布机构，还要给出上文1）中所规定的测试编号与名称；

ii) 只有在不会造成变形或刻度解读或分辨上的困难时，方可采用照相法缩小鉴定测试指南中所包含的直升机数据文件；和

iii) 各种验证数据的变量应当与符号规约一同在术语表中定义。此术语表应置于鉴定测试指南中的适当位置。

14) 结果比较：公认的将飞行模拟训练设备测试结果同验证数据进行比较的方法是将两种数据重叠；

j) 在初始评定中使用的适用的规范性鉴定标准，或适当章节（如适用）的副本；和

k) 明确指明（只接受矩阵格式）所有所需测试的数据源（包括声音和抖振数据文件）的验证数据路线图的副本；和

l) 说明如何导出设备验证数据的工程报告副本（更多信息，参见第 II 卷第 II 部分附篇 I）。这仅适用于非特定类型的设备。

2.6.3 飞行模拟训练设备测试结果应该使用直升机参数通用术语，而非计算机软件标识进行标注。鉴定测试指南将给出符合附录 B 中飞行模拟训练设备验证测试的文件证明。就涉及时间历程的测试而言，飞行模拟训练设备数据与直升机数据的重叠绘出对验证每项测试中的飞行模拟训练设备性能都十分重要。这种评估有助于验证鉴定测试指南中所给出的飞行模拟训练设备测试结果。

2.7 主鉴定测试指南（MQTG）

2.7.1 主鉴定测试指南是在飞行模拟训练设备初始鉴定期间生成的。这是按国家航空局要求修订的主要文件，飞行模拟训练设备的定期鉴定测试结果将以此为准加以比较。

2.7.2 然后，主鉴定测试指南将作为进行定期鉴定或特殊鉴定时使用的参考文件，在申请批准将特定飞行模拟训练设备用于某一具体训练任务时，任何国家航空局也可将之用作此飞行模拟训练设备的鉴定证明文件。

2.8 电子版鉴定测试指南（EQTG）

使用电子版鉴定测试指南能够降低成本、节省时间和使通信更为及时，并且正成为一种常见做法。航空无线电通信公司（ARINC）报告 436 定义了电子鉴定测试指南标准。

2.9 质量管理系统和构型管理

2.9.1 营运人应该建立和保持国家航空局认可的质量管理系统，以确保飞行模拟训练设备的正确维护和性能。质量管理系统可以依据已有的行业标准来建立，如标题为“飞行模拟机质量的标准度量”的航空无线电通信公司报告 433（2001 年 5 月 15 日或其修订本）。

2.9.2 应该建立和保持构型管理系统，以确保硬件和软件通过本系统修改或修订后，其完好性可以持续保持原始鉴定标准。

2.10 鉴定类型

2.10.1 初始鉴定是某一飞行模拟训练设备获准使用的首次鉴定。它包括对飞行模拟训练设备鉴定测试指南的技术评审和随后对其进行现场验证，以确保其能够达到 Doc 9625 号文件本卷中的所有要求。

2.10.2 定期鉴定是指周期性完成的鉴定，以确保飞行模拟训练设备能够持续符合其鉴定类型。

2.10.3 特殊鉴定是指由于出现任何下述情况而要完成的鉴定：

a) 可能影响飞行模拟训练设备操纵品质、性能或系统表现的主要硬件和/或软件的改变；

b) 申请升级至更高鉴定类型；和

c) 发现飞行模拟训练设备表现出未按其初始鉴定标准工作的情况。

注：上述某些情况可能要求建立经修改的测试，从而导致要修订主鉴定测试指南。

2.11 鉴定的实施

2.11.1 初始飞行模拟训练设备鉴定

2.11.1.1 想获得飞行模拟训练设备鉴定的飞行模拟训练设备运营人应向飞行模拟训练设备所在国的国家航空局提出鉴定申请。

2.11.1.2 鉴定申请应提供鉴定测试指南，并且还应包括一份声明，表明已经采用成文的验收测试程序对飞行模拟训练设备进行了全面测试，包括驾驶舱布局、所有模拟的直升机系统及教员操作台，以及适当的维护设施、运动、视景和其他系统（如适用）。此外，还应提供一份声明，表明飞行模拟训练设备达到 Doc 9625 号文件本卷规定的标准。申请人应进一步证明已经圆满完成了所申请的鉴定类型的全部鉴定测试指南测试项目。国家航空局可以要求以符合性声明的形式提交此类声明，其中包括开展本段所述测试的人员的姓名和资格。

2.11.1.3 申请时应附上一份注明测试结果的飞行模拟训练设备的鉴定测试指南副本。国家航空局对鉴定测试指南提出的任何缺陷都应在鉴定开始之前改正。

2.11.2 飞行模拟训练设备的改装

2.11.2.1 更新是对现有模拟设备在保持其现有鉴定类型的情况下做出改变的结果。这种改变可以根据初始鉴定时有效的适用规章，通过定期鉴定或在国家航空局认为必要的情况下通过特殊鉴定予以批准。

2.11.2.2 如果对现有模拟设备的这种改变意味着该设备的性能无法达到初始鉴定时的各项要求，但是这种改变的结果在国家航空局看来，显然意味着该模拟设备的性能和训练能力的整体提高，那么，国家航空局就可以按更新接受这一拟议的改变，同时允许该模拟设备保持其原鉴定类型。

2.11.2.3 **升级**被界定为是对某一模拟设备的鉴定类型进行的提升。只有按最新的适用规章，通过初始鉴定，才能实现这样的升级。

2.11.2.4 总之，只要不改变模拟设备的鉴定类型，对该模拟设备的一切改变都应被视为待国家航空局批准的更新。升级和其后依据最新规定进行的初始鉴定，只有在运营人为飞行模拟训练设备申请更高鉴定类型时才适用。

2.11.3 目前鉴定合格的飞行模拟训练设备暂停使用

211.3.1 如果正在运行的飞行模拟训练设备计划长时间暂停使用，则应该通知相关国家航空局，并且在该模拟设备不使用期间，为其制定适当的管理措施。如果在与国家航空局预先确定的一段较长时间内未使用飞行模拟训练设备，则可能需要按照现行标准对其进行初始评估。

2.11.3.2 应该与国家航空局达成共识，确保该飞行模拟训练设备恢复使用时能达到其原有鉴定类型。

2.11.4 将飞行模拟训练设备迁至新的永久性地址

2.11.4.1 在对飞行模拟训练设备进行搬迁时，应该将该计划活动通知相关国家航空局，并且提供相关活动的时间安排。

2.11.4.2 飞行模拟训练设备在新址恢复工作前，运营人应该与相关国家航空局达成共识，确定为了确保飞行模拟训练设备性能达到其原始鉴定标准，应该运行哪些鉴定测试指南中的验证和功能测试。测试文件的副本应与飞行模拟训练设备记录一同保留，以供相关国家航空局审查。

2.11.5 可移动的飞行模拟训练设备

2.11.5.1 如果飞行模拟训练设备被设计得可移至不同训练场所，则应该在提出初始鉴定的最初申请时通知相关国家航空局。更多指导，参见第 II 卷第 II 部分附篇 Q。

2.11.5.2 初始鉴定应该在飞行模拟训练设备处于“做好训练准备”的状态下进行。作为这一过程的一部分，国家航空局将在该设备被搬迁到另一地点后再进行一次鉴定，以确定该设备可以经受住搬迁过程中的颠簸并保持在初始鉴定中体现出来的标准。搬迁工作应该反映使用中的设备搬迁时的预期情况（即使用适当的搬迁方法，做好适当的搬迁准备，使用计划的运输方式，有适当的搬迁距离，并且在通常可预期的条件下进行）。

2.11.5.3 对于以后的搬迁，国家航空局将与运营人一起决定是否要进行搬迁后验证，或应该进行哪些鉴定测试指南中的验证和功能测试，以确保飞行模拟训练设备性能达到其原始鉴定标准。国家航空局还将决定是否需要对设备进行搬迁鉴定。国家航空局如果确信飞行模拟训练设备的完整性在搬迁中不会受到影响，则可以选择允许对该飞行模拟训练设备进行不受限制的搬迁，但要为运营人建立一个既定的过程，以便在飞行模拟训练设备在新的场所投入使用之前对其性能进行验证。搬迁记录（包括搬迁核查过程的测试结果以及任何其他相关文件）的副本应与飞行模拟训练设备记录一同保留，供相关国家航空局审查。

2.11.6 鉴定小组的构成

2.11.6.1 为了对某一飞行模拟训练设备进行鉴定，鉴定小组通常由来自国家航空局的一名飞行监察员领导，成员包括几位工程人员和一位具有相应型号资质的驾驶员。

2.11.6.2 申请人应该在飞行模拟训练设备运行和所需测试设备方面提供技术帮助。必要时，申请人还应

该提供具有相关知识的人员协助鉴定小组的工作。

2.11.6.3 进行初始鉴定时，飞行模拟训练设备制造商和/或直升机制造商应该提供技术人员（如主题专家或试飞员），以给予必要的协助。

2.11.7 飞行模拟训练设备的鉴定基准

2.11.7.1 在圆满完成初始评定和鉴定测试之后，应该制定周期性检查制度，以确保飞行模拟训练设备一直保持其初始认证过的性能、功能和其他特性。

2.11.7.2 对飞行模拟训练设备具有管理权的国家航空局应该确定进行定期鉴定的时间间隔。

2.12 将 Doc 9625 号文件第 II 卷纳入管理框架

通过其国家管理文件，如《美国联邦法规》第 14 篇第 60 部、《联合航空条例 — 飞行模拟训练设备 H》或其他等效文件（参见第 II 卷第 I 部分第 9 章），将 Doc 9625 号文件第 II 卷及其修订纳入到管理框架中是各国家航空局的责任。

2.13 对本手册的未来更新

本部分附录 D 描述了今后对本手册进行拟议更新时应使用的流程。

2.14 鉴定手册

在编制本卷时，没有任何关于直升机飞行模拟机鉴定的手册。但是，皇家航空学会正在策划编制和出版这样的文件。这将为进行所需测试以确定所鉴定的飞行模拟训练设备是否符合本卷规定的标准提供有益的指导。

———————————

附录 A

飞行模拟训练设备（FSTD）要求

引言

本附录描述了鉴定某一模拟训练设备要达到本部分的表 2-1 中规定的国际认可的类型，必须符合的最低飞行模拟训练设备要求。在确定鉴定要求时，还应该参考本部分附录 B 和附录 C 中所列的验证测试与功能和主观测试。本附录中所包含的某些要求应该由符合性声明（SOC）加以支持，并且在某些指定情况下，还要由客观测试加以支持。符合性声明应该描述相关要求是如何达到的。测试结果应该显示相关要求已经达到。在下文列示的飞行模拟训练设备标准表格中，对符合性声明的要求显示在说明栏中。

某些特性逼真度等级目前并未在基本标准类型中使用；但是，根据第 III 部分，这些等级可能与运营人界定的飞行模拟训练设备中的某些任务相关，因此，将这些等级的定义保留在了本附录中。

1. 要求 — 驾驶舱布局和结构

1.	特性的一般要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.S	一个封闭的、全尺寸的直升机驾驶舱复制品，应该有具备完整功能的操纵装置、仪表和开关，以支持预计的使用。 驾驶员在任何操作模式中无需使用的其他设备不必具备使用功能。 封闭的程度必须考虑到预计的使用。			✓	✓	✓	应该提供与直升机一样的窗户，以排除分散注意力的部分，并产生封闭的感觉。 如果直升机装有机头下部窗户，则应该对其进行复制。 被批准用于进行夜视镜训练的设备要求有驾驶舱玻璃窗，以产生真实的内部照明反射。
1.R	一个封闭的或感觉封闭的驾驶舱，排除分散注意力的部分，可代表一个直升机组类，以支持拟定的使用。	✓	✓				用于进行夜视镜训练的设备要求有驾驶舱玻璃窗（反射），如果直升机有此特征的话。
1.G	一个开放的、封闭的或感觉封闭的驾驶舱，排除分散注意力的部分，可代表一个直升机组类的驾驶舱，以支持拟定的使用。						

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.1	驾驶舱结构						
1.1.1.S	驾驶舱（模拟区）： 一个所模拟直升机的封闭的、全尺寸的驾驶舱复制品，包括结构、隔板和面板；主及辅助飞行操纵装置；发动机和旋翼操纵装置；跳开关；飞行仪表；导航、通信和类似用途设备；提示和警告系统；应急设备以及附带相关操纵装置和可观察到的驾驶舱指示灯的所有其他设备和系统。 额外需要的飞行机组成员值勤位置以及驾驶员座椅后面的隔板（包括飞行前驾驶舱准备工作完成后任何情况下飞行机组可能需要用到的开关、跳开关、备用无线电面板等）也要作为驾驶舱的一个部分，并且应该与所模拟的直升机相同。 仪表、面板和驾驶舱设备： 上述设备应该置于适当位置，并且具有精确功能；在适用情况下，在正确的运动范围内操纵上述设备所要求的触觉、技巧、行程、用力和方向都应与所模拟的直升机相同。 （续）			✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	驾驶舱（模拟区）： 注：用于飞行模拟的驾驶舱包括飞行机组成员座椅最尾端机身横截面之前的全部空间，或者在适用时，至附加的飞行机组成员座椅后缘和/或所需隔板尾端那个横截面之前的空间。 训练大纲未要求的配套系统或功能不需要模拟软件的支持，但是应配备所有可视的硬件及相关操纵装置和开关。作为任何正常、非正常或紧急情况下驾驶舱程序的一部分的系统，其功能应该达到与所模拟的直升机使用这些程序时相同的程度。模拟软件不支持的系统或功能应该在飞行模拟训练设备鉴定测试指南信息页上予以说明。 仅包括起落架销舱、消防斧或灭火器、备用灯泡、航空器文件袋等物品的隔板可以省略。训练大纲所需的物品或合理的复制品都应配备，但是可以移至尽可能距原来位置近一些的合适位置；否则，这些物品也可以省略。消防斧和任何具有类似用途的仪表应该省略，或者以轮廓或照片或类似技巧来表示。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	窗户复制： 应该包括窗户和机头下部窗户（如有）。玻璃窗应该可以产生所模拟直升机的反射效果，如在夜航条件下的仪表反射、镜像效果等。 在适用情况下，操作驾驶舱窗户的设备应该包括在内，但是实际的窗户不必可操作。如果直升机驾驶舱有机头下部窗户，则应该对其进行复制。 应该对任何窗户配件以及视野内可见的其他直升机部件（如雨刷、防雾布线、皮托管、把手、钢丝钳）进行复制。复制品可以不具功能，在一些情况下，仅仅是一个轮廓也是可以接受的。 内部空间： 驾驶舱（包括任何配置的教员操作台或观察员座位）应该完全封闭。 （续）			✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	仪表、面板和驾驶舱设备： 使用带有实体外罩或蒙罩的飞行模拟训练设备仪表和/或仪表板电子显示图像是可以接受的，条件是： — 所有仪表和仪表板布局尺寸正确，如有差别，也是驾驶员感觉不到的； — 各个仪表完全模仿直升机仪表，包括仪表的全部功能及内置逻辑（如有）； — 所显示的仪表不会量化失真（步进）； — 仪表显示特性模仿直升机的仪表特性，包括：分辨率、色彩、辉度、字体、填充模型、线条式样和符号。亮度应该与相应的照明控制装置相称；应该根据模拟机的照明条件来调整最大亮度； — 外罩或蒙罩，包括边框和游标（如适用），模仿直升机面板； — 仪表操纵装置和开关模仿直升机的操纵装置和开关，并且操纵技巧、用力、行程及方向都与直升机相同。 — 仪表照明应该模仿直升机上的仪表照明；应该用与直升机相同的控制装置（如照明面板）来操作这些照明；操作逻辑（如用一特定的按钮来控制光照的类型）应该与直升机相同；

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
							— 在适用情况下，仪表面板应该与直升机上的仪表面板相同；和 — 对于三维仪表（如机电仪表），显示图像应该： — 显示与所复制的仪表具有相同的三维深度。模拟仪表的外观从任何角度观看都应与实际直升机仪表的外观相同。实际直升机仪表由于观察角度和视差所造成的任何仪表读数误差都应复制在模拟仪表显示图像上；和 — 显示与直升机仪表相同的典型振动。可以通过模仿所显示的仪表图像来复制振动的效果，只要与所模拟的直升机之间看不出任何差异。 <u>跳开关：</u> 所有驾驶舱跳开关都应该与所模拟直升机上的跳开关相同，且安装位置应与该直升机的一样。 影响程序和/或控制可观察到的驾驶舱指示灯的跳开关应该能准确地正常工作。 操纵跳开关所要求的触觉、技巧、用力和方向应与所模拟直升机的相同。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.1.1.R	驾驶舱（模拟区）： 一个封闭的或感觉封闭的，在空间上代表所模拟的直升机组类的驾驶舱和构型（包括仪表板布局），包括完成训练活动所需的结构、隔板和面板；主及辅助飞行操纵装置；发动机和旋翼操纵装置；跳开关；飞行仪表；导航、通信和类似用途设备；提示和警告系统；以及附带相关操纵装置和可观察到的驾驶舱指示灯的所有其他设备和系统。 仪表、面板和驾驶舱设备： 上述设备应该置于适当位置，并且具有精确功能；在适用情况下，在正确的运动范围内操纵上述设备所要求的技巧、用力和方向都应与所模拟的直升机组类相类似。 窗户复制： 应该包括窗户和机头下部窗户（如有）。 窗户附件可以省略。 （续）	✓ ✓ ✓	✓ ✓ ✓				驾驶舱（模拟区）： 飞行模拟训练设备的驾驶舱包括飞行机组成员座椅最尾端机身横截面之前的全部空间，或者在适用时，至附加的飞行机组成员座椅后缘和/或所需隔板尾端那个横截面之前的空间。 如果飞行模拟训练设备用于目视飞行规则训练，该模拟训练设备应该代表与用于飞行训练的真实直升机相类似的直升机组类和构型（包括仪表板和遮光板布局）。 仪表、面板和驾驶舱设备： 使用带有实体外罩或蒙罩的飞行模拟训练设备仪表和/或仪表板电子显示图像是可以接受的，条件是：该仪表具有与直升机类似的可操作控制装置。仪表显示不应量化失真（步进）。 跳开关： 应该有具代表性的跳开关面板（可用照片复制品）并位于有空间代表性的位置。只需要以类似组类的方式模拟那些在正常、非正常或紧急程序中使用的跳开关，这些跳开关应具备精确功能。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	内部空间： 驾驶舱的内部空间只需与所模拟的直升机组类的驾驶舱相类似。 内部空间只需延伸至驾驶舱的后端，无需包括教员操作台。						内部空间： 由于仅要求一个具有空间代表性的驾驶舱，封闭空间的实际尺寸可以用在互换型飞行模拟训练设备上来模拟一组以上的直升机。飞行模拟训练设备的每种换型都应代表所模拟的直升机组类，某些换型可能需要对某些操纵装置、仪表、面板、挡板等进行改变。
1.1.1.G	驾驶舱（模拟区）： 一个开放的、封闭的或感觉封闭的驾驶舱区，备有完成训练任务所需的与直升机相似的主及辅助飞行操纵装置、发动机和旋翼操纵装置、设备、系统、仪表、面板和相关操纵装置，这些设备安装在与所模拟的直升机组类相似的空间中。 飞行仪表板的位置和机组成员的座椅应该使机组成员在操纵装置前的坐姿和设计眼点位置类似于真实直升机。 内部空间： 一个开放的、封闭的或感觉封闭的驾驶舱区，排除分散注意力的部分，该驾驶舱区应该与可代表一组直升机的直升机相似。 内部空间（如有）无需包括教员操作台。 （续）						驾驶舱（模拟区）： 如果飞行模拟训练设备用于获得目视飞行规则训练经历，该模拟训练设备应该配备有代表性的遮光板，为机组成员提供与用于训练的真实直升机上相同的设计眼点位置。 仪表、面板和驾驶舱设备： 安装的部件应该相互兼容，并且能够协调工作。 使用带有或不带有实体外罩或蒙罩的电子显示图像都是可以接受的。如果训练期间需要驾驶员进行输入，就应该安装可操作的操纵装置。仪表显示不应量化失真（步进）。 类似直升机的操纵装置、仪表和设备意指与所模拟的直升机组类上使用的相对应。 如果飞行模拟训练设备可换型，其中一些操纵装置、仪表和设备可能需要针对某些换型做出改变。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
							触摸屏面板： 对于机组资源管理训练，由两名机组成员操作的触摸屏区应该可以识别多个触点（多点触控技术），以便使机组可以同时工作，例如在跨座控制台或上方区。 跳开关： 只需要设置在正常、非正常或紧急程序中使用的跳开关，并以类似于直升机的方式模拟，这些跳开关应具备精确功能。
1.2	座椅						
1.2.1	飞行机组成员的座椅						
1.2.1.S	飞行机组成员的座椅应该复现所模拟直升机的座椅。			✓	✓	✓	直升机驾驶舱观察员座椅不被认为是额外的飞行机组成员值勤台，可以忽略。
1.2.1.R	所有飞行机组成员的座椅应该代表所模拟直升机的座椅。 飞行机组成员的座椅应该让使用者能够获得为所模拟的直升机组类设定的设计眼点参考位置。	✓	✓				直升机驾驶舱观察员座椅不被认为是额外的飞行机组成员值勤台，可以忽略。
1.2.1.G	飞行机组成员的座椅应该为机组成员提供有代表性的设计眼点位置，并且能够进行充分调整，使使用者可酌情根据所模拟的直升机组类在操纵装置前摆出适当的坐姿。						直升机驾驶舱观察员座椅不被认为是额外的飞行机组成员值勤台，可以忽略。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.2.2	教员和观察员座椅						
1.2.2.S	除飞行机组成员的座椅外，还应该有一个教员台座椅和两个留给观察员和局方监察员的合适观察员座椅，它们位于机上或机下。 安装在机上时，教员操作台座椅和至少一个观察员座椅的位置应该能够充分看到驾驶员的控制面板和前窗。 安装在机下时，教员应该可以对机组、机组动作以及仪表指示灯进行监控，并且应该可以获得机组观察驾驶舱外时所具有的合理的窗外视景。 安装在机下时，两个观察员座椅都应该配备对训练活动（机组和教员）进行视频和音频监控的适当手段，并且应该可以让观察员做笔记。至少一个座椅应该可以获得机组观察驾驶舱外时所具有的合理的窗外视景。			✓	✓	✓	教员和观察员座椅不必与直升机上的教员和观察员座椅一样。 三个座椅都应该具有充分的舒适度，以便使用者能够在两小时训练期间保持坐姿。 对于具备运动提示系统的飞行模拟训练设备，任何机上教员/观察员座椅都应该牢固固定，并且配备有充分完好性的主动约束装置，以便在任何已知或预计的运动系统的移动中，能够安全约束使用者。 两个观察员座椅都应该有可用来做笔记的足够的照明，并且有一个可选择性地对所有机组成员和教员通讯进行监测的系统。 观察员“观察驾驶舱外时所具有的合理的窗外视景”可以与教员获得的视景一样，只要观察员在不干扰教员或不分散教员注意力的情况下能获得充分的窗外视景。 局方可以依据不同的驾驶舱构型或训练要求考虑对此要求做出选择。
1.2.2.R	除飞行机组成员的座椅外，还应该有一个教员台座椅和两个留给观察员和局方监察员的合适座椅。	✓	✓				这些座椅不必复制航空器上的座椅，可以简单到和放置在适当位置的办公室座椅一样。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.2.2.G	除飞行机组成员的座椅外，还应该有一个教员台座椅和两个留给观察员和局方监察员的合适座椅。						这些座椅不必复制航空器上的座椅，可以简单到和放置在适当位置的办公室座椅一样。
1.3	照明						
1.3.1	驾驶舱照明						
1.3.1.S	驾驶舱照明应该复现直升机驾驶舱的照明。			✓	✓	✓	要求进行主观测试。
1.3.1.R	面板和仪表的照明环境应足以进行预计的使用。	✓	✓				可以安装背光面板和仪表，但并非必需的。
1.3.1.G	面板和仪表的照明环境应足以进行预计的使用。						可以安装背光面板和仪表，但并非必需的。
1.3.1	周围照明						
1.3.2.S	驾驶舱的周围照明环境应该与视景显示器保持动态上的一致，并足以进行预计的使用。			✓	✓	✓	周围照明的亮度应该均衡，不会分散飞行机组成员的注意力。 要求进行主观测试。
1.3.2.R	周围照明的亮度应该均衡，不会分散飞行机组成员的注意力。	✓	✓				要求进行主观测试。
1.3.2.G	对周围照明没有特别要求，但应该确保仪表在所有训练情形下的易读性。						要求进行主观测试。

2. 要求 — 飞行模型

2.	特性的一般要求 飞行模型	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.S	所模拟的直升机在有地面效应和无地面效应的悬停时的空气动力和发动机建模，包括直升机姿态、侧滑、高度、温度、总质量、重心位置，以及构型等的变化产生的效应，以支持预计的使用。			✓	✓	✓	飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合引起的空气动力特性变化的效应，包括直升机姿态、空气动力和推进力及力矩、相对气流、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应。空气动力建模包括地面效应、机身和旋翼结冰的影响（如适用）、旋翼尾流和机身之间的空气动力干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑、涡环[主旋翼涡环状态]和后行桨叶失速而引起的非线性运动进行复现。
2.R	空气动力和发动机建模应该根据影响空气动力模型的设计特征体现相应直升机组类的特性。	✓	✓				包括旋翼设计和构型（翘板式旋翼桨毂、半刚性、全关节式和正确的旋翼旋转方向）、重心位置、质量、高度和温度（包括涡环[主旋翼涡环状态]和后行桨叶失速）。
2.G	一个直升机组类的通用飞行/发动机模型，以支持预计的使用。这应该包括总质量和重心的变化产生的效应。						包括地面效应、平移升力以及涡轮发动机与活塞发动机之间的区别。

	特性的技术要求 飞行模型	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.1	飞行动态模型						
2.1.S	考虑到飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合（包括直升机姿态、空气动力和旋翼的力及力矩、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应）的飞行动态特性模型，其中包括空气动力和发动机建模。			✓	✓	✓	
2.1.R	飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合（包括直升机姿态、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应）的飞行动态模型，其中包括空气动力和发动机建模。	✓	✓				
2.1.G	飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合（包括直升机姿态、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应）的类似直升机的飞行动态模型（可以是通用的），其中包括空气动力和发动机建模。						
2.2	空气动力模型						关于防冰方面的内容，参见本附录的第 4.4 段。
2.2.S.a	空气动力建模，包括根据特定类别直升机试飞数据导出的地面效应。适用的领域包括滑跑着陆以及有地面效应的悬停中的平飘和着陆接地。一种可接受的地面效应模拟包括对地面效应情况下的旋翼效率、机身阻力、俯仰力矩、配平和推力，以及从有地面效应情形过渡至没有地面效应情形所产生的效应（反之亦然）进行建模。			✓	✓	✓	应该用验证试飞数据作为确定飞行和性能特性的依据。

	特性的技术要求 飞行模型	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.2.S.b	包括结冰对机身、旋翼空气动力特性和发动机的影响（如有）的空气动力建模。结冰模型应模拟积冰对旋翼升力面的空气动力降级效果，除了可对功率产生影响的阻力或直升机全重的整体增加之外，还包括效率降低、对功率设置的影响、俯仰角变化、滚转力矩、操纵效能降低，以及操纵力发生变化等。			✓	✓	✓	
2.2.S.c	空气动力建模，包括旋翼尾流和机身之间的干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑、涡环[主旋翼涡环状态]和后行桨叶失速而引起的非线性运动进行复现。			✓	✓	✓	
2.2.R	类似直升机的空气动力建模，根据一个直升机组类导出，并与该直升机组类相对应，以支持预计的使用。包括地面效应、机身和旋翼结冰的影响（如适用）、旋翼尾流和机身之间的空气动力干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑、涡环[主旋翼涡环状态]和后行桨叶失速而引起的非线性运动进行复现。	✓	✓				应该用针对所模拟直升机组类的验证试飞数据作为确定飞行和性能特性的依据。
2.2.G	类似直升机的通用空气动力建模，以支持预计的使用，可包括地面效应、旋翼尾流和机身之间的空气动力干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑而引起的非线性运动进行复现。						空气动力数据不一定要以试飞数据为依据。

	特性的技术要求 飞行模型	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.3	质量特性						
2.3.S	针对具体直升机类别的质量特性模型，包括质量、重心位置和作为有效载荷和燃油载荷的函数的惯性矩。			✓	✓	✓	
2.3.R	类似直升机的代表性的质量特性模型，以支持预计的使用，包括质量、重心位置和作为有效载荷和燃油载荷的函数的惯性矩。	✓	✓				
2.3.G	类似直升机的通用的质量特性模型，以支持预计的使用，包括质量、重心位置和作为有效载荷和燃油载荷的函数的惯性矩。						

3. 要求 — 地面反作用和操作特性

3.	特性的一般要求 地面反作用和操作特性	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3.S	地面操纵包括以下方面： • 地面反作用 — 直升机在着陆时与着陆表面接触所产生的反作用，包括起落架减震支柱压缩变形、轮胎或滑橇摩擦、侧力以及其他相应参数，如对确定飞行条件和构型必须的重量和速度；和 • 地面滑行特性 — 操纵输入包括刹车、减速、转弯半径以及侧风效应。			✓	✓	✓	针对所模拟的直升机的刹车和轮胎失效动态特性和刹车效应下降。停止和方向操纵力应体现各种环境着陆条件。 模型包括起落架减震支柱/滑橇压缩变形、轮胎/滑橇摩擦、侧力、环境效应以及其他相应参数。它还应包括各种着陆表面条件下的基于滑跑着陆情况下的直升机相关数据的停止和方向操纵力。这些条件包括正常、斜坡和水上着陆情况下的湿表面、干表面、软表面和硬表面以及冰表面。
3.R	代表一个直升机组类。						代表性的转向/刹车技术。无须针对具体机型。
3.G	通用的地面操纵模型。类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型。	✓	✓				应该对机轮和滑橇加以区分。

	特性的技术要求 地面反作用和操作特性	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3.1	地面反作用和操作特性						
3.1.S	地面操纵包括以下方面： **地面反作用** — 直升机在着陆时与着陆表面接触所产生的反作用，包括起落架减震支柱压缩变形、轮胎或滑橇摩擦、侧力以及其他相应参数，如对确定飞行条件和构型必须的重量和速度；和 **地面滑行特性** — 操纵输入包括刹车、减速、转弯半径以及侧风效应。			✓	✓	✓	要求有符合性声明。要求进行测试。
3.1.R	体现一直升机或直升机组类的地面操纵特性，如中型双发直升机。无须针对具体机型，包括下列方面： **地面反作用** — 直升机在着陆时与着陆表面接触所产生的反作用，包括但不限于起落架减震支柱压缩变形、轮胎或滑橇摩擦、侧力以及其他相应参数，如对确定飞行条件和构型必须的重量和速度；和 **地面滑行特性** — 操纵输入包括刹车、减速、转弯半径以及侧风效应。						要求有符合性声明。要求进行测试。
3.1.G	通用的地面反作用模型和地面滑行特性。类似直升机的，但不限于具体的模型、型号或改型。	✓	✓				

	特性的技术要求 地面反作用和操作特性	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3.2	着陆表面条件						
3.2.S	至少在下述着陆和起飞面条件下的基于直升机滑跑着陆相关数据（酌情针对直升机作业区和直升机构型）的停止和方向操纵力： 1)　干跑道； 2)　湿跑道（软面和硬面）； 3)　冰跑道； 4)　块状湿跑道； 5)　块状冰跑道;和 6)　斜坡着陆。			✓	✓	✓	要求有符合性声明。要求进行主观测试。
3.2.R	有代表性的至少在下述着陆面条件下的基于直升机滑跑着陆相关数据的停止和方向操纵力： 1)　干跑道；和 2)　湿跑道。						
3.2.G	干着陆面条件下的停止和方向操纵力。	✓	✓				

	特性的技术要求 地面反作用和操作特性	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3.3	刹车和轮胎失效						
3.3.S	刹车和轮胎失效动态特性以及由于刹车温度所导致的刹车效应降低（如适用）。			✓	✓	✓	要求有符合性声明。
3.3.R	不适用。						
3.3.G	不适用。						

4. 要求 — 直升机系统（按 ATA 章节）

4.	特性的一般要求 直升机系统	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.S	直升机系统应该针对具体机型，并且系统的可操作性应该达到可以完成与训练任务相应的正常操作程序以及在适用情况下的紧急和非正常操作程序的程度。			✓	✓	✓	包括与直升机相对应的通信、导航、提示和警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示）。操作所需的跳开关应能正常工作。 包括增强型视觉系统、夜视镜（如需要），以支持预计的使用。 模拟机应该具备相关操纵装置，以便使教员/鉴定员可以像经批准的训练大纲或者像相关操作手册（如适用）所述的那样，对所有所需的系统变量进行控制以及将所有非正常或紧急情况插入所模拟的直升机系统中。
4.R	直升机系统应该代表一个直升机组类，并对其进行复现，使其具备足够的飞行机组操作功能，以支持预计的使用。	✓	✓				包括通信、导航、提示和警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示）。 系统功能应该能够完成正常操作程序，并在适用的情况下完成紧急和非正常操作程序。 模拟机应该具备相关操纵装置，以便使教员/鉴定员可以像经批准的训练大纲或者相关操作手册（如适用）所述的那样，对所有所需的系统变量进行控制以及将所有非正常或紧急情况插入所模拟的直升机系统中。

4.	特性的一般要求 直升机系统	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.G	直升机系统应该与直升机类似，但不限于具体的模型、型号或改型，并对其进行复现，使其具备足够的飞行机组操作功能，以支持预计的使用。						包括通信设备以及通过耳机传达的听觉提示，以支持预计的使用。 系统功能应该能够完成适当的通用操作程序，还应该可以模拟故障情况，包括仪表故障。

	特性的一般要求 直升机系统	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.1	正常、非正常和紧急系统操作						
4.1.S	飞行模拟训练设备中所显示的全部直升机系统都应模拟特定机型的系统操作，包括地面和飞行中的系统交联。系统的可操作性应该达到可以完成全部正常、非正常和紧急情况下的操作程序的程度。 当直升机上有夜视镜和增强型视觉系统或当这两个系统构成拟进行的训练课程的一部分时，则应该对这两个系统进行模拟。			✓	✓	✓	直升机系统的操作应该基于并能够追溯至直升机制造商或原设备制造商提供的系统数据或该直升机系统或部件的备用批准数据，如系统操作手册。 一旦启动，正常的系统操作应该源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵装置的任何进一步的输入。
4.1.R	飞行模拟训练设备中所显示的直升机系统应该模拟一直升机或直升机组类具有代表性的系统操作，包括地面和飞行中的系统交联。 系统的可操作性应该达到可以完成运营人训练大纲中所包含的正常、非正常和紧急情况下的适用操作程序的程度。	✓	✓				直升机系统的操作应该基于并能够追溯至直升机制造商或原设备制造商提供的系统数据或该直升机系统或部件的备用批准数据，如中型双发直升机；无须针对具体机型。 一旦启动，正常的系统操作应该源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵装置的任何进一步的输入。
4.1.G	系统的可操作性应该达到可以完成经批准的训练大纲中所要求的正常、非正常和紧急情况下的操作程序的程度。						一旦启动，正常的系统操作应该源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵装置的任何进一步的输入。

	特性的一般要求 直升机系统	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.2	仪表显示						
4.2.S	直升机模拟中所涉及的全部相关仪表显示都应能对直升机的姿态变化、驾驶员的输入或系统状态的变化以及对与所模拟的仪表或显示相关的任何外部刺激作出自动响应。这包括但不限于大气扰动、结冰效应、无线电信号（如无线电导航或全球定位系统或任何其他信号源）。			✓	✓	✓	数值应该以适当的单位显示。
4.2.R	所模拟的直升机或直升机组类中涉及的全部相关仪表显示都应能对直升机的姿态变化、驾驶员的输入或系统状态的变化以及对大气扰动作出自动响应，还应能对结冰效应作出响应。	✓	✓				数值应该以适当的单位显示。
4.2.G	所模拟的直升机或直升机组类中涉及的全部相关仪表显示都应能对直升机的姿态变化、驾驶员的输入或系统状态的变化作出自动响应。						
4.3	通信、导航和提示与警告系统						
4.3.S	与在特定机型上安装的设备相对应的通信、导航和提示与警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示），应能在为适用的机载设备规定的容差范围和操作特性内工作。			✓	✓	✓	操作特性包括所模拟设备的任何具体特征，如在出现故障时两个或两个以上的模拟系统之间的依赖关系或通用设备在被装在所模拟直升机机型上时产生的特殊操作限制。

	特性的一般要求 直升机系统	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.3.R	与在特定机型上安装的设备相对应的通信、导航和提示与警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示），应能在为适用的机载设备规定的容差范围内工作。	✓	✓				
4.3.G	通信设备以及通过耳机传达的听觉提示，以支持预计的使用。						
4.4	防冰系统						有关飞行模型结冰效应的信息，还可参见本附录第 2.2 段。
4.4.S	与在特定机型上安装的防冰系统相对应的防冰系统，应能对机身、发动机和仪表传感器上结冰发挥合适的作用。			✓	✓	✓	
4.4.R	与通常安装在某一直升机或直升机组类上的防冰系统相对应的防冰系统应该能够工作。	✓	✓				应提供简化的机身和发动机，包括发动机进气和全静压系统、结冰导致相应性能降级的结冰模型。还应体现防冰/除冰系统启动后的效果。
4.4.G	不适用。						

5. 要求 — 飞行操纵装置和操纵力

5.	特性的一般要求 飞行操纵装置和操纵力	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.S	操纵力和操纵行程应复现所模拟的直升机。 在同样的飞行条件下，操纵装置的反应方式应与直升机一致。 操纵位移应产生与所模拟直升机在同样的飞行条件下相同的效应。 操纵感觉的动态特性应复现所模拟的直升机。			✓	✓	✓	
5.R	代表一个直升机组类（如踏板位置与旋翼方向），但无须针对具体机型。	✓	✓				要求有主动力反馈（如适用）（即如果航空器（例如电传操纵的航空器）上没有主动力反馈，则不做要求）。
5.G	类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型（例如不要求有成比例的动力反馈）。						不要求有主动力反馈。

	特性的技术要求 飞行操纵装置和操纵力	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.1	操纵力和行程						如果完全通过使用飞行模拟训练设备中的直升机硬件产生操纵力，则位置与力的对应关系的测试不适用。
5.1.S	操纵力和操纵行程应该与所模拟的直升机相一致。在相同的飞行和系统条件下，操纵力和行程的反应方式和产生的效应应与该直升机一致。			✓	✓	✓	如果与直升机装置相对应，要求有主动力反馈。
5.1.R	操纵力和操纵行程应该与所模拟的直升机组类相一致。在相同的飞行和系统条件下，操纵力和行程的反应方式和产生的效应应与该直升机组类一致。	✓	✓				如果与直升机装置相对应，要求有主动力反馈。
5.1.G	操纵力和操纵行程以及所产生的效应应与所模拟的直升机组大体一致。						不要求有主动力回馈。可以接受由被动式装置所产生的操纵力。
5.2	操纵感觉动态特性						
5.2.S	操纵感觉动态特性应复现所模拟的直升机的操纵感觉动态特性。			✓	✓	✓	有关可接受的验证操纵动态特性的方法的讨论， 参见第 II 部分附录 B，第 3.2 段。 有关所要求的测试，参见第 II 部分附录 B，测试 2.a.5（操纵动态特性）。
5.2.R	不适用。						
5.2.G	不适用。						

	特性的技术要求 飞行操纵装置和操纵力	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.3	操纵系统运行						
5.3.S	操纵系统应复现直升机在正常及非正常模式下的运行，包括备用系统，并应显示相关系统失效。 应复现相应的驾驶舱显示和信息。			✓	✓	✓	适用的测试参见第 II 部分附录 C。
5.3.R	操纵系统应复现直升机组类在正常及非正常模式下的运行，包括备用系统，并应显示相关系统失效。 应复现相应的驾驶舱显示和信息。	✓	✓				适用的测试参见第 II 部分附录 C。
5.3.G	操纵系统应能够用相应的驾驶舱显示进行基本的直升机操作。						适用的测试参见第 III 部分附录 C。

6. 要求 — 声音提示

6.	特性的一般要求 声音提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
6.S	不适用。						
6.R	与所模拟的特定直升机相对应的真实的声音提示。 飞行运行期间飞行机组可感觉到的主要声音，以支持预计的使用。			✓	✓	✓	目标旋翼系统所特有的可变 N_R（超速/低速）、发动机噪声（如压缩机失速、喘振）、桨叶的啪啪声。 音量控制应有音量设定显示。 应该确保与直升机系统模拟和运动/振动平台（如安装）的相关性。
6.G	类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型。	✓	✓				可变 N_R、发动机噪声、桨叶的啪啪声。 音量控制应有音量设定显示。 参见单独在本附录第 **4** 段中涉及的具体针对直升机 **ATA** 系统的声频。

	特性的技术要求 声音提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
6.1	声音系统						
6.1.R	与所模拟直升机相一致的正常和非正常操作中主要的驾驶舱声音，包括发动机、减速器、旋翼和航空器系统声音，以及由于驾驶员或教员引入的动作所产生的声音。			✓	✓	✓	随飞行条件变化的声音：可变 N_R、发动机噪声、桨叶的啪啪声等。 航空器系统指可产生飞行机组可听见的声音的部件，如泵、发动机、风扇、空气流动通风口和风挡自动刷。 要求有符合性声明。 要求进行测试。 参见第 II 部分附录 B。
6.1.G	应该有发动机、减速器和旋翼所产生的声音，类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型。	✓	✓				随飞行条件变化的声音：可变 N_R、发动机噪声、桨叶的啪啪声等。应该对发动机的类型（活塞与涡轮）加以区分。 要求有符合性声明。
6.2	坠毁声音						
6.2.R	所模拟的直升机超过运行极限时发出的坠毁声音。			✓	✓	✓	
6.2.G	所模拟的直升机超过运行极限时发出的坠毁声音。	✓	✓				
6.3	环境声音						
6.3.R	主要的环境声音应与所模拟的天气匹配。			✓	✓	✓	
6.3.G	不要求有环境声音。 但是，如果有环境声音，这些声音应与所模拟的天气匹配。	✓	✓				

	特性的技术要求 声音提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
6.4	音量						
6.4.R	音量控制应该有一个达到所有鉴定要求的音量设置显示。 全音量应与批准数据的实际音量大小相一致。如果未选择全音量，应该向教员提供一个非正常设置显示。			✓	✓	✓	非正常设置显示应包括在教员随时可以看到的教员操作台主页面上的一个提示信号。
6.4.G	音量控制应该有一个达到所有鉴定要求的音量设置显示。 全音量应与初始鉴定时所商定的实际音量大小相一致。如果未选择全音量，应该向教员提供一个非正常设置显示。	✓	✓				
6.5	声音的方向性						
6.5.R	声音应在方向上具有代表性。			✓	✓	✓	尽管大多数稳态的声音源自上方和后方，但是应该对某些特定声音（如在非对称接地时对滑橇的撞击、风挡自动刷等）进行方向上的区分。 要求有符合性声明。
6.5.G	不要求声音有方向性。	✓	✓				

7. 要求 — 视景显示提示

7.	特性的一般要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.S	具有从所模拟直升机的操作驾驶员正常眼点看出去的详细视景的特有连续视场，并能纹理清晰地体现左右座所有环境条件，以支持预计的使用。 视景提示，以评估起飞、低空/低空速机动飞行、悬停和着陆时高度、离地高度以及平移位移与速率的变化速度。 视场：最小 **210°**的水平视场和 **60°**的垂直视场。将垂直眼点基准分别向上和向下调节 **1/3** 和 **2/3** 左右。 视景逼真度：视景应显示在昼间和夜间目视飞行规则条件下可识别的地平线，以确定直升机在俯仰、滚转和偏航三个轴线上的姿态。系统应能按环境所要求的分辨率显示地形轮廓。除非受驾驶舱结构的限制，所提供的着陆区的可视距离应足以使驾驶员在 **300** 米（**1 000** 英尺）的离地高度建立、稳定和保持最大达到 **45°**的进近角。		✓	✓	✓	✓	训练装置中的视场应复现无阻碍物的直升机视场。如果适合于训练任务，则应该提供更大的视场（包括机头下部窗户）。这些任务可以包括在限定区域内、在倾斜的地面上、在雪/风沙等天气条件下、在钻井平台或船舶上进行起飞、离场、进近和着陆。

7.	特性的一般要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.R	视景提示，以评估起飞和着陆时高度和平移位移与速率的变化速度。 视场：最小 **180°**的水平视场和 **45°**的垂直视场。将垂直眼点基准分别向上和向下调节 **1/3** 和 **2/3** 左右。 视景逼真度：视景应显示在昼间和夜间目视飞行规则条件下可识别的地平线，以确定直升机在俯仰、滚转和偏航三个轴线上的姿态。系统应能按环境所要求的分辨率显示地形轮廓。除非受驾驶舱结构的限制，所提供的着陆区的可视距离应足以使驾驶员在 **300** 米（**1 000** 英尺）的离地高度建立、稳定和保持最大达到 **20°**的进近角。 地形和地面物体的聚焦点和清晰度应该很高。						
7.G	视场：最小 **45°**的水平视场和 **30°** 的垂直视场。 昼间（黄昏或黎明）和夜间视景应足以进行仪表训练，并能够显示足够的场景内容，以便识别第五边进近和起飞（**FATO**）区周围的通用机场、直升机场、地形以及地标，以及顺利完成低空速/低空机动飞行（包括升空、悬停、平移升力、着陆和接地）。	✓					

7.	特性的一般要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	视景逼真度：视景应显示在昼间和夜间目视飞行规则条件下可识别的地平线，以确定直升机在俯仰、滚转和偏航三个轴线上的姿态。如果提供了着陆区，除非受驾驶舱结构的限制，着陆区的可视距离应足以使驾驶员在 **300** 米（**1 000** 英尺）的离地高度建立、稳定和保持一个低进近角（小于 **5** 度）。						

	特性的技术要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.1	显示						选择显示系统和视场要求时应该充分考虑飞行模拟训练设备的预计使用。训练和测试/检查之间的平衡可能会影响显示系统的选择和几何形状。此外，还应该满足各种操作要求。 本部分附篇 R 载有关于显示系统类型的指导。
7.1.S	连续视场，为每一位驾驶员同时提供至少 210°的水平视场和 60°的垂直视场。 影像应与执飞的驾驶员对准。非执飞驾驶员观察到的错位不应超过 20°。 垂直视场的分配方式应该是地平线以上 20°，地平线以下 40°。 如果在直升机上可从驾驶员眼点看见桨叶桨尖的轨迹，则应该对其进行适当复现。 系统不应该有造成不真实提示的视觉中断和赝像。		✓	✓	✓	✓	可以对水平和垂直视场的分配进行调整，以涵盖特定直升机构型。 要求有符合性声明，并且应在该符合性声明中说明装置的几何形状。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.1，视场）。 如果运输移动式模拟机需要在显示系统表面设置连接点，则允许这样做，但应最大限度减少连接点的数量。 当实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶尺寸）使得有必要加大角度时，则可以将 20°的限值扩大到 24°，但前提是，飞行模拟训练设备运营人能够以令鉴定当局满意的方式证明此做法不会降低训练的质量。
7.1.R	连续视场，为每一位驾驶员同时提供至少 180° 的水平视场和 45°的垂直视场。 影像应与执飞的驾驶员对准。非执飞驾驶员观察到的错位不应超过 20°。						可以对水平和垂直视场的分配进行调整，以涵盖特定直升机构型。 要求有符合性声明，并且应在该符合性声明中说明装置的几何形状。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.1，视场）。

	特性的技术要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	垂直视场的分配方式应该是地平线以上 15°，地平线以下 30°。 如果可在上述视场内看见桨叶桨尖的轨迹，则应该对其进行适当复现。 系统不应该有造成不真实提示的视觉中断和赝像。						如果运输移动式模拟机需要在显示系统表面设置连接点，则允许这样做，但应最大限度减少连接点的数量。 当实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶尺寸）使得有必要加大角度时，则可以将 20°的限值扩大到 24°，但前提是，飞行模拟训练设备运营人能够以令鉴定当局满意的方式证明此做法不会降低训练的质量。
7.1.G	连续视场，为每一位驾驶员同时提供至少 45° 的水平视场和 30°的垂直视场。 影像应与执飞的驾驶员对准。非执飞驾驶员观察到的错位不应超过 20°。 如果可在上述视场内看见桨叶桨尖的轨迹，则应该对其进行适当复现。 从驾驶员眼睛位置至直视显示平面的最小距离不得小于距任何前方面板仪表的距离。	✓					可以对水平和垂直视场的分配进行调整，以涵盖特定直升机构型。 见第 II 部分附录 B（测试 4.a.1，视场）。 当实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶尺寸）使得有必要加大角度时，则可以将 20°的限值扩大到 24°，但前提是，飞行模拟训练设备运营人能够以令鉴定当局满意的方式证明此做法不会降低训练的质量。
7.2	表面分辨率						
7.2.S	用物体测试图案来证实表面分辨率，这些物体在从驾驶员的眼点算起的视景中所使用的视景显示器上占据一个不大于 2 弧分的视角。		✓	✓	✓	✓	要求有符合性声明，其中包括证实分辨率的计算。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.3，表面分辨率。）
7.2.R	用物体测试图案来证实表面分辨率，这些物体在从驾驶员的眼点算起的视景中所使用的视景显示器上占据一个不大于 3 弧分的视角。						要求有符合性声明，其中包括证实分辨率的计算。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.3，表面分辨率。）

	特性的技术要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.2.G	用物体测试图案来证实表面分辨率，这些物体在从驾驶员的眼点算起的视景中所使用的视景显示器上占据一个不大于 4 弧分的视角。	✓					要求有符合性声明，其中包括证实分辨率的计算。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.3，表面分辨率。）
7.3	光点尺寸						
7.3.S	光点尺寸 — 不大于 5 弧分。		✓	✓	✓	✓	要求有符合性声明，证实测试图案体现了用于机场照明的灯光。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.4，光点尺寸）。
7.3.R	光点尺寸 — 不大于 8 弧分。						要求有符合性声明，证实测试图案体现了用于机场照明的灯光。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.4，光点尺寸）。
7.3.G	光点尺寸 — 不大于 8 弧分。	✓					要求有符合性声明，证实测试图案体现了用于机场照明的灯光。参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.4，光点尺寸）。
7.4	表面对比度						
7.4.S	足以清楚地识别图像特征的表面对比度 — 不低于 8:1。		✓	✓	✓	✓	参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.5，表面对比度）。
7.4.R	足以识别表面特征的显示对比度 — 不低于 5:1。						参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.5，表面对比度）。
7.4.G	足以支持预计的使用的显示对比度 — 不低于 4:1。	✓					参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.5，表面对比度）。
7.5	光点对比度						
7.5.S	足以清楚地识别照明光源及灯光的光点对比度 — 不低于 25:1。		✓	✓	✓	✓	参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.6，光点对比度）。
7.5.R	足以识别灯光的光点对比度 — 不低于 10:1。						参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.6，光点对比度）。
7.5.G	足以识别灯光的光点对比度 — 不低于 8:1。	✓					参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.6，光点对比度）。

	特性的技术要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.6	系统亮度						
7.6.S	系统亮度应使用一个光栅绘出的测试图案来演示，足以像普通白天一样亮，并保持对比度。表面亮度不应低于 20 坎德拉/平方米（5.8 英尺－朗伯）。		✓	✓	✓	✓	参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.8，表面亮度）。
7.6.R	系统亮度应使用一个光栅绘出的测试图案来演示，足以像普通白天一样亮，并保持对比度。表面亮度不应低于 14 坎德拉/平方米（4.1 英尺－朗伯）。						参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.8，表面亮度）。
7.6.G	足以支持预计的使用。	✓					
7.7	黑度和顺序对比度						如果测试被认为与显示器类型不相关，则应提供解释。
7.7.S	需要测量黑度和顺序对比度，以确定是否足以进行全天候的训练。		✓	✓	✓	✓	参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.9，黑度和顺序对比度）。
7.7.R	需要测量黑度和顺序对比度，以确定是否足以进行全天候的训练。						
7.7.G	适当，以支持预计的使用。	✓					
7.8	动态模糊						如果测试被认为与显示器类型不相关，则应提供解释。
7.8.S	要求进行测试，以确定某些特定类型显示设备常出现的运动模糊的量。应该进行一项测试以预先确定的移动速度掠过影像来演示发生运动模糊的量。		✓	✓	✓	✓	参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.10，动态模糊）。
7.8.R	适当，以支持预计的使用。						
7.8.G	适当，以支持预计的使用。	✓					

	特性的技术要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.9	散斑测试						如果测试被认为与显示器类型不相关，则应提供解释。 通常仅要求对使用具有一定相干性的光源的激光投影仪进行测试。
7.9.S	要求进行测试，以确定激光显示器常出现的散斑是否低于干扰水平		✓	✓	✓	✓	参见第 II 部分附录 B（测试 4.a.11，散斑测试）。
7.9.R	适当，以支持预计的使用。						
7.9.G	适当，以支持预计的使用。	✓					
7.10	平视显示器（如果装有这种显示器）						包括头盔式设备或用于显示叠加在窗外视景上的数据的其他设备。
7.10.S	应该按照直升机驾驶舱中的安装方式提供显示设备。 应在教员操作台（IOS）上，或者国家航空局认可的其他位置上安装一台用于向驾驶员显示所有参数的主动显示器（复现器）。复现器的显示格式应再现向驾驶员显示的参数的格式。		✓	✓	✓	✓	要求有符合性声明。 对于非准直系统，由于需要与窗外显示器校准，负责飞行的驾驶员只能使用一个显示器。 参见第 II 部分附录 B（测试 4.b，平视显示器）以及附篇 K。
7.10.R	应该按照直升机驾驶舱中的安装方式提供显示设备，或者可在窗外显示器上显示数据。 应在教员操作台（IOS）上，或者国家航空局认可的其他位置上安装一台用于向驾驶员显示所有参数的主动显示器（复现器）。复现器的显示格式应再现向驾驶员显示的参数的格式。						要求有符合性声明。 对于非准直系统，由于需要与窗外显示器校准，负责飞行的驾驶员只能使用一个显示器。 如果在驾驶舱外显示数据（如叠加在目视图像上），数据图像应该像显示在直升机上的数据一样可由驾驶员加以控制，并且仅适用于单个驾驶员操纵直升机的情况。 参见第 II 部分附录 B（测试 4.b，平视显示器）以及附篇 K。

	特性的技术要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.10.G	不适用。						
7.11	增强型飞行视景系统（EFVS）（如果装有这种系统）— 包括夜视镜						
7.11.S	增强型飞行视景系统模拟机硬件/软件，包括相关的驾驶舱显示和提示，其功能应该与所模拟直升机上所安装的增强型飞行视景系统相同或等效。 至少应有一个机场模型可用于增强型飞行视景系统运行。该模型应该包括仪表着陆系统和非精密进近（如该机型需要，可使用垂直导航）。 如果使用平视显示器图像，则应该按照本附录 7.10.S 中的平视显示器要求对其（图像和符号）进行复现。 应该在教员操作台上提供增强型飞行视景系统最低气象条件的预置功能。		✓	✓	✓	✓	对于非准直系统，由于校准显示问题，负责飞行的驾驶员只能使用一个增强型飞行视景系统。 参见第 II 部分附录 B（测试 4.c，增强型飞行视景系统）以及附篇 L。
7.11.R	增强型飞行视景系统模拟机硬件/软件，包括相关的驾驶舱显示和提示，其功能应该与所模拟直升机上所安装的增强型飞行视景系统相同或等效。 至少应有一个机场模型可用于增强型飞行视景系统运行。该模型应该包括仪表着陆系统和非精密进近（如该机型需要时，可使用垂直导航）。						由于校准显示问题，负责飞行的驾驶员只能使用一个平视显示器/增强型飞行视景系统。作为选择，增强型飞行视景系统可以作为对典型的平视显示器视场进行复现的视景的一项插入提供。 参见第 II 部分附录 B（测试 4.c，增强型飞行视景系统）以及附篇 L。
7.11.G	不适用。						

	特性的技术要求 视景显示提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
7.12	地面可视段						
7.12.S	要求进行测试，以演示在 II 类天气条件下五边上能见度的正确性和直升机相对于跑道位置的正确性。		✓	✓	✓	✓	参见第 II 部分附录 B（测试 4.d，地面可视段）。
7.12.R	要求进行测试，以演示在 II 类天气条件下五边上能见度的正确性和直升机相对于跑道位置的正确性。						参见第 II 部分附录 B（测试 4.d，地面可视段）。
7.12.G	要求对适当的能见度进行演示。	✓					
7.13	旋翼下洗气流效应						
7.13.S	系统应该可以复现旋翼下洗气流引起的循环灰尘、水蒸气或雪的效应。这些效应将与直升机下面的表面类型相关联。		✓	✓	✓	✓	
7.13.R	不适用。						
7.13.G	不适用。						

8. 要求 — 振动提示

8.	特性的一般要求 振动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
8.S	由操作直升机引起的并可在驾驶舱内感觉到的具体机型特有的振动/抖振。				✓	✓	提示逼真度包含 **8.R** 中 **R** 级逼真度所提供的所有提示，但要针对具体机型，外加源自如下各项的额外提示：起落架状态、主桨和尾桨扭矩负载效应，以及详细的故障效应（包括与主桨阻尼器、振动抑制系统以及反扭矩轴承/联轴器/减速器/传动轴相关的效应）。
8.R	驾驶员接收到有效的、有代表性的振动提示。			✓			提示逼真度包含 **8.G** 中 **G** 级逼真度所提供的所有提示，外加额外的主要反扭矩系统振动提示（如尾桨、函道尾桨、无尾桨系统）、源自主桨和反扭矩系统桨叶跟踪与平衡效应、液压系统失效、结冰效应、涡环状态（主旋翼涡环状态）和自转的提示，以及基本的反扭矩系统失效提示。还应提供源自低相对速度环境（如来自四面八方的相对风）和高相对速度环境（如后行主桨叶失速）运行的提示。所有效应都应与某一直升机组类相对应。
8.G	驾驶员接收到类似直升机的振动提示。	✓	✓				基本的直升机振动提示，包括主要的主桨转速和桨盘负载提示、平移升力和速度变化提示（加速和减速），以及一般的非正常振动提示。

	特性的技术要求 振动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
8.1	振动提示综述						有关振动系统的指导，参见本部分附篇 P。
8.1.S	应该提供特有的由操作引起的抖振/振动效应，只要这些抖振/振动效应表示的是在驾驶舱内能够感觉到的某一事件或直升机状态。 飞行模拟训练设备应该提供包括以下各方面的振动和抖振效应编程： 1)　主要的主桨转速和桨盘负载效应； 2)　平移升力和速度变化引起的抖振； 3)　跑道隆隆声、液压减震支柱变形、地速效应、跑道不平、跑道特性； 4)　横流效应引起的抖振； 5)　起落架放收期间的抖振（如适用）； 6)　后行桨叶失速引起的抖振； 7)　涡环（主旋翼涡环状态）引起的抖振； 8)　接地引起的有代表性的提示； 9)　高速旋翼振动； （续）				✓	✓	要求有符合性声明。 要求进行运动振动测试，并应包括记录结果，从而能将相关的振幅对应频率进行比较。 应该为模拟机进行适当编程和配备仪器，使之能够测量特有的抖振模式并同本部分附录 B 测试 3 bis（振动）所详述的测试实例中的直升机数据进行比较。 对于空气湍流，可以用通用的扰动模型，前提是在使用这些模型时可以产生与可论证的试飞数据相近的测试结果。

	特性的技术要求 振动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	10) 轮胎失效动态特性引起的抖振； 11) 发动机故障和损坏引起的抖振； 12) 机身擦地引起的抖振； 13) 大气扰动引起的振动；和 14) 结冰效应引起的振动。 以及所模拟直升机机型的旋翼和传输系统所特有的任何振动/抖振效应。						
8.1.R	飞行模拟训练设备应该提供包括以下各方面的振动和抖振效编程： 1) 主要的主桨转速和桨盘负载效应； 2) 平移升力和速度变化引起的抖振； 3) 横流效应引起的抖振； 4) 后行桨叶失速引起的抖振； 5) 涡环（主旋翼涡环状态）引起的抖振； 6) 高速旋翼振动； 7) 发动机故障和损坏引起的抖振； （续）			✓			要求进行运动振动测试，并应包括记录结果，从而能将相关的振幅对应频率进行比较。 应该为模拟机进行适当编程和配备仪器，使之能够通过使用本部分附录 B 测试 3 之二（振动）所详述的测试实例中的印迹基本数据测量特有的抖振模式。

	特性的技术要求 振动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	8)　机身擦地引起的抖振； 9)　大气扰动引起的振动；和 10)　结冰效应引起的振动。						
8.1.G	飞行模拟训练设备应具备至少一个针对在驾驶员台所感觉到的直升机特有振动的振动提示系统，并且应提供包括以下各方面的振动和抖振效应编程： 1)　主要的主桨转速和桨盘负载效应； 2)　平移升力和速度变化引起的抖振；和 3)　非正常系统状况引起的抖振。	✓	✓				

9. 要求 — 运动提示

9.	特性的一般要求 运动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
9.S	不适用。						
9.R	驾驶员接收到一个有效的、有代表性的运动提示与刺激，使之能够适当感知到直升机的六自由度的加速度。 运动提示应该一直提供正确的感觉，以支持预计的使用。					✓	
9.R1	驾驶员接收到一个有效的、有代表性的运动提示与刺激，使之能够适当感知到直升机的六自由度的加速度。 运动提示应该一直提供正确的感觉，以支持预计的使用。 由于提示的振幅减小，运动感可以比 **9.R** 中的小。				✓		
9.G	不适用。						

	特性的技术要求 运动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
9.1	运动提示综述						当飞行模拟训练设备运营人为迎合客户而增加了运动系统（尽管该类模拟设备并不需要运动系统）时，就要对其进行评估，以确保其不会对飞行模拟训练设备的鉴定造成负面影响。
9.1.R	驾驶员感知到的六自由度的运动提示（力）应该代表所模拟直升机在飞行中和地面上的运动。					✓	要求有符合性声明。关于此项要求中 R 和 R1 之间的鉴定区别，参见第 II 部分附录 B 和 C。
9.1.R1	驾驶员感知到的六自由度的运动提示（力）应该代表所模拟直升机在飞行中和地面上的运动。				✓		要求有符合性声明。关于此项要求中 R 和 R1 之间的鉴定区别，参见第 II 部分附录 B 和 C。
9.2	运动力提示						
9.2.R	运动（力提示）系统应产生在驾驶员参考位置感知到的六自由度（即：俯仰、滚转、偏航、升降、横移和纵摆）的提示。					✓	要求有符合性声明。
9.2.R1	运动（力提示）系统应产生在驾驶员参考位置感知到的六自由度（即：俯仰、滚转、偏航、升降、横移和纵摆）的提示。 可以部分降低提示振幅，运动感觉也可减少。				✓		要求有符合性声明。

	特性的技术要求 运动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
9.3	运动效应						
9.3.R	运动效应应该包括特有的由操作直升机引起的抖振和颠簸，只要它们表示的是在驾驶舱内能够感觉到的某一事件或直升机状态。					✓	参见第 II 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 13，运动和振动效应）。
9.3.R	1) 主轮和前轮的接地提示或滑橇的接地提示（基于其几何形状）。					✓	接地颠簸应反应蟹形着陆或侧风着陆以及下降速度引起的侧向和方向提示效应。以各种不同下降速度进行多种正常的进近。检查每一下降速度产生的接地颠簸的运动提示是否能体现真实的直升机情况。
9.3.R	2) 轮胎失效的动态特性。 模拟单个轮胎失效和多个轮胎失效。					✓	在所选择的同一侧的多个轮胎失效时，驾驶员可以发现直升机有一定的偏航。出现这种情况时需要使用踏板，以保持对直升机的控制。对于某些直升机机型，单个轮胎失效可能无法被驾驶员觉察到，并且可能不会产生任何特殊的运动效应。声音或振动可能与失压的实际轮胎相关。
9.3.R	3) 机身擦地（如机尾和吊舱擦地） 可通过直升机在快速停车或自转着陆时是否抬前轮过高来检查是否发生机尾擦地的情况。					✓	所感觉到的运动效应应该是明显的机头向下的俯仰力矩。
9.3.R1	运动效应应该包括特有的由操作直升机引起的抖振和颠簸，只要它们表示的是在驾驶舱内能够感觉到的某一事件或直升机状态。				✓		参见第 II 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 13，运动和振动效应）。

	特性的技术要求 运动提示	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
9.3.R1	1)　主轮和前轮的接地提示或滑橇的接地提示（基于其几何形状）。				✓		接地颠簸应反应蟹形着陆或侧风着陆以及下降速度引起的侧向和方向提示效应。以各种不同下降速度进行多种正常的进近。检查每一下降速度产生的接地颠簸的运动提示是否能体现真实的直升机情况。
9.3.R1	2)　轮胎失效的动态特性。 模拟单个轮胎失效和多个轮胎失效。				✓		在所选择的同一侧的多个轮胎失效时，驾驶员可以发现直升机有一定的偏航。出现这种情况时需要使用踏板，以保持对直升机的控制。对于某些直升机机型，单个轮胎失效可能无法被驾驶员觉察到，并且可能不会产生任何特殊的运动效应。声音或振动可能与失压的实际轮胎相关。
9.3.R1	3)　机身撞击地面（如机尾和吊舱撞击地面） 可通过直升机在快速停车或自转着陆时是否抬前轮过高来检查是否发生机尾撞击地面的情况。				✓		所感觉到的运动效应应该是明显的机头向下的俯仰力矩。

10. 要求— 环境 — 导航

10	特性的一般要求 环境 — 导航	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
10.S	具有相应进近设施的导航数据，以支持预计的使用，如全球定位系统、甚高频全向信标、测距仪、仪表着陆系统、无向信标等。	✓	✓	✓	✓	✓	导航辅助设备应该与现实的情况相对应，并且可以在所涉范围内不受限制地使用，除非由于地形或其他障碍物而有意减少对其进行使用。
10.R	不适用。						
10.G	不适用。						

	特性的技术要求 环境—导航	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
10.1	导航数据库						
10.1.S	导航数据库足以支持所模拟直升机系统做出现实中的操作。	✓	✓	✓	✓	✓	
10.1.R	不适用。						
10.1.G	不适用。						
10.2	机场/直升机场最低要求						
10.2.S	完成至少 1 个机场和/或直升机场的导航数据库，包括定期更新。	✓	✓	✓	✓	✓	定期更新是指按照国家航空局的规定对导航数据库进行更新。 如果这些机场或直升机场可以进行全球定位系统进近，则应该在直升机配备有此类设备的情况下，对其加以支持。
10.2.R	不适用。						
10.2.G	不适用。						
10.3	教员控制系统						
10.3.S	教员对内部和外部导航辅助设备的控制系统。	✓	✓	✓	✓	✓	如：直升机仪表着陆系统下滑道接收机失效相对于地面设施下滑道失效。
10.3.R	不适用。						
10.3.G	不适用。						
10.4	进离场特性						
10.4.S	包含全部相应的标准进场和离场程序的导航数据。	✓	✓	✓	✓	✓	
10.4.R	不适用。						
10.4.G	不适用。						

	特性的技术要求 环境—导航	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
10.5	导航辅助设备的有效范围						
10.5.S	包含全部相应的标准进场和离场程序的导航数据。	✓	✓	✓	✓	✓	导航辅助设备应该与现实的情况相对应，并且可以在所涉范围内不受限制地使用，除非由于地形或其他障碍物而有意减少对其进行使用。
10.5.R	不适用。						
10.5.G	不适用。						

11. 要求 — 环境 — 大气和天气

11	特性的一般要求 环境 — 大气和天气	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
11.S	针对具体的训练任务。			✓	✓	✓	其他大气效应可包括但不限于对以下各项的复现： **1)** 北冰洋蒸发雾； **2)** 下吹风； **3)** 山地效应（旋翼、分界线等）； **4)** 钻机排气引起的湍流； **5)** 建筑物、树等对风的遮挡； **6)** 地形和结构引起的湍流和风效应； **7)** 其他航空器产生的尾涡和下洗气流；和 **8)** 风切变。
11.R	充分集成的动态环境模拟，包括一个具有天气效应的有代表性的大气环境，以支持预计的使用。 环境模拟应包括雷暴、湍流、微暴流和适当的降水类型。		✓				包括地表特性（摇动的草地、海面）
11.G	基础大气模型、气压、温度、能见度、云底和风，以支持预计的使用。 该环境应与相应的直升机和模拟特性保持同步，以提供完整性。	✓					

	特性的技术要求 环境 — 大气与天气	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
11.1	标准大气						
11.1.S	标准大气模拟，包括教员对关键参数的控制。 应该演示支持预计的使用所需的其他大气效应，如北冰洋蒸发雾、下吹风等。			✓	✓	✓	
11.1. R, G	标准的具有代表性的大气模拟，包括教员对关键参数的控制。	✓	✓				
11.2	风切变						
11.2.S	飞行模拟训练设备应使用风切变模型，以提供有关识别风切变现象的训练。					✓	要求进行主观测试。参见第 II 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 11.b.7，遭遇风切变/微暴流）。
11.2.R	不适用。						
11.2.G	不适用。						

	特性的技术要求 环境 — 大气与天气	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
11.3	天气效应						
11.3.S	应该可以在不同天气效应之间进行平稳变换。 应模拟可在视景系统上观察到的下述各种天气效应，并提供相应的教员控制系统：						要求进行主观测试。参见附录 C 的功能和主观测试表（测试 12.g，环境效应）。 此项功能的目的是演示从目视气象条件过渡至仪表气象条件。
	1) 具有可调节云底、云顶、天空覆盖范围和飞云效应的多云层；			✓	✓	✓	
	2) 雷雨风暴激活和/或取消；			✓	✓	✓	
	3) 能见度和跑道视程，包括雾和零星雾效应；			✓	✓	✓	要求进行主观测试。参见第 II 部分附录 B（测试 4.d，目视地面段）。
	4) 本航空器外部灯光的效应；			✓	✓	✓	
	5) 机场或直升机场灯光的效应（包括可变强度和雾的效应）；			✓	✓	✓	
	6) 地表污染（包括刮风和旋翼下洗气流/环流效应）；			✓	✓	✓	
	7) 可变降水效应（雨、冰雹、雪）；			✓	✓	✓	
	8) 云中空速效应；和			✓	✓	✓	
	9) 进出云能见度的渐变。			✓	✓	✓	

	特性的技术要求 环境 — 大气与天气	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
11.3.R	应该可以在不同天气效应之间进行平稳变换。 应模拟可在视景系统上观察到的下述各种天气效应，并提供相应的教员控制系统： 1) 具有可调节云底、云顶、天空覆盖范围和飞云效应的多云层； 2) 雷雨风暴激活和/或取消； 3) 能见度和跑道视程，包括雾效应。 4) 本航空器外部灯光的效应； 5) 地表污染和本航空器下洗气流及环流效应； 6) 降水效应（雨、冰雹、雪）；和 7) 进出云能见度的渐变。		 ✓ ✓ ✓ ✓ ✓ ✓ ✓				要求进行主观测试。参见附录 C 的功能和主观测试表（测试 12.g，环境效应）。 此项功能的目的是演示从目视气象条件过渡至仪表气象条件。 要求进行主观测试。参见第 II 部分附录 B （测试 4.d，目视地面段）。
11.3 G	应该可以在不同天气效应之间进行平稳变换。 应模拟可在视景系统上观察到的下述各种天气效应，并提供相应的教员控制系统： 1) 具有可调节云底和云顶的云层；和 2) 能见度和跑道视程。	 ✓ ✓					要求进行主观测试。参见第 II 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 12.g，环境效应）。 此项功能的目的是演示从目视气象条件过渡至仪表气象条件。

	特性的技术要求 环境 — 大气与天气	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
11.4	教员控制系统						
11.4.S	应模拟下述各种特性，并提供相应的教员控制系统：						要求进行主观测试。参见第 II 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 17，教员操作台）。
	1)　地表风速、风向和阵风；			✓	✓	✓	如果特定训练任务有要求，则应该包括下列效应： — 下吹风；和 — 山地效应（旋翼、分界线等）；
	2)　中等和高高度风速和风向；			✓	✓	✓	如果特定训练任务有要求，则应该包括下列效应： — 其他航空器产生的尾涡和下洗气流。
	3)　雷暴和微暴流；			✓	✓	✓	
	4)　湍流；和			✓	✓	✓	如果特定训练任务有要求，则应该包括下列效应： — 钻机排气引起的湍流； — 建筑物、树等物体对风的遮挡；和 — 地形和结构引起的湍流和风效应。
	5)　风切变。			✓	✓	✓	如果特定训练任务有要求。

	特性的技术要求 环境 — 大气与天气	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
11.4.R	应模拟下述各种特性，并提供相应的教员控制系统： 1) 地表风速、风向和阵风； 2) 中等和高高度风速和风向； 3) 雷暴和微暴流；和 4) 湍流		 ✓ ✓ ✓ ✓				要求进行主观测试。参见第 II 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 17，教员操作台）。
11.4.G	应模拟下述各种特性，并提供相应的教员控制系统： 1) 风速和风向；和 2) 湍流	 ✓ ✓					要求进行主观测试。参见第 II 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 17，教员操作台）。

12.　要求 — 环境 — 着陆区和地形

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
12.S	直升机坪、直升机场和/或机场：正确的地形建模、跑道方向、标志、灯光、尺寸和滑行道。 地形：具有目视纹理，以便提供充分的提示，使驾驶员可以确定速度、高度和位置信息，以支持训练任务。 地形和增强型近地警告系统数据库应相互匹配			✓	✓	✓	地理细节的场景内容 昼间场景包括具有适当颜色和纹理的天空和地形，以便清楚地确定航空器姿态。 夜间场景包括星星、地面灯以及充分的纹理，以便清楚地确定航空器姿态和分清地形与天空之间的界线。 颜色和纹理将复现适合于训练任务的特定地域环境，即常见的植被、沙漠、北极或丛林。 将足量复现地面物体，以便可以为地面参考机动飞行（即起落航线和/或高空/低空侦察）确定方向和进行校准。所复现的所有地面物体都应有适当的尺寸和角度，不会分散驾驶员的注意力。 所复现的昼间或夜间地平线可被多层高低不一或厚实的云层遮挡住，这些云层可根据航空器高度调节云底和云顶。 场景应该可以设置可调节的能见度障碍物（霾或雾），并且应该对降水（雨和雪）进行复现。 空中或地面交通能力。

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
							其他内容：在当地环境内模拟的下洗气流效应、训练所需的海况 **3-D** 模型、限定区域内树的运动、非常详细的着陆效应、倾斜的地面。
12.R	直升机坪、直升机场和/或机场：**12.G** 中的通用要求，加上至少一个完全定制的 **3-D** 机场/直升机场模型。 地形：包括可用于进行目视飞行规则导航训练的地形信息，如建筑物、树木、障碍物（以及其他特性，如计划外的着陆点、限定区域、船舶、钻井台（如需要））。 如果训练有要求，则应该包括可互动的 **3-D** 海况。 对于目视飞行规则转场训练：应该能够充分复现地面目视参照物和地形特征，以支持根据适当航图（绘图比例尺通常为 **1:500 000**、**1:250 000**、**1:100 000**）进行的目视飞行规则导航。		✓				应复现典型的机场或着陆场地，包括地形表面（草地、停机坪）和特点（软、硬、滑），但不一定有地理细节。 当要求模拟设备执行低能见度运行时，至少应有一个机场场景具有支持所要求的批准等级的功能，如：带有标志牌、停止线灯、跑道警戒灯的低能见度滑行路线，以及所需进近、跑道和滑行道灯光。应该包括乳白天空/灯光暗淡、地表特征（下洗气流、运动的草和海面）。 场景内容 昼间场景包括具有适当颜色和纹理的天空和地形，以便清楚地确定航空器姿态。 夜间场景包括星星、地面灯以及充分的纹理，以便清楚地确定航空器姿态和分清地面与天空之间的界线。 颜色和纹理将复现适合于训练任务的特定地域环境，即常见的植被、沙漠、北极或丛林。

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
							将足量复现地面物体，以便可以为地面参考机动飞行（即起落航线和/或高空/低空侦察）、悬停和滑行确定方向和进行校准。所复现的所有地面物体都应有适当的尺寸和角度，不会分散驾驶员的注意力。 所复现的昼间或夜间地平线可被多层高低不一或厚实的云层遮挡住，这些云层可根据航空器高度调节云底和云顶。 场景应该可以设置可调节的能见度障碍物，并且应该对降水（雨和雪）进行复现。 空中或地面交通能力。
12.G	具有地形地貌特征的通用机场/直升机场模型，以支持预计的使用。该模型应该有可见的地平线。 昼间、暮间和夜间视景，能够显示足够的场景内容，以便识别通用机场、直升机场、地形以及第五边进近和起飞区（**FATO**）周围的地标，以及完成低空速/低空机动动作（包括足以适合仪表训练的升空、悬停、平移至悬停和从悬停进入向前飞行、着陆和接地）。	✓					应该包括跑道和滑行道标志和照明。 可以是面积有限的平坦地面。 桨叶桨的轨迹平面应该是可见的。 昼间场景包括具有适当颜色和纹理的天空和地形，以便清楚地确定航空器姿态。 夜间场景包括星星、地面的灯以及充分的纹理，以便清楚地确定航空器姿态和分清地面与天空之间的界线。

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
							所复现的昼间或夜间地平线可被一层厚实的云层遮挡住，该云层可根据航空器高度调节云底和云顶。 场景应该可以设置可调节的能见度障碍物（霾或雾）。 地形无需复现任何具有地理细节的地点。

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
12.1	机场/着陆区场景						
12.1.S	以下是机场/着陆区模型内容的最低要求，以满足目视能力测试的要求，并提供适当的目视提示，以便可以完成本部分附录 C 所述的所有功能和主观测试。 至少应有以下机场/直升机着陆区： — 至少一（1）个特定的真实机场或直升机场；和 — 至少三个非机场着陆区，具体如下： • 至少一（1）个位于明显高出周围结构或地形表面的直升机着陆区（如建筑物屋顶、海上钻井平台等）； • 至少一（1）个符合“限制着陆区”定义的直升机着陆区；和 • 至少一（1）个位于倾斜度至少为 2.5°的倾斜面上的直升机着陆区。			✓	✓	✓	指定的真实机场或直升机场应该作为批准的训练大纲的一部分。 机场或直升机场场景的选择应得到国家航空局的批准。 注：这些要求应该与第 II 部分附录 C 中的功能和主观测试表（测试 12，目视系统）一起解读，以便充分理解所提供的详细信息。

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
12.1.R	至少一（1）个机场或直升机场以及一（1）个直升机着陆区模型。 机场或直升机场以及直升机着陆区可包含在同一个模型内。如果选择这样的方案，则通向机场跑道的进近航迹应该不同于通向直升机着陆区的进近航迹。		✓				视景的逼真度应足以使机组可以：目视识别机场和/或直升机着陆区；确定所模拟直升机在视景内的位置；顺利完成起飞、进近和着陆；以及根据需要在地面或悬停滑行时在机场周围做出机动动作。 机场、直升机场或直升机着陆区可以是虚拟的，也可以是真实的。 注：这些要求应该与第 II 部分附录 C 中的功能和主观测试表（测试 12，目视系统）一起解读，以便充分理解所提供的详细信息。
12.1.G	系统应包括一个通用机场，并且有一个可用的直升机着陆区。	✓					这些要求应该与第 II 部分附录 C 中的功能和主观测试表（测试 12，目视系统）一起解读，以便充分理解所提供的详细信息。
12.2	机场或直升机场的最新性						
12.2.S	系统中模拟的特定机场或直升机场应与机场或直升机场航图中给出的相应真实机场或直升机场的最新状态保持同步。			✓	✓	✓	机场或直升机场场景的选择应得到国家航空局的认可。 各项变更应在相应真实机场或直升机场实施这些变更六个月之内加入到模拟机数据库中。 当发生下述情况时，就需要对数据库进行更新，例如：增加了新跑道或滑行道；现有跑道加长或永久关闭；进入或离开某跑道的磁航向发生变更；航站楼、其他机场建筑或周围地形发生了重大的或可辨识的变化；等等，但是不必包括机场或直升机场航图上未标出的那些小建筑物或其他不太重要的特征。

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
12.2.R	不适用。						
12.2.G	不适用。						
12.3	目视环境细节						
12.3.S	应该提供视景提示，以便评估下沉率和获得起飞和着陆期间的景深感。 对一块足以完成目视飞行规则条件下的转场飞行的区域内的地形表面进行非常详细准确的描述。			✓	✓	✓	应该充分复现地面参照物和地形特征，以支持根据适当航图（绘图比例尺通常为 1:500 000、1:250 000、1:100 000）进行的导航。
12.3.R	应该提供视景提示，以便评估下沉率和获得起飞和着陆期间的景深感。 对一块从跑道进近端前方 400 米（1/4 英里）算起至超出跑道进近端 400 米（1/4 英里）、总宽度大约为 400 米（1/4 英里）（包括跑道宽度）的大致区域内的地形表面进行非常详细准确的描述。		✓				
12.3.G	应该提供具有纹理的表面，以便评估下沉率和获得起飞和着陆期间的景深感。	✓					
12.4	场景内容						
12.4.S	视景系统应至少能够为整个视景系统的夜间、暮间和昼间场景产生与 10 000 个多边形和 5 000 个可见光点所产生的场景相当的详细场景内容。			✓	✓	✓	

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
12.4.R	视景系统应至少能够为整个视景系统的夜间、暮间和昼间场景产生与 6 000 个多边形和 5 000 个可见光点所产生的场景相当的详细场景内容。		✓				
12.4.G	视景系统应至少能够为整个视景系统的夜间、暮间和昼间场景产生与 6 000 个多边形和 1 000 个可见光点所产生的场景相当的详细场景内容。	✓					
12.5	特殊效应						
12.5.S	应能够显示以下效应： 1) 下洗气流效应（包括灯光暗淡和乳白天空）； 2) 海况（包括直升机在甲板着陆使船舶产生的运动）； 3) 风的路径对水的表面产生的影响； 4) 限定区域着陆点内树木和草的摇动；和 5) 可能与本航空器产生冲突的地面静态和动态交通以及空中交通。			✓	✓	✓	船舶的运动应至少与直升机俯仰、滚转和升降时的海况相一致。

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
12.5.R	应能够显示以下效应： 1) 下洗气流效应（包括灯光暗淡和乳白天空）； 2) 海况（包括直升机在甲板着陆使船舶产生的运动）； 3) 风的路径对水的表面产生的影响；和 4) 可能与本航空器产生冲突的地面静态和动态交通以及空中交通。		✓				
12.5.G	不适用。						

13. 要求 — 环境 — 空中交通管制

13.	特性的一般要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.S	终端区自动动态环境，包括空中交通管制对本直升机语音传送作出的响应以及由相关空中交通管制启动的传送，以支持预计的使用。 根据 **Doc 4444** 号文件《空中航行服务程序 — 空中交通管理》，针对机场或直升机场情况和频率用英文传送的本直升机和其他直升机消息的内容和密集度。传送给本直升机的随机消息和其他直升机传送给特定机场或直升机场的消息。相应的可见地面、着陆和离场交通，包括与训练大纲相对应的机场或直升机场终端区模拟。						考虑到动态空中交通管制环境的实施情况还未通过训练进行评定和验证，预计进展至这一程度仍需时日。 因此，本节所列的对空中交通管制环境的各项要求旨在作为应在未来几年后可以实现的目标，但这些要求在目前尚不需要。
13.R	针对具体飞行阶段和内容的终端区空中交通管制消息，包括对本直升机语音传送的适当响应，以支持预计的使用。 根据 **Doc 4444** 号文件《空中航行服务程序 — 空中交通管理》，用英文传送的本直升机和其他直升机消息的内容和密集度。体现空中交通管制情况的发给本直升机的随机消息和背景消息。						

13.	特性的一般要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.G	针对具体飞行阶段和内容的空中交通管制消息，包括在适当飞行阶段对本直升机语音传送的响应，以支持预计的使用。 根据 **Doc 4444** 号文件《空中航行服务程序 — 空中交通管理》，用英文传送的本直升机消息的内容。空中交通管制发给本直升机的典型消息。 可通过教员提供空中交通管制模拟做到这一点。	✓	✓	✓	✓	✓	

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.1	自动气象报告						自动气象报告向驾驶员提供有关气象条件和空中交通管制运行情况的重要信息。自动终端情报系统和其他自动气象信息也可以通过数据链向驾驶舱提供。 虽然自动终端情报系统是这些自动系统中最常用的，但是，当与运行相关时，也应该考虑在部分时间开放的或无塔台的机场或直升机场使用的其他自动气象播报形式，如：地面自动观测系统或自动气象观测系统。
13.1 S	多台站自动气象报告。						该系统应该具备生成不同自动气象报告消息的能力，以便通报相关区域范围内所有机场或直升机场的气象条件和其他不同的预定条件，使飞行机组能够同时收听到不同机场或直升机场同时播发的自动气象报告信息。 教员应该能够在教员台超控每一项的数值和每一预定消息。
13.1 R	单一台站自动气象报告。						相关区域范围内的所有机场或直升机场中至少需要接到一个自动气象报告消息。消息应该包括飞行模拟训练设备中设定的各种实际气象条件，包括参考机场/直升机场、参考跑道、温度、风况、海压、云况、能见度、跑道条件，以及其他预定条件（过渡高度，等），这些都无法从模拟机上读出。 教员应该能够在教员台改变自动气象报告消息的气象条件和其他预定条件。教员的这些输入信息不必影响模拟的实际气象条件。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.1 G	单一台站自动气象报告。	✓	✓	✓	✓	✓	相关区域范围内的所有机场或直升机场中至少需要接到一个自动气象报告消息。消息应该包括飞行模拟训练设备中设定的各种实际气象条件，包括参考机场/直升机场、参考跑道、温度、风况、海压、云况、能见度、跑道条件，以及其他预定条件（过渡高度，等），这些都无法从模拟机上读出。
13.2	背景音						
13.2.1 S, R, G	背景音（共线共用频段）。 一般而言，所有的背景音都应满足下述标准： 1. 在模拟环境下，通信交流应该有意义，并且不应该有明显的错误信息； 2. 在某一发话频率上只应听到与该频率的用途相关的信息； 3. 在给定频率上的模拟通信不应相互跨越或跨越模拟机机组人员的通信；和 4. 在通信交流中应该提供合理的停顿时间，以在需要时让模拟机机组人员可以使用该频率。	✓	✓	✓	✓	✓	共用频段通信模拟驾驶舱中听到的背景音，如：本机通信之外的空对空、空对地，或地对地通信。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.2.2 S	规定内容的 — 与视景模拟交通完全相符的针对特定位置和特定内容的消息。						规定内容的背景音。 背景音通信模拟应该提供在形式上和内容上都与模拟环境相适合的共线通信。 应该精确反映针对特定位置的程序和术语，并且所有的通信都应与交通活动的视景体现完全相符。 各种语音的数量应该足以区分各个不同的空中交通管制服务和驾驶员。 该系统应该最少包括 3 个特定的终端区。这 3 个特定的终端区应该为批准的训练大纲的一部分。
13.2.2 R	规定情景的 — 所有机场/直升机场共同使用的，与视景模拟交通相符的通用消息。						规定情景的背景音。 背景音通信模拟应该生成具有特定情景内容的消息，并且要基于所有场所通用的通用典型格式。 背景音应该与交通场景相符，并且不应该与本机的位置和移动相冲突。 通信还应该与交通活动的视景体现相符。 各种语音的数量应足以区分各个不同的空中交通管制服务和驾驶员。 该系统应该最少包括 3 个特定的终端区。这 3 个特定的终端区应该为批准的训练大纲的一部分。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.2.2 G	通用情景的 — 无关联的通用消息。	✓	✓	✓	✓	✓	背景音通信模拟可以只基于通用消息。对这类消息的规定应该不要求有或只要求有极少的与模拟情景相适应的信息。 所用语音仅需有足够的差异性，以避免造成驾驶员和空中交通管制服务间的混淆。
13.3	空中交通管制模拟 — 与模拟机的互动。						接收到关于本直升机位置、运行情况和反映视景设置及空中交通防撞系统情景（如果适用）的环境条件的消息。
13.3 S, R	<u>模拟参数</u> 空中交通管制模拟系统以及直升机系统和适用的环境模拟应提供以下参数： 1)　风向/风速/阵风； 2)　海压/场压（高度表设定）； 3)　温度：外界空气温度； 4)　露点； 5)　云况：高度和类型； 6)　能见度； 7)　跑道视程（雾/地面雾/零星雾）； （续）						该系统应该最少包括 3 个特定的终端区。这 3 个特定的终端区应该为批准的训练大纲的一部分。 如适用，包括视景。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	8) 特殊气象条件设定：雨、雪（带风效应）、颠簸、结冰、可预测风切变、微暴流，以及带有大体位置的雷雨云/风暴； 9) 现用跑道； 10) 跑道条件：污染和污染程度； 11) 刹车效应； 12) 协调世界标准时； 13) 本机的位置、航迹、航向和高度； 14) 主体直升机呼号。						
13.4	空中交通管制模拟 — 与教员的互动						
13.4 S, R	教员应该能够通过向本直升机加入消息进行情景互动。适用时，应该按照如下飞行阶段或类别将这些消息进行分组： 1) 登机口： a) 签派； b) 机务； c) 离场自动终端情报系统； （续）						无论以何种方式提供空中交通管制模拟，都必须考虑教员作为空中交通管制模拟的一部分所承担的工作量，以确保不会严重分散对正在接受训练、测试或检查的机组人员的观察。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	d) 航路许可； e) 推直升机；和 f) 其他例行空中交通管制/公司通信； 2) 除冰； 3) 滑行； 4) 等待位置； 5) 起飞； 6) 起飞后； 7) 爬升； 8) 航路上； 9) 下降； 10) 进场自动终端情报系统； 11) 等待； 12) 进近； 13) 着陆； 14) 紧急情况； 15) 其他通信；和 16) 客舱机组。						

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.5	空中交通管制消息的触发						教员应该能够手动或自动触发消息。
13.5.1 S, R	手动（基本的）。						通过教员从教员操作台所做动作发出的要求指令触发消息。
13.5.2 S, R	自动（增强的）。						当所有与消息内容（地面或空中交通、飞行阶段、气象条件，等）相关的标准都达到时，自动触发消息。 当本直升机未按空中交通管制的指令，或未按正确的复诵协议行事时，该系统应该提供校正消息（如：在空中飞行时，本直升机并未遵守指定的速度、航向或高度指令，或在地面时，并未遵守穿越指定跑道和滑行道或在指定跑道和滑行道旁等待的指令）。
13.5.3 S, R	空中交通管制通信模拟系统应该使教员能够暂停该系统和/或取消该系统，回到传统的无空中交通管制模拟的状态。						
13.6	用语						
13.6.1 S, R, G	用语和语音特征	✓	✓	✓	✓	✓	为了提高训练的有效性，空中交通管制无线电通信模拟强化正确用语的使用极为重要。 应该着眼于实现 100%的真实性，以便使学员能够在训练课上获得正确的情景意识。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.7	针对具体飞行阶段的空中交通管制频率识别						
13.7.1 S, R, G	通信应与驾驶舱所设定的无线电频率相适应： 1)　单频通信； 2)　多频通信。	✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	针对具体飞行阶段的空中交通管制频率识别是对所有高度层空中交通管制模拟的一项要求，意味着驾驶员所接收到的所有通信都应与驾驶舱所设定的无线电频率相适应。 例如：当副驾驶在 VHF 2 上等候放行许可时，机长在 VHF 1 上收听自动终端情报系统的信息。
13.7.2 S, R, G	当其他系统随着公司或空中交通管制无线电频率的改变更新时，模拟环境应随之更新。	✓	✓	✓	✓	✓	应该提供使用公司无线电频率的设施，但是不必与“现实世界”公司无线电频率相连接，只要这样做不会造成与现用空中交通管制频率的冲突。
13.8	教员对其他交通的控制						
13.8.1 S, R, G	教员对其他交通的控制。 教员应能够控制其他交通。	✓	✓	✓	✓	✓	教员对其他交通进行控制的示例： 1)　相对于其他交通，本直升机具有起飞、着陆、地面机动、悬停和空中机动的优先权； 2)　情景中出现遇到紧急情况或妨碍本直升机的另一架直升机； 3)　情景中交通活动的等级；和 4)　对接近航空器的速度进行限制。
13.8.2 S, R	关联性。 通信应该与模拟和直升机系统（空中交通防撞系统）中所体现的其他地面和空中交通相一致。						空中交通管制通信应该与其他动态地面和空中交通活动相一致，其中包括那些受到交通冲突影响和主体航空器优先权的问题。 视景和机载系统显示的交通信息，都应该与空中交通防撞系统相一致。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
13.8.3 S, R	交通流量。 除非教员另有选择，否则机场/直升机场交通流量就应该代表所模拟机场/直升机场那一时刻的流量密度。 应该遵守有代表性的交通间隔时间。						主要机场/直升机场适当交通流量的示例： 轻度：每小时 1 至 15 次起飞和/或着陆或每小时机场总活动架次少于 20 次。 中度：每小时 16 至 50 次起飞和/或着陆或每小时总活动架次约 70 次。 重度：每小时 51 或更多次起飞和/或着陆或每小时总活动架次多于 100 次。
13.9	数据链通信						
13.9.1 S	航空器通信寻址和报告系统/航空电信网						如安装。
13.9.2 S	未来空中导航系统						如安装。
13.9.3 S	其他。						如安装。

14. 要求 — 其他

14.	特性的一般要求 其他	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
14.S	不适用。						第 I 部分的 **6.1.14** 对这一“其他”特性进行了界定，该特性并不与训练方面直接相关，所以未被纳入第 **II** 部分第 **2** 章的飞行模拟训练设备主矩阵中。因此，所列的 **3** 个逼真度等级都显示为“不适用”。但是，本段的其余部分对该特性相关项目要做的测试进行了描述。
14.R	不适用。						
14.G	不适用。						

14	特性的技术要求 其他	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
14.1	教员操作台						
14.1 S	从教员操作台应能够充分看到驾驶员控制面板和前窗。			✓	✓	✓	对于带运动提示系统的飞行模拟训练设备，任何机载教员座位都应牢固固定，并且配备有充分完好性的主动约束装置，以便在任何已知或预计的运动系统的移动中，能够安全约束座位使用者。 如果安装有增强型飞行视景系统，则教员操作台应包括一个可通过驾驶员平视显示器或驾驶舱显示器看到的所模拟增强型飞行视景系统的增强型飞行视景系统显示复现器。这包括所显示的任何数据和符号。应该对显示格式（宽高比）进行复现。
14.1 R	从教员操作台应能够充分看到驾驶员控制面板和前窗。	✓	✓				
14.1 G	不适用。						
14.2	教员控制系统						
14.2 S, R, G	教员操作台应该具备相关控制系统，使教员可以对所有需要的系统变量进行控制并酌情将所有非正常或紧急情况插入所模拟的直升机系统中。 教员操作台应该具备对在操作台预计遇到的所有环境效应（如云况、能见度、结冰、降水、温度、雷风暴以及风速和风向）进行处理的控制系统。 教员操作台应该使教员可以复现地面和空中的危险。操作台应该使教员可以复现因旋翼下洗气流引起的循环灰尘效应、水蒸气效应或雪情效应。	✓	✓	✓	✓	✓	

14	特性的技术要求 其他	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
14.3	自我诊断测试						
14.3 S	应该提供飞行模拟训练设备的自诊式测试，以确定硬件和软件运行是否完好，并提供快速、有效地对飞行模拟训练设备软件和硬件进行日常测试的手段。			✓	✓	✓	要求有符合性声明。
14.3 R, G	不适用。						
14.4	计算机性能						
14.4 S, R, G	应该提供足够的飞行模拟训练设备计算机的性能、准确性、分辨率和动态反应，以全面支持飞行模拟训练设备满足所申请的鉴定类型要求必须具有的总体逼真度。	✓	✓	✓	✓	✓	要求有符合性声明。
14.5	自动测试设备						
14.5 S	应该提供进行飞行模拟训练设备硬件和软件自动鉴定测试指南/验证测试，以确定是否符合验证要求。			✓	✓	✓	测试证明应包括测试编号、飞行模拟训练设备编号、日期、时间、条件、容差，以及同直升机标准进行比较时呈现的相应因变量。
14.5 R, G	应该提供飞行模拟训练设备硬件和软件的验证测试，以便能够进行定期测试。	✓	✓				测试证明应包括测试编号、飞行模拟训练设备编号、日期、时间、条件、容差，以及同主鉴定测试指南测试标准进行比较时呈现的相应因变量。 鼓励进行自动鉴定测试指南验证/测试。

14	特性的技术要求 其他	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
14.6	飞行模拟训练设备硬件和软件更新						
14.6 S, R	应该在对直升机进行影响训练的改装之后，及时对飞行模拟训练设备硬件和软件进行永久性更新，以满足所申请的鉴定类型的要求。	✓	✓	✓	✓	✓	
14.6 G	应该在飞行模拟训练设备制造商提出影响训练和/或安全的建议之后，及时对飞行模拟训练设备硬件和软件进行永久性更新。						
14.7	每日飞行前文件						
14.7 S, R, G	要求将每日飞行前文件放在每日记录中或放在方便查看的位置。	✓	✓	✓	✓	✓	
14.8	系统集成						
14.8	系统集成 视景系统、驾驶舱仪表和初始运动系统应紧密配合以提供综合性的感觉提示。由稳定状态扰动（即开始扫描第一幅包含不同信息的视频场）引发的视景画面变化应该在系统动态响应的 85 或 120 毫秒（ms）的限度内发生（取决于飞行模拟训练设备的类型）。运动系统开始变化也应在系统动态响应的 85 或 120 毫秒的限度内发生（取决于飞行模拟训练设备的类型）。运动系统开始变化应该发生在开始扫描第一幅包含不同信息的视频场之前，不得晚于在结束扫描同一幅视频场之前。						要求进行测试。参见第 II 部分附录 B（测试 6.a，传输延迟）。 滞后测试可以作为符合性的备用手段来取代传输延迟测试。附篇 G 为传输延迟以及滞后的测试方法提供了指导。

14	特性的技术要求 其他	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
	为确定是否符合上述要求而进行的测试应该包括同时记录驾驶员俯仰、滚转和偏航操纵装置的输出信号；安装在运动系统平台上的位于驾驶员座椅附近可接受位置的加速度计的输出信号；送到视景系统显示部分的输出信号（包括视景系统的模拟信号延迟）；以及送到驾驶员姿态指引仪的输出信号，或者由国家航空局批准的等效测试。						
14.8.S	传输延迟： 应该采用传输延迟测试，以证明飞行模拟训练设备系统响应未超过 85 毫秒。 当装备增强型飞行视景系统时，这些系统应在+或-30 毫秒之内对视景系统作出响应，但不得早于运动响应。			✓	✓	✓	要求有仪表、运动和视景系统的结果。 当装备有模拟的而非实际的直升机系统的平视显示器系统时，要求有额外的传输延迟测试结果。 当视景系统运行模型（昼间、暮间和夜间）可能影响性能时，要求进行额外的测试。 当视景系统的运行模型不影响性能，因而不需要进行额外测试时，要求有符合性声明。
14.8. R, G	传输延迟： 应该采用传输延迟测试，以证明飞行模拟训练设备系统的响应未超过 120 毫秒。	✓	✓				仅要求提供适用系统的结果。

14	特性的技术要求 其他	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
14.9	记录、冻结和回放						
14.9 S, R, G	记录、冻结和回放能力	✓	✓	✓	✓	✓	
14.10	情况介绍和汇报						
14.10 S, R, G	情况介绍和汇报能力	✓	✓	✓	✓	✓	

附录 B

飞行模拟训练设备验证测试

1. 引言

1.1 除非另作特别说明，应该通过将在飞行模拟训练设备上运行的测试结果与验证数据进行比较，对飞行模拟训练设备的性能和系统运行进行客观评定。鉴定测试指南中所要求的验证、功能和主观测试使鉴定人员对飞行模拟训练设备的性能进行“抽查”，以确认飞行模拟训练设备在某些重要的训练或测试和检查方面能够代表所模拟的直升机。没有这类采用鉴定测试指南进行的“抽查”，就不可能在通常情况下所能留的局方鉴定的时间内完成飞行模拟训练设备性能验证。应该清楚地认识到，鉴定测试指南并不能确保对飞行和系统运行所有方面的模拟质量进行严格检查。对飞行模拟训练设备模拟的全面测试应在飞行模拟训练设备交付局方鉴定前，以及在递交鉴定测试指南中所规定的结果前，由飞行模拟训练设备制造商和运营人的工作人员完成。这种“深度”测试是整个测试周期的一个基本部分，通常按照相关文件中所载的验收测试程序，并在该文件上记录测试结果。这些程序将测试鉴定测试指南中未涉及的很多模拟方面的功能和性能，以及诸如教员操作台等项目。为了便于使用鉴定测试指南对飞行模拟训练设备进行验证，应该采用局方认可的适当记录设备，记录每一项验证测试结果。然后将这些记录与验证数据进行比较。鉴定测试指南验证测试应有文件记录，并考虑到下述内容：

a) 飞行模拟训练设备鉴定测试指南应明白无误地描述在每一项测试中将如何设置和操作飞行模拟训练设备。当实际可行时，强烈建议采用一个自动完成测试的驱动程序。对飞行模拟训练设备的每一个子系统进行独立测试既不符合鉴定测试指南验证测试的目的，也是不能接受的。应该完成对带有驾驶员操纵装置测试输入的飞行模拟训练设备的整体综合测试，以确保整个飞行模拟训练设备系统达到规定标准；

b) 为保证符合该目的，鉴定测试指南应包含说明材料，明确说明每一项测试（或每一组测试）如何运行，如：哪些参数是驱动的/自由的/受限的，以及闭环/开环驱动程序的使用等；和

c) 所有基于试飞数据的鉴定测试指南验证测试还应能够人工完成，以验证自动测试结果。带有简单输入的短期测试应该能够简便地由人工重现。带有复杂输入的长期测试不太可能轻松地复现。

1.2 本附录中的某些视景和运动测试不一定要基于有特定容差的验证数据。然而，在此包括这些测试是为了完整性，而且应该达到所要求的标准，而不是满足某一特定容差。

1.3 还应为完成每一项测试提供有明确详尽步骤的人工测试步骤。人工测试步骤的作用是为了确认使用自动驱动所获得的结果与进行相同测试的驾驶员所得到的结果一样，该驾驶员所采用的操纵输入与提供记录的验证试飞数据的直升机上的驾驶员所使用的相同。应能够使用与自动测试中所用相同的容差获得人工测试结果。人工测试结果可能满足不了这些容差；然而，国家航空局监察员应该确信，如果做出足够的努力精确地复现驾驶员输入信息，这些结果就可能满足这些容差。

1.4 递交除试飞外的数据以供批准时，应该包括对可用试飞信息有效性的说明。本附录中的测试和容差应包括在飞行模拟训练设备的鉴定测试指南中。鉴定测试指南应得到本部分附篇 D 中所载验证数据路线图（VDR）的支持。鼓励数据提供者为 2012 年 1 月 1 日以前审定合格的直升机机型提供验证数据路线图。

1.5 本附录中的飞行模拟训练设备验证测试表指明了所需的各项测试。除非另有说明，飞行模拟训练设备测试应该体现正常运行中典型的运行质量和重心（CG）位置下的直升机性能和操纵品质。如果一项测试由一个在极端质量或重心位置下的直升机数据支持，则应该包括另一个由处于中间条件或尽可能接近另一个极端情况下的直升机数据支持的测试。某些仅与一个极端质量或重心位置相关的测试不需要在另一个极端情况下重复该测试。操纵品质测试应该包括对增益设备的验证。

1.6 对于对计算机控制的直升机（CCH）的飞行模拟训练设备进行的测试，正如本附录验证要求中所表明的那样，要求有正常（N）和非正常（NN）操纵状态的试飞数据。非正常状态下的测试要始终包括最小增益状态。国家航空局可以在为飞行模拟训练设备数据确定一系列特定直升机测试时，详细要求对操纵状态递减的其他等级进行测试。如适用，试飞数据应该记录驾驶员操纵杆的位移或包括输入位置的电子生成的输入。

1.7 1.6 中的记录要求适用于正常和非正常状态。飞行模拟训练设备验证测试表中的所有测试都要求有正常操纵状态下的测试结果，除非在注释栏中遵照计算机控制的直升机的指示另有特别说明。但是，如果测试结果与操纵状态无关，可以用非正常操纵数据替代。

1.8 要求有非正常操纵状态时，应该提供一个或多个非正常操纵状态测试数据，包括最小增益状态。

1.9 对于在所模拟的直升机批准的运行包线中不可能进行的且无法为其提供结果的正常、非正常或其他降级操纵状态下的测试，应在鉴定测试指南中通过援引直升机制造商的验证数据路线图给出的适当理由予以说明。

2. 测试要求

2.1 鉴定所要求的地面和空中测试列在飞行模拟训练设备验证测试表中。应该为每一项测试提供由计算机生成的飞行模拟训练设备测试结果。这些结果应记录在国家航空局认可的适当记录设备上。要求有时间历程，除非飞行模拟训练设备验证测试表中另有说明。

2.2 当客观测试结果允许用一个“抽点打印测试”或“一系列抽点打印测试”替代时间历程时，数据提供者应确保在“抽点打印”所捕捉的瞬间处于一个稳定的状态条件。这种情况经常通过表明从“抽点打印”之前某一时段至其后的某一时段一直处于这一稳定状态条件来加以证实。最常用的时间段从抽点捕捉的瞬间之前的 5 秒至其后的 2 秒。由于直升机数据通常在配平条件上下摆动，因此另一种界定抽点打印目标参数的方法，是选择一个持续大约 5 秒钟的时间窗口，在该时间窗口内，提取所记录的相关参数的平均时间作为目标配平状态。本段主要说明验证数据和数据提供者借以确保抽点的稳定状态条件具有代表性的方法。术语表中关于抽点打印为“某一时刻”的定义仍然适用于飞行模拟训练设备结果。

2.3 显示测量参数快速变化的试飞数据，可能要求在对飞行模拟训练设备的正确性进行评估时进行工程判断。这类判断不应局限于单个参数。应该提供所有与某项机动性或飞行条件有关的相关参数，以便做出全面

的解读。当很难或不可能在某一时间历程中将飞行模拟训练设备同直升机数据相匹配时，应该通过与当前评估条件下的其他相关变量进行比较，来判断两者的差异。

2.4　参数、容差和飞行条件。飞行模拟训练设备验证测试表描述了飞行模拟训练设备验证的参数、容差和飞行条件。当一个参数给出了两个容差值时，可以采用较宽松的容差值，除非另有说明。无论如何，测试应该显示出正确的趋势。飞行模拟训练设备的测试结果应该标出给出的容差和单位，并应考虑到下述方面：

a) 某些客观测试的容差已经降低到“正确趋势和幅度”（CT&M）。采用正确趋势和幅度并不是表明某些模拟方面可以忽略。对于这类测试，模拟设备的性能应适合并代表所模拟的指定直升机，并且在任何情况下，都不能表现出可能会导致负面训练的特征。

b) 为注明“正确趋势和幅度”的测试列出的容差适用于定期鉴定，用于确保模拟设备保持在最初鉴定标准上。当注明“正确趋势和幅度”时，就要求使用自动记录系统来留下基准结果的“印痕”，从而避免在定期鉴定中可能出现的发生分歧的主观意见所造成的影响。

c) 对于以百分数单位显示的参数（如：扭矩、N_g、N_p），或当容差仅以百分数单位表示时，应该将容差作为一个绝对容差适用于从零值开始测量的参数的正常运算范围（即：对于一个 50%扭矩的观察结果和一个 3%的容差，可接受的范围是从 47%至 53%）。在整个验证测试表中，应该将百分数容差适用于以下参数，除非另有说明：

   1) 旋翼转速：100%显示值的绝对百分比，或者如果驾驶舱显示器不是以百分数为单位，则为标称每分钟转速的绝对百分比；

   2) 动力涡轮转速：100%显示值的绝对百分比，或者如果驾驶舱显示器不是以百分数为单位，则为标称每分钟转速的绝对百分比；

   3) 燃气发生器转速：100%显示值的绝对百分比，或者如果驾驶舱显示器不是以百分数为单位，则为单发最大连续燃气发生器转速的绝对百分比；

   4) 扭矩：100%显示值的绝对百分比，或者如果驾驶舱显示器不是以百分数为单位，则为单发最大连续扭矩的绝对百分比；

   5) 纵向操纵位置：全行程的绝对百分比；

   6) 横向操纵位置：全行程的绝对百分比；

   7) 油门变距操纵位置：全行程的绝对百分比；和

   8) 方向操纵位置：全行程的绝对百分比。

d) 对于那些不以百分数为单位显示并且未在上文 2.4 c) 段中列出的参数，一个仅以百分数表示的容差将被解释为测试期间该参数当前参考值的百分比，除非参数的变化在零值周围，在这种情

况下，应征得国家航空局的同意，使用最小绝对值；

e) 如果容差用百分数和绝对值两种形式表示，则百分数容差应被解释为该参数瞬时参考值的百分比。可以使用较为宽松的容差。此类解释适用于未在上文 2.4 c) 段中列出的所有参数；和

f) 如果飞行操纵装置系统的设计并未表明旋翼桨距位置在增益和非增益情况下有任何区别，则不要求为非增益情况提供非增益情况验证数据。应该提供适当的依据，以确定哪些测试不用进行。

2.5 飞行条件核证。当将所列出的参数同直升机的那些参数进行比较时，还应提供足够的数据，以证实飞行条件是否正确。例如，为了表明静态稳定性测试中的操纵力在±0.222 daN（0.5 磅力）范围内，还应给出表示正确空速、功率、扭矩、直升机构型、高度，以及其他适当基准识别参数的数据。如果要比较短期反应，可能会用正常加速来建立与直升机的对比，但是还应给出空速、高度、操纵输入、直升机构型及其他相应数据。所有的空速值均应明确标明指示空速、校准空速等，用于进行比较的其他类似数值也应如此处理。

2.6 飞行条件定义。飞行模拟训练设备验证测试表中测试 1（性能）和测试 2（操纵品质）（和偶尔其他测试）中规定的飞行条件定义如下：

a) 地面 — 在地面上；

b) 升空 — 起落架放下，从地面上过渡至悬停；

c) 起飞 — 起落架放下（如适用）；

d) 有地面效应（IGE）的悬停 — 起落架放下（如适用）；

e) 无地面效应（OGE）的悬停 — 起落架收上（如适用）；

f) 悬停 — 起落架收上或放下（如适用）；

g) 爬升/下降 — 在正常的爬升/下降速度下，起落架收上（如适用）；

h) 自转 — 在自转速度下，起落架收上或放下（如适用）；

i) 光洁 — 起落架收上（如适用）；

j) 巡航 — 在巡航高度和空速下的光洁构型；

k) 进近 — 在正常进近速度下，起落架收上或放下（如适用）；

l) 着陆 — 起落架放下（如适用），直至有地面效应的悬停位置；和

m) 接地 — 起落架放下（如适用），从悬停至触地。

2.7　相对风（地面、起飞、着陆和悬停测试）。如果客观数据中有相对风，则应该在显示数据时明确说明风矢量（强度和方向），风矢量应该用传统术语表示，并且应与测试中所使用的跑道相关。

3.　验证测试信息

3.1　预留

3.2　操纵动态特性

3.2.1　综述。直升机飞行操纵系统的特性对直升机操纵品质具有重要影响。驾驶员对一架直升机的可接受性的一个重要考虑因素就是通过飞行操纵装置提供给他的“感觉”。为了使驾驶员感觉舒适，并认为直升机值得飞行，要在直升机触觉系统设计上花费相当多的精力。为了使飞行模拟训练设备代表所模拟的直升机，也应为驾驶员提供适当的感觉，即所模拟的直升机提供的感觉。应该通过将记录的飞行模拟训练设备操纵感觉动态特性同实际直升机在起飞、巡航和着陆构型下的测量数据进行比较来确定是否符合这项要求。

3.2.1.1　传统上记录使用脉冲或阶跃函数引起的自由响应一类的来估算机电系统的动态特性。由于实际的输入和响应也只能估算，所以无论如何都只能估算动态特性。因此，鉴于飞行模拟训练设备的操纵载荷系统必须与直升机系统紧密匹配，尽可能收集最佳数据十分必要。飞行模拟训练设备验证测试表的 2.a.5 指明了所要求的操纵动态特性测试。

3.2.1.2　通常通过使用阶跃输入或脉冲输入激励系统测量操纵装置的自由响应来评估操纵动态特性。这一程序应该在起飞、巡航和着陆飞行条件和构型下完成。

3.2.1.3　对于装有不可逆操纵系统的直升机，如果可提供适当的全静压输入以代表在飞行中遇到的典型空速，可以在地面获取测量结果。同样，某些直升机在起飞、巡航和着陆的不同构型下可能表现出类似的效果，因此，对一种构型进行测试可能就足够了。如果采用两者中的任一做法，或者两种做法都采用，就应呈交工程验证或直升机制造商的合理依据，以证明采用地面测试或取消一种构型下的测试的正当理由。对于要求在操纵装置上进行静态和动态测试的飞行模拟设备，如果鉴定测试指南中既显示了特殊测试装置的测试结果，又显示了一种替代方法的结果，例如，同时绘出的具有令人满意的一致性的计算机图形，那么在初始和升级鉴定中，便不要求采用特殊的测试装置。这样一来，在初始鉴定时重复采用替代方法进行测试便能满足这项测试要求。

3.2.2　操纵动态特性评定。操纵系统的动态特性常用频率、阻尼和其他一些可在有关操纵系统的各类文件中看到的传统测量值来表示。为了给飞行模拟训练设备操纵载荷建立验证测试结果的一致方法，需要有明确界定测量值判读方法和所采用容差的标准。需要为欠阻尼、临界阻尼和过阻尼系统制定标准。对一个阻尼很小的欠阻尼系统，可以用频率和阻尼定量表示。在临界阻尼或过阻尼系统中，不便从响应时间历程中测量频率和阻尼。因此应采用其他测量方法。

3.2.2.1　对于验证操纵感觉动态特性是否代表所模拟直升机的测试，应该表明动态阻尼周期（操纵装置的自由响应）在规定的容差范围内与直升机的动态阻尼周期相匹配。对于欠阻尼和临界阻尼，评定系统响应和所采用容差的方法描述如下：

a) 欠阻尼响应。在这种阻尼周期需要测两个量：第一次过零的时间（有阻尼比限制的情况）和随后的振荡频率。需要以单个周期为基础进行周期测量，以防响应中存在周期不一致的情况。每一个周期都要单独地与直升机操纵系统相应的周期作比较，以确保该段时间内的结果满足所有规定的容差。

阻尼的容差应该适用于每个超调量。由于对小超调的意义存有疑问，所以在对小超调采用容差限制时应该小心。只有那些超过总初始位移5%的超调量才应被考虑。图B-1中以T（A_d）标注的误差带，定义为在偏离稳定状态做振荡的初始位移幅度A_d的±5%或者是全操纵行程（从一端止动位到另一端止动位）的±0.5%。只有残余带以外的振荡才被认为有意义。当把飞行模拟训练设备数据与直升机数据进行比较时，应先把两类数据曲线重叠起来或者把飞行模拟训练设备与直升机位移的值对齐，然后再比较振荡峰值的幅度、第一次交零值的时间和单次振荡的周期。在与直升机数据进行比较的那一时间内，飞行模拟训练设备应有与直升机相同次数的有效超调，误差不超过一次。评定这一响应的步骤如图B-1所示。

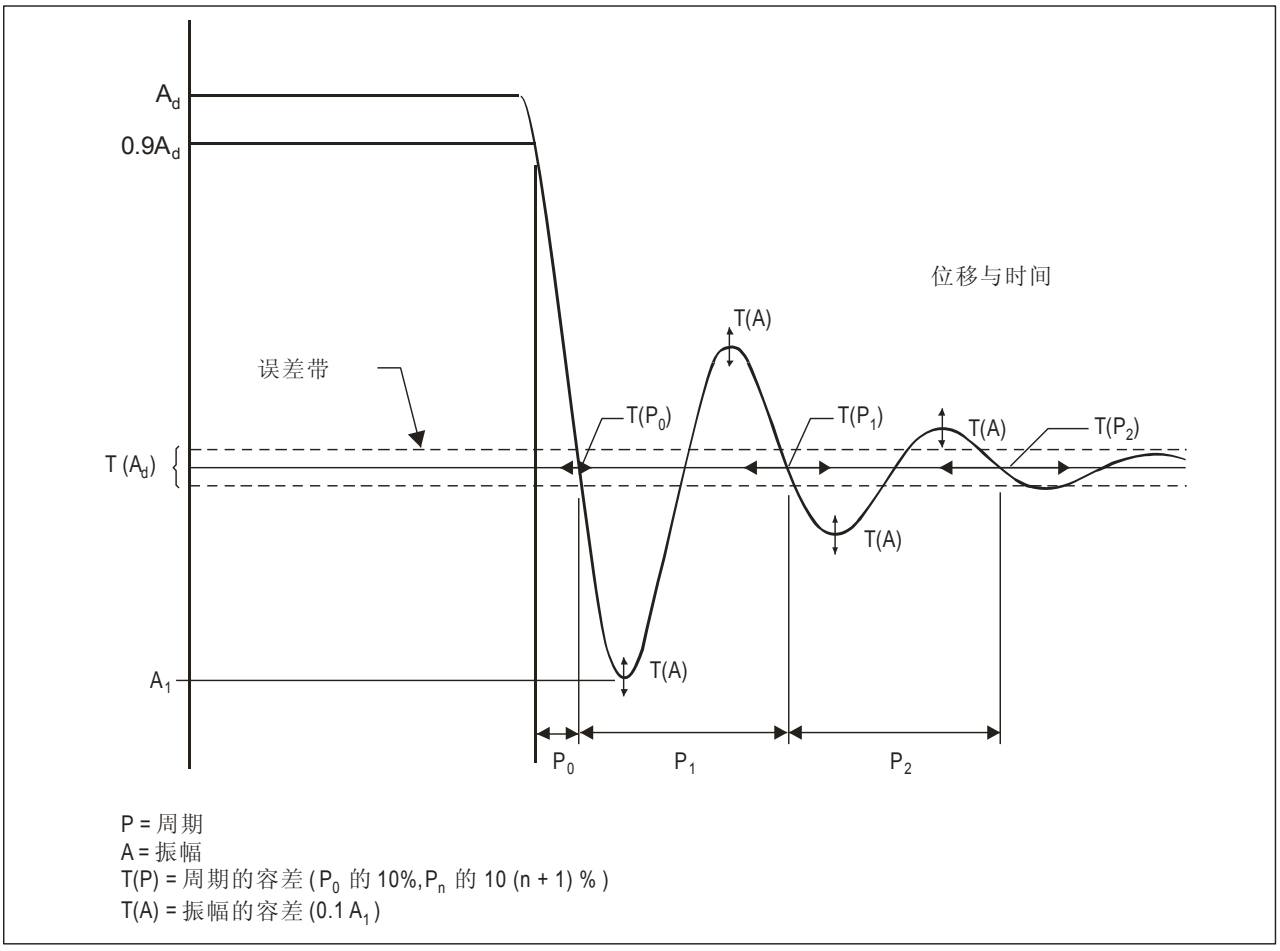


图 B-1　欠阻尼阶跃响应

b) 临界阻尼和过阻尼响应。由于临界阻尼和过阻尼响应的本性（无超调），从初始位移 90%至稳定状态值（中立点）10%的行程时间应与直升机数据相同，误差不超过±10%或±0.05 秒。步骤见图 B-2。

c) 特殊考虑。表现出传统的过阻尼或欠阻尼响应之外特性的操纵系统应满足规定容差。此外，应该给予特殊考虑，以确保维持重要趋势。

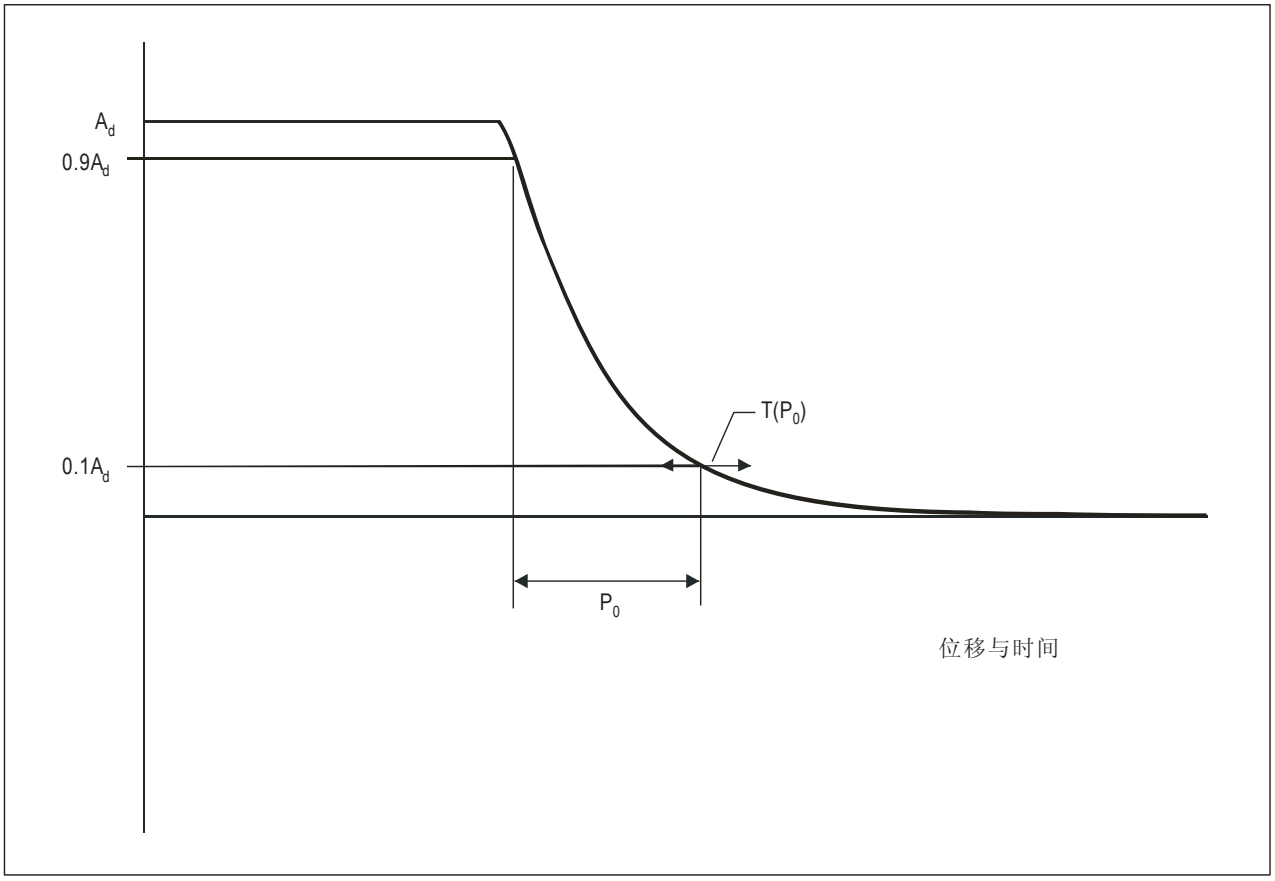


图 B-2　临界阻尼阶跃响应

3.2.2.2 容差。下表汇总了欠阻尼系统的容差 T。有关参考测量方法图，见图 B-3。

$T(P_0)$	P_0 的±10%或±0.05 s。
$T(P_1)$	P_1 的±20%或±0.05 s。
$T(P_2)$	P_2 的±30%或±0.05 s。
$T(P_n)$	P_n 的±10*(n+1) %或 ±0.05 s。
$T(A_n)$	A_{max} 的±10%（A_{max} 为最大振幅）或总操纵行程（从一端止动位到另一端止动位）的 0.5%。
$T(A_d)$	A_d 的±5% = 误差带或最大操作行程的±0.5% = 误差带。

±1 有效超调（有效超调最小值为 1 个）。
稳定状态应在误差带内。

注 1：容差不应用于最后一个有效超调之后的周期或振幅。

注 2：误差带之内的振荡不视为有效，故不受容差限制。

下述容差仅用于过阻尼和临界阻尼系统。参考测量方法图，见图 B-2。

$T(P_0)$	P_0 的±10%或±0.05 s。

3.2.3 不可逆飞行操纵装置的操纵动态特性评定替代方法。一个直升机制造商已经提出一个处理操纵动态特性的替代方法，并且其国家航空局已经认可了该方法。该方法适用于有液压传动操纵装置和人感系统的直升机。该系统不使用自由响应测量方法，而是通过测量操纵力和运动速率的方法进行验证。

3.2.3.1 这些测试应在典型的滑行、起飞、巡航和着陆条件下进行。对于俯仰、滚转和偏航的每个轴，都应以下述不同速率用力将操纵装置移至最大极限位置。

a) 静态测试。缓慢移动操纵装置，要求在大约 100 秒内完成全行程操纵。全行程操纵为操纵杆从中间点移动到止动位，通常为后止动位或右止动位，随后至相反的止动位，再回到中间位置；

b) 慢动态测试。在大约 10 秒内完成全行程操纵；和

c) 快动态测试。在大约 4 秒内完成全行程操纵。

注：做动态测试，操纵力不应超过 44.5 daN（100 磅力），或遵守直升机操纵系统的限制。

3.2.3.2 容差。

a) 静态测试。飞行模拟训练设备验证测试表中的 2.a.1、2.a.2 和 2.a.3 项规定的容差；和

b) 动态测试。±0.9 daN（2 磅力）或超过静态测试的动态增量的±10%。

3.2.3.3　局方可以接受 3.2.3 中所描述的类似替代方法。但是这类替代方法应该经过论证并且适于应用。例如，这里所描述的方法可能不适用于所有制造商的系统，并且肯定不适用于带可逆操纵系统的直升机。因此，每一种情况都应根据自身情况加以不同考虑。如果国家航空局发现替代方法的结果并不令人满意，应该采用更常用的方法。

3.2.4　*对具有非典型响应的飞行操纵装置进行操纵动态特性评定的替代方法*。体现非典型现象的动态响应，如在可逆操纵装置上常见的现象，可以采用一个更适合此种情况的替代基准线进行评定。这条替代线基于其自身的动态响应，并试图更接近整个阶跃响应中操纵装置的真实止动位置。本部分附篇 N 全面论述了如何计算这一替代基准线。图 B-3 显示了最终结果，以及如何采用这一新的基准运用容差。

3.2.5　飞行操纵装置的动态响应未呈现典型的二阶系统表现时，就被认为是非典型的。对于欠阻尼系统，这类表现的主要特征是：一个恒定的周期、衰减的超调（一个超调总是小于前一个超调），以及一个固定的稳态位置。过阻尼系统的操纵位置将体现出从其初始位移朝一个固定的稳定状态位置平缓的指数衰减。

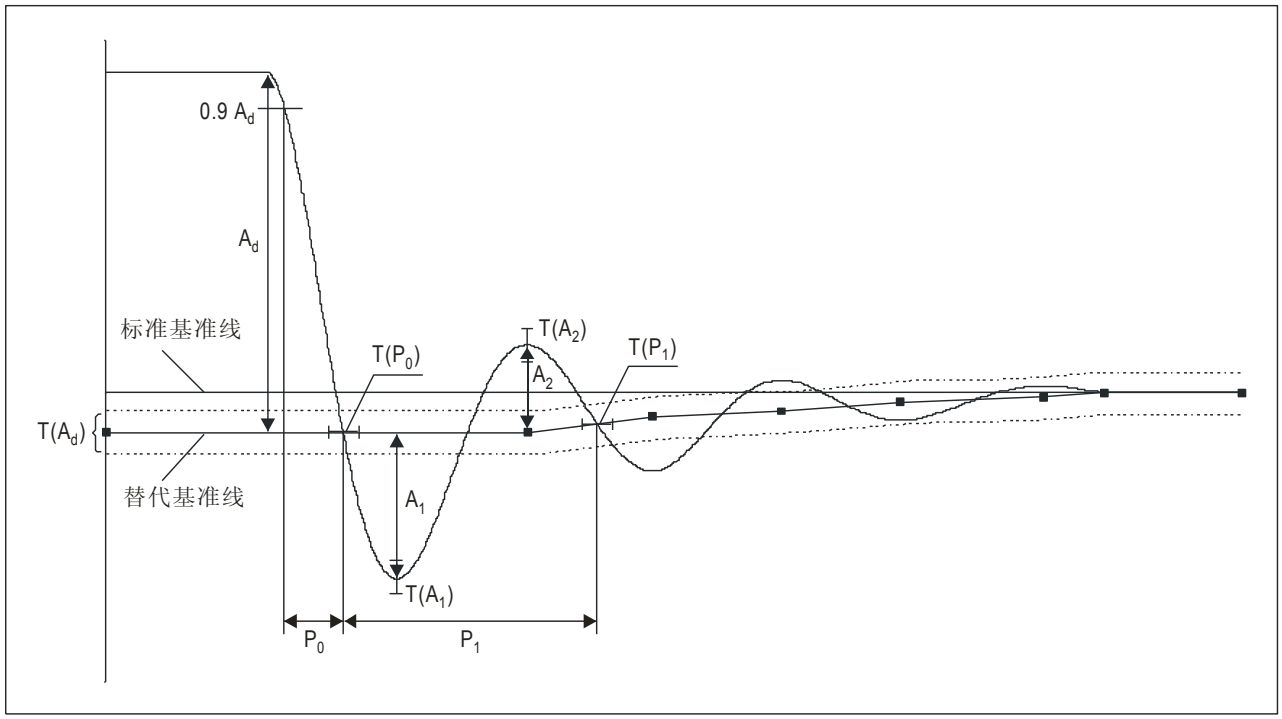


图 B-3　所适用的采用替代基准线的容差

3.3 地面效应

用于升空和接地的飞行模拟训练设备应如实再现由地面效应引起的空气动力变化。没有针对地面效应的特定测试，因为一般认为，应该在空中滑行测试（如适用）期间，更具体地讲，在升空至悬停、悬停性能和低速操纵品质测试期间，对地面效应进行充分评估。飞行模拟训练设备验证所选择的参数应表示这些变化。地面效应特性的主要验证参数为：

a) 纵向、横向、方向和油门变距操纵位置；

b) 保持高度所需的扭矩；

c) 高度；

d) 空速；

e) 俯仰姿态角；和

f) 滚转姿态角。

3.4 工程模拟验证数据

3.4.1 当由于所模拟的直升机构型发生变化要对整个试飞验证模拟进行改变时，在经过相关国家航空局同意之后，具有资格的直升机制造商可以：

a) 提供来自经过审计的工程模拟机/模拟程序的验证数据来有选择地补充试飞数据。这种做法仅限于这些变化本质上属于增量变化，而且既容易理解又做了完善的说明；和

b) 用工程模拟机验证数据支持最新的数据包，且仅追随测试要求的最新版本。

当运营人从核准的数据提供者那里获取适当的验证数据，并且得到国家航空局的批准时，该运营人可以采用现行鉴定标准中所描述的测试和相关容差，将其作为适用于对以前合格的飞行模拟训练设备进行持续鉴定的测试和相关容差。更新的测试和容差应永久性归入主鉴定测试指南。

3.4.2 直升机制造商或其他批准数据提供者要想具备提供工程模拟机验证数据资格，就应该：

a) 具有开发成功数据包的经过验证的跟踪记录；

b) 具有通过比对预测数据和试飞验证数据证明的高质量预测方法；

c) 具有具备以下特征的工程模拟机：

1) 具有以集成方式运行的模型；

2) 采用的模型与发布给训练机构的相同（这些模型也用于生成独立的匹配证明和校验文件）；和

3) 用于支持直升机开发和审定；

d) 使用工程模拟程序生成一套具有代表性的集成匹配证明测试项目；和

e) 具有可接受的涵盖工程模拟机和所有其他相关工程模拟程序的构型控制系统。

3.4.3 寻求利用这一替代做法的直升机制造商应尽早与国家航空局联系。

3.4.4 初次申请的每一申请人都应根据本部分本附录和附篇 B 所给出的方法，证明其具备满足国家航空局要求的能力。

3.5 运动系统

3.5.1 综述

3.5.1.1 驾驶员使用连续的信息信号控制直升机的状态。与仪表和外界视景信息相呼应的整体运动反馈在辅助驾驶员控制直升机的动态特性，特别是在出现外部干扰的时候，是必不可少的。因此，运动系统应当满足客观性能标准，而且应该能通过在驾驶员座椅位置上的主观调节来表现直升机在规定的机动操作和条件的最低组合中的线加速度和角加速度。此外，运动提示系统的响应应该可以复现。

3.5.1.2 本附录中提出的客观验证测试旨在从机械性能的角度以及运动提示真实性的角度鉴定飞行模拟机的运动提示系统。

3.5.2 *运动系统检查* 飞行模拟训练设备验证测试表中描述的测试，测试3.a — 频率响应和3.b — 平滑性检查，其目的在于证明运动系统硬件的性能并检查关于校准和磨损的运动系统设置的完好性。这些测试独立于运动提示系统软件并且应被视为机械测试。

3.5.3 *频率响应* 测试必须演示运动系统的频率响应。

3.5.4 *平滑性检查* 测试必须按照飞行模拟训练设备鉴定申请人的规定演示运动系统的平稳转向（转至相反的运动方向）。

3.5.5 *运动系统的复现性* 该测试旨在确保运动系统软件和运动系统硬件不会随着时间的推移而降级或变化。这一测试将会提升判定那些对初始鉴定期间认可的运动训练价值产生负面影响的变化的能力。下述信息描述出该测试应采用的方法：

a) 条件：

1) 一项地面测试：由运营人决定；和

2) 一项空中测试：由运营人决定。

b) 输入。应以适当方式进行，确保在从直升机重心传递至驾驶员参考点之前，分别以最小5°/s^2、10°/s和0.3g的振幅插入旋转加速度/速率和线性加速度，以提供对输出信息的充分分析。

c) 建议输出：

1) 实际平台线性加速度；输出将包括由线性和旋转运动共同引起的加速度；和

2) 运动作动筒的位置。

在输入信号相同的情况下，测试结果必须是可复现的，容差为每一轴线上实际平台线性加速度的±0.05g。

3.5.6 运动提示逼真度测试

3.5.6.1 基于频域的客观运动提示测试

3.5.6.1.1 背景。本部分附篇 F 对基于频域的客观运动提示测试进行了详尽描述。该测试用于量化从飞行模型的输出到运动平台响应的运动提示系统的响应。其他运动测试，如：运动系统频率响应，专注于运动系统硬件自身的机械性能。该测试旨在给出整个运动系统在一个频段内特定的自由度转换关系的量化频率响应记录。该频段应能代表该特定机型和鉴定期间设置的飞行模拟训练设备的人工操纵范围。这一测试的测量应包括运动提示算法、运动平台动态特性，以及与使用运动提示和操纵系统相关的传输延迟的综合影响。要求将描述飞行模拟训练设备再现航空器平移和旋转，以及两者交联能力的特定频率响应作为这些测量的一部分。当模拟航空器前进加速时，飞行模拟训练设备也会短时向前加速，以提供起始提示。这被认为是直接传递关系。飞行模拟训练设备会同时翘起机头，以通过低通滤波器产生持续的比力。产生持续比力的这种倾斜，以及持续比力启动时所产生的角速率和角加速度，被视为是交联关系。为了模拟航空器的持续比力感需要有比力，同时航空器内不存在的角速率和角加速度应降至最低。

3.5.6.1.2 测试清单。这些测试要求为运动提示系统测量频率响应。在计算运动提示之前，将参考正弦信号插入到驾驶员参考位置。运动平台在相应自由度上的响应（直接传递关系），以及源自交联（交联关系）的运动都要记录下来。参见表 B-1。这些是对驾驶员运动提示十分重要的测试也是适用于各种机型的通用测试。这些测试可以在国家航空局认可的鉴定之前和/或期间的任何时候进行。

表 B-1　运动提示系统传递测试矩阵表

	飞行模拟训练设备反应输出					
航空器输入信号	俯仰	滚转	偏航	纵摆	横移	升降
俯仰	1			2		
滚转		3			4	
偏航			5			
纵摆	7			6		
横移		9			8	
升降						10

下面对表 B-1 中的每个测试的关系进行了说明：

1)　飞行模拟训练设备对航空器俯仰输入作出的俯仰响应；

2)　由于航空器俯仰输入，飞行模拟训练设备的纵摆平移响应；

3)　飞行模拟训练设备对航空器滚转输入作出的滚转响应；

4)　由于航空器滚转输入，飞行模拟训练设备的横移平移响应；

5)　飞行模拟训练设备对航空器偏航输入作出的偏航响应；

6)　飞行模拟训练设备对航空器纵摆输入作出的纵摆响应；

7)　飞行模拟训练设备对航空器纵摆输入作出的俯仰速率和俯仰加速度响应；

8)　飞行模拟训练设备对航空器横移输入作出的横移响应；

9)　飞行模拟训练设备对航空器横移输入作出的滚转速率和俯仰加速度响应；和

10)　飞行模拟训练设备对航空器升降输入作出的升降响应。

测试 1、3、5、6、8 和 10 表明的是直接传递关系，测试 2、4、7 和 9 表明的是交联关系。

3.5.6.1.3　频率。这些测试应该通过引入在飞行模型输出端输入的离散输入频率正弦波输入来进行，在运动提示计算开始之前转换至驾驶员参考位置，并且在飞行模拟训练设备平台作出响应时进行测量。这些测试的频率见表 B-2。频率和相应的模数及相位的关系决定了系统传递函数。该测试要求针对每一个自由度，在 12 个频率上都要进行测量。

表 B-2　表 B-1 中所示的每一测试的建议测试输入信号频率和所需实测输出（模数和相位）

输入信号编号	频率 [rad/s]	频率 [Hertz]	模数 [无维度]	相位 [^{0}]
1	0.100	0.0159 Hz		
2	0.158	0.0251 Hz		
3	0.251	0.0399 Hz		
4	0.398	0.0633 Hz		
5	0.631	0.1004 Hz		
6	1.000	0.1591 Hz		
7	1.585	0.251 Hz		
8	2.512	0.399 Hz		
9	3.981	0.633 Hz		
10	6.310	1.004 Hz		
11	10.000	1.591 Hz		
12	15.849	2.515 Hz		

3.5.6.1.4　输入信号振幅。这里针对运动提示系统所采用的测试，旨在鉴定其在机动期间对正常操纵输入（即：不是猛烈或过于强硬的操纵输入）的响应。有必要以适当方式激励系统，确保以高信噪比测量响应，且运动提示系统中可能出现的非线性成分不被过度地激励。有关正弦波输入信号振幅的规定，见表 B-3 和表 B-4。

3.5.6.1.5　数据记录。每一项测试的测量参数应该包括表 B-2 中为表 B-1 中所描述的各个测试规定的模数和相位。模数表示输出信号除以输入信号的振幅比的绝对值，无维度。相位表示在输出信号和输入信号之间的那个频率上的延迟，以度数表示。

表 B-3　线性加速度输入信号振幅

频率信号编号	频率 [rad/s]	频率 [Hz]	加速度振幅 [m/s^2]
1	0.100	0.0159 Hz	1.00
2	0.158	0.0251 Hz	1.00
3	0.251	0.0399 Hz	1.00
4	0.398	0.0633 Hz	1.00
5	0.631	0.1004 Hz	1.00
6	1.000	0.1591 Hz	1.00

频率信号编号	频率 [rad/s]	频率 [Hz]	加速度振幅 [m/s^2]
7	1.585	0.251 Hz	1.00
8	2.512	0. 399 Hz	1.00
9	3.981	0.633 Hz	1.00
10	6.310	1.004 Hz	1.00
11	10.000	1.591 Hz	1.00
12	15.849	2.515 Hz	1.00

表 B-4　由姿态、角速率或加速度给定的旋转振幅

频率信号编号	频率 [rad/s]	频率 [Hz]	姿态 振幅 [^{0}]	角速率 振幅 [$^0/s$]	角加速度 振幅 [$^0/s^2$]
1	0.100	0.0159 Hz	6.000	0.600	0.060
2	0.158	0.0251 Hz	6.000	0.948	0.150
3	0.251	0.0399 Hz	3.984	1.000	0.251
4	0.398	0.0633 Hz	2.513	1.000	0.398
5	0.631	0.1004 Hz	1.585	1.000	0.631
6	1.000	0.1591 Hz	1.000	1.000	1.000
7	1.585	0.251 Hz	0.631	1.000	1.585
8	2.512	0. 399 Hz	0.398	1.000	2.512
9	3.981	0.633 Hz	0.251	1.000	3.981
10	6.310	1.004 Hz	0.158	1.000	6.310
11	10.000	1.591 Hz	0.100	1.000	10.000
12	15.849	2.515 Hz	0.040	0.631	10.000

3.5.6.1.6　参考系。飞行模拟训练设备响应的测量值应该转换成驾驶员参考系的估算测量值。按照规定，该参考系原点位于飞行模拟训练设备驾驶舱的对称剖面上，高度大约在驾驶员眼高以下 35 厘米处。x 轴指向前方，z 轴指向下方。

3.5.6.1.7　航空器特性。测试应该在飞行模拟训练设备的构型表现出飞行模式中运动驱动算法的状态下进行。如果运动驱动算法参数与地面模式（例如：滑行或起飞滑跑期间）的不同，则应为该构型重复进行测试。

3.5.6.1.8　结果的表示。应该以表格形式为表 B-2 所给出的频率和表 B-1 所给出的每一种传递关系列出所

测量的模数和相位。还应以图表形式显示表 B-1 测试矩阵表中每一组成部分的结果，模数应沿着横轴从 0.0 至 1.0，相位的绝对值沿纵轴从 0 到 180 度。

3.5.6.1.9 容差。容差将通过国际飞行模拟训练设备鉴定委员会机制（参见本部分附录 D）纳入该测试。

3.5.6.2 时域标准。

3.5.6.2.1 背景。待定。

3.5.6.2.2 测试清单。待定。

3.5.6.2.3 优先事项。待定。

3.5.6.2.4 数据记录。待定。

3.5.7 振动

3.5.7.1 结果的表示。运动系统的特性振动是一种证明飞行模拟训练设备能够复现直升机在特定飞行条件下的频谱的手段。测试结果应该通过功率谱密度图（PSD）表示，功率谱密度图的横轴为频率，纵轴上为振幅。直升机数据和飞行模拟训练设备数据通常应该以具有相同的刻度的同一格式显示3Hz-50Hz的频率。用于产生飞行模拟训练设备数据的算法应该与直升机数据使用的算法相同，如果不相同，就应该证明飞行模拟机数据所使用的算法具有充分的可比性。至少应该给出主要直升机轴线上的结果，并且应该提供未给出其他轴线上的结果的合理说明。

3.5.7.2 结果的判读。在关注主导频率时应该考虑功率谱密度图的整体趋势。不应太重视功率谱密度图中高频率和低振幅部分的差异。分析时应该考虑到，如果飞行模拟训练设备特定的结构的共振频率已滤除，就不会出现在功率谱密度图上。如果需要这种过滤，陷波过滤器的带宽应该限制在1Hz，以保证抖振感不会受到不良影响。此外，应该提供合理说明以解释特性运动振动没有受到过滤的不良影响。振幅应该按照以下说明匹配直升机数据；但是，如果由于主观原因改动了功率谱密度图，应该提供依据来解释这种改动。如果图形使用了基于对数的刻度，可能很难根据这种倍数的方式来判读抖振的振幅。1×10^{-3} $(grms)^2/Hz$可以描述剧烈抖振。另一方面，1×10^{-6} $(grms)^2/Hz$的抖振几乎感觉不到但是可以代表低速抖振。前两个例子在振幅上差1 000倍。在功率谱密度图上，这代表3次十进位（一次十进位表示振幅10倍的变化；2次十进位表示振幅100倍的变化；依次类推）。

3.6 视景系统

3.6.1 综述。应依照第 4 段的飞行模拟训练设备验证测试表对视景系统进行测试。从执飞驾驶员所采用的眼点进行测试。

3.6.2 地面可视段。见测试 4.d。

a) 已经为检查选定高度和跑道视程以产生能够易于检查精度（跑道视程校准）而且便于使用进近

/跑道灯光和驾驶舱仪表确定所模拟直升机的空间精度（中心线和下滑道）的视景。

b) 鉴定测试指南应该给出用于地面可视段（VGS）场景内容精确计算的数据来源，即公布的决断高度、所用机场和跑道、仪表着陆系统下滑道天线位置（机场的和直升机场的）、驾驶员参考眼点和驾驶舱遮挡角等（见图B-4）。

c) 提倡将所模拟直升机自动定位到盲降轨迹上。如果做了这样的定位，必须仔细检查以确保获得正确的空间位置和直升机姿态。人工或使用安装的自动驾驶仪进行进近也可以产生可以接受的结果。

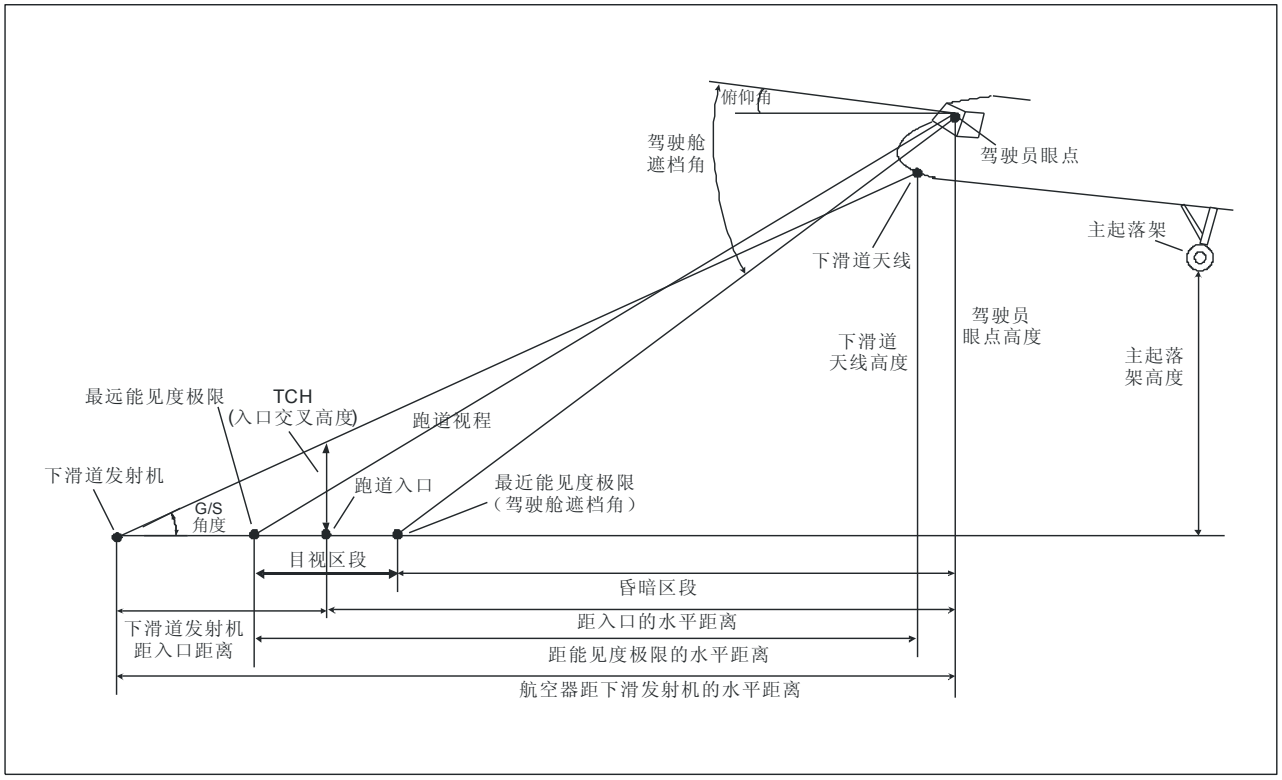


图 B-4　地面可视段场景内容计算

3.6.3　影像几何形状

给每一位驾驶员显示的最终图像的几何形状应达到规定标准。这意味着每一个光学构成部分都已经测试过，并证明具有足以获得这一最终结果的性能。

3.6.3.1　影像位置。见测试 4.a.2.a.1。

从机长和副驾驶的眼点测量时，准直显示器的影像中心应水平地位于内侧 0 度和 2 度之间，并且垂直于直升机中心线+/-0.25 度之内，含任何设计上的垂直偏移；真实图像显示器的影像中心应水平地位于内侧 0 度和 10 度之间，并且垂直于直升机中心线+/-0.25 度之内，含任何设计上的垂直偏移。

每一眼点之间测量值之间的水平位置差不得超过 1 度。

注：容差基于最大至±63.5公分（±25英寸）的眼间距。如果眼间距更大，应对所需的任何额外容差进行说明。对于非准直系统，进行此类检查时，影像位于直升机中心线上。

3.6.3.2　影像的绝对几何形状。见测试 4.a.2.a.2。

在对准所测试的驾驶员眼点时，影像上任何一点的绝对几何形状不应超过理论位置 3 度。这一容差适用于中心 180 度乘以 60 度。视场更大时，本区域外不得有任何分散注意力的中断。

3.6.3.3　影像的相对几何形状。见测试 4.a.2.a.3。

相对几何形状检查旨在测试所显示的影像，以证明视角小时影像的大小没有明显的变化。具有高清晰视景系统时，眼睛就可以强有力地分辨出几何形状大小的变化。如果图像某个小区域的影像放大率出现很大的变化，当影像在显示器上移动时，影像看上去就像在“游泳”。

如果使用准直系统，典型的聚酯薄膜镜像系统往往自然地形成一个“浴缸”形状，这会在影像的底部和顶部产生放大或“涌动”效果。在最后进近和悬停阶段，这些效应都会在反射镜的下半部产生特别的分散注意力的效果，因此应减到最低。所设计的容差是为了在接受限于技术能力无法生成完美球型的同时，尽量将这些效果控制在一个可接受的水平。

如图 B-5 所示，视场分为 3 个区来设定相对几何形状的容差。

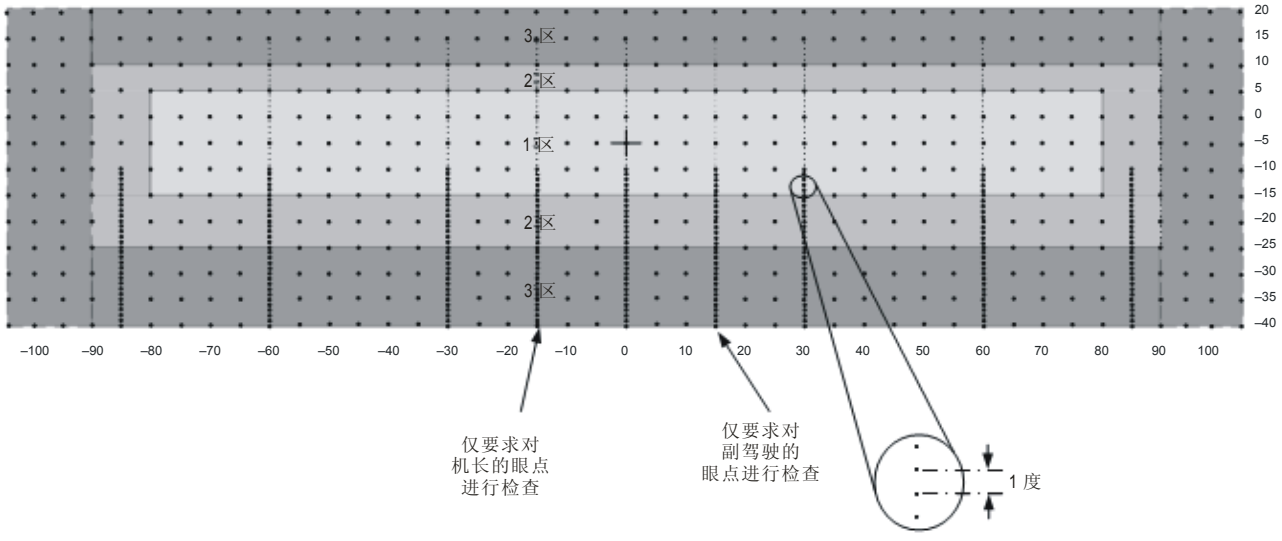


图 B-5　显示各个区的相对几何形状测试图案

图 B-5 中的三个区的定义如下：

a) 1 区：垂直+5 度至-15 度乘以水平±80 度；

b) 2 区：垂直+10 度至-25 度乘以水平±90 度，不包括 1 区涵盖的区域；和

c) 3 区：垂直+20 度至-40 度乘以水平±105 度，不包括 1 区和 2 区涵盖的区域。

相对几何形状的测试步骤如下：

a) 从机长的眼睛位置，测量垂直线和水平线上的每一个可见的 5 度点。另外在-15、0、+30、+60 和+85 度方位上测量从–10 度点至最底部可见点的全部可见的 1 度点。

b) 从副驾驶的位置测量垂直线和水平线上的每一个可见的 5 度点。另外在-85、-60、-30，0 和+15 度方位上测量从-10 度点至最底部可见点的全部可见的 1 度点。

c) 将一对点之间的间隔同相邻一对之间的间隔进行比较时，各点的相对间隔不得超过下述容差：

1 区 < 0.075 度/度；
2 区 < 0.15 度/度；和
3 区 < 0.2 度/度；

d) 如果测量 5 度的间隔，容差应乘以 5，例如：在 1 区一个 5 度的间隔与相邻的间隔相差不得大于(5*0.075) = 0.375 度；和

e) 对于更大的视场，图 B-5 中所示的区域之外不得有分散注意力的中断。

对于定期测试，鼓励使用光学测试装置。该装置通常应包括一个手持通止规，用于检查是否保持了相对定位。

3.6.4 散斑对比度

散斑一般是由于使用具有一定相干性的光源的投影机（如激光器）造成的，并在散斑效应在最终图像中造成干扰时才进行测量。下面几段所述的散斑对比的客观测量考虑到散斑的粒状结构，并主要关注由散斑自然带入的亮度变化。在很多应用中，普遍都测量散斑对比。但是，散斑对比并不关注粒状物的大小， 即：散斑图的空间波长。

3.6.4.1 散斑对比度的定义

由于散斑的噪声特征，一个量化散斑的适当做法是源自统计理论的均方根（RMS）偏差：在随机分布中，均方根偏差可量化与平均数值的变化量。

当用于被照明表面的光强分布时，散斑对比 C 即是均方根偏差除以均值。

当给定所考虑的视场内的光强分布 I（x, y）时，散斑对比 C 可以定义为：

$$C = \frac{\sqrt{\langle I^2 \rangle - \langle I \rangle^2}}{\langle I \rangle},$$

其中计算光强分布 I（x, y）的均值运算符<>被定义为：

$$\langle I \rangle = \frac{1}{A} \cdot \int_{FOV} I(x,y) dA$$

因此：

$$C = \frac{\sqrt{A \cdot \int_{FOV} \left(I(x,y)\right)^2 dA - \left(\int_{FOV} I(x,y) dA\right)^2}}{\int_{FOV} I(x,y) dA}$$

3.6.4.2 散斑测量

光强分布 I（x, y）可以用一个电荷耦合装置照相机来测量。测量的设置（镜头和电荷耦合装置阵类型的选择）应确保便于分解散斑的粒度；因此电荷耦合装置芯片上的粒度应大于像素尺寸。

鉴于电荷耦合装置芯片的离散特性，I（x, y）转化成一个阵列 $I_{m,n}$, 而$\frac{1}{A} \cdot \int_{FOV} I(x,y) dA$

则转化成$\frac{1}{m \cdot n} \cdot \sum_{FOV} I_{m,n}$。

因此：

$$C = \frac{\sqrt{m \cdot n \cdot \sum_{FOV} I_{m,n}^2 - \left(\sum_{FOV} I_{m,n}\right)^2}}{\sum_{FOV} I_{m,n}}$$

其中：

符号	说明	单位
Σ	求和运算符	不适用
A	区	任意单位
C	散斑对比度	百分数
FOV	视场	度
I	强度	任意单位
m	视场内的像素行数.	不适用
n	视场内的像素列数	不适用

由于 C 的定义也敏感于该分布在整个视场的光强低频变化，照明连同视屏的反射率应该均匀，或者应该针对这些变化对所测得的光强分布进行校正。可以采用合适的高通滤光片做到这一点，例如，在低频变化可以忽略不计的足够小的视场上进行评定。

为考虑到散斑的主观性，所使用镜头的光圈数（或 f#，有时称作焦比，表示由入射瞳孔的直径 D 除以焦距 f，即：D/f）应尽可能接近人眼的光圈数。推荐的 f#为 1/16。

3.6.4.3　散斑容差。见测试 4.a.11。

如果散斑对比大于 10%，影像开始出现干扰。影像交叠之类的干扰信号会减少投影图像的可感觉度，进而降低察觉到的分辨率。当散斑对比低于 10%时，不会影响分辨率和聚焦。

3.7　声音系统

3.7.1　综述。直升机中的整个声音环境相当复杂，并且随着大气条件、直升机构型、空速、高度和动力设置等情况发生变化。因此，驾驶舱声音是驾驶舱操作环境的一个重要部分，而且其本身可为飞行机组成员提供有价值的信息。这些声音提示既可能作为非正常情况的指示提醒机组成员，也可以作为干扰或妨碍因素影响他们。对于有效的训练，飞行模拟训练设备应该提供正常、非正常和紧急操作中驾驶员能够感觉到的声音，而且这些声音应该与直升机的声音相类似。因而，飞行模拟训练设备运营人应该仔细评估所考虑场地中的噪音。为了证明符合声音要求，已经选择了本附录中的客观测试或验证测试，以提供驾驶员通常所遇到的正常静态条件下的代表性样例。鉴于声音的本质特点，在以前的鉴定中，很可能经常忽略有关声音的客观标准。遵守客观标准是总体声音环境的一个重要组成部分。

3.7.2　备用发动机。对于具有多台发动机构型的飞行模拟训练设备，附录 B 飞行模拟训练设备验证测试表中测试 5（声音系统）中所列出的由于发动机模型的变化而产生的直升机制造商认为明显不同的任何情况，都应作为合格测试指南的一部分表示出来以供鉴定。

3.7.3　数据和数据采集系统。

3.7.3.1　为飞行模拟训练设备制造商提供的信息应遵守经修订的皇家航空学会《关于旋翼机综合训练设备设计和性能评估的数据包要求》（第一版，2004 年 4 月）。该信息应包括校准和频率响应数据。

3.7.3.2　用于进行附录 B 飞行模拟训练设备验证测试表中测试 5（声音系统）中所列各项测试的系统应达到或超过下述各项标准：

a)　ANSI S1.11-2004，修订本 — 倍频带、1/2倍频带和1/3倍频带滤波器组件的技术规范；和

b)　IEC 1094-4-1995，修订本 — 测量麦克风 — 用于记录飞行模拟训练设备声音的麦克风频率响应至少应与用于记录所核准的数据集声音的一样好。

3.7.4　头戴式耳机。如果直升机正常运行中使用头戴式耳机，那么在飞行模拟训练设备鉴定中也应该使用。

3.7.5 回放设备。为了能将飞行模拟训练设备结果同批准数据进行主观对比，建议在初始鉴定中提供诸如笔记本电脑和耳机等回放设备以及来自批准数据集的录音。

3.7.6 音量级。飞行模拟训练设备在通过验证时要调到最大音量级，即与批准数据集中的实际音量级相一致。如果未选择全音量，应为教员提供一个非正常设置显示，以防止在这一设置上出现无意的误操作。

3.7.7 背景噪声

3.7.7.1 背景噪声包括飞行模拟训练设备与直升机无关的飞行模拟训练设备空调和液压系统产生的噪声和建筑物内其他位置的外部噪声。因为背景噪声可能严重影响直升机声音的正确模拟，所以目标应该是将背景噪声控制在直升机声音以下。在某些情况下，可以提高模拟的声音等级以抵消背景噪声。但是，这种方法受到规定容差和鉴定驾驶员对于声音环境的主观接受度的限制。

3.7.7.2 背景噪声级的可接受度取决于所代表的直升机的正常声级。背景噪声级降低至由下述各点确定的各条线之下是可接受的（参见图 B-6）：

a) 70 dB @ 50 Hz；
b) 55 dB @ 1 000 Hz；和
c) 30 dB @ 16 kHz。

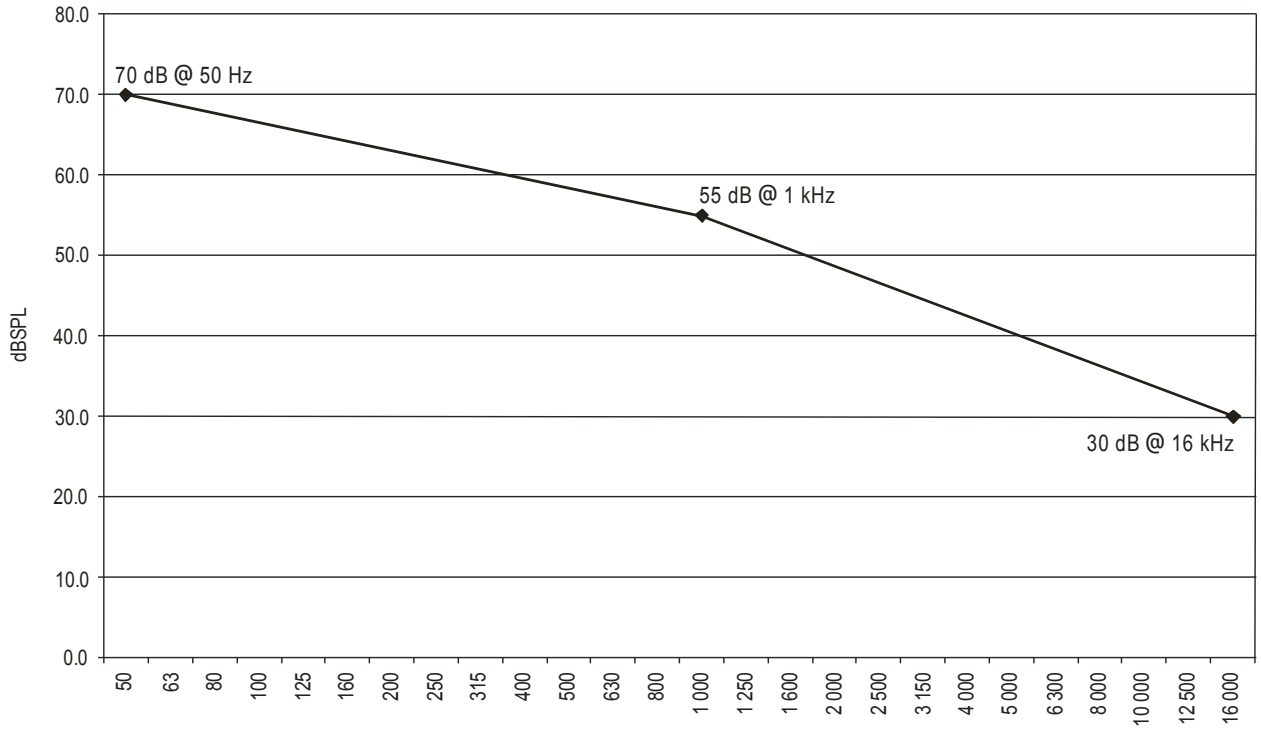


图 B-6 1/3 倍频程频带频率（Hz）

这些限制针对未加权的1/3倍频带声级。使背景噪声符合这些限制并不能保证飞行模拟训练设备是可以接受的。降低至这一限制以下的直升机声音需要接受仔细审查，并可能需要更低的背景噪声限制。

3.7.7.3　按照第3.7.9段在定期鉴定时，可以重新进行背景噪声测量。所采用的容差为：同初始结果相比较，定期鉴定的1/3倍频程频带振幅差别不得超过±3 dB。

3.7.8　*频率响应*。在初始鉴定时，应提供每一个通道的频率响应图。可以按照第 3.7.9 段，在定期鉴定时重新运行测试得到这些图。所采用的容差为：

a) 与初始鉴定结果进行比较时，定期鉴定中三个连续频带的 1/3 倍频程频带振幅差别不得超过±5dB；和

b) 所有频带初始鉴定结果和定期鉴定结果之间误差绝对值总和的平均值不得超过 2 dB（参见表B-5）。

表 B-5　定期鉴定频率响应测试容差示例

频带中心频率	初始结果（dBSPL）	定期结果(dBSPL）	误差绝对值
50	75.0	73.8	1.2
63	75.9	75.6	0.3
80	77.1	76.5	0.6
100	78.0	78.3	0.3
125	81.9	81.3	0.6
160	79.8	80.1	0.3
200	83.1	84.9	1.8
250	78.6	78.9	0.3
315	79.5	78.3	1.2
400	80.1	79.5	0.6
500	80.7	79.8	0.9
630	81.9	80.4	1.5
800	73.2	74.1	0.9
1 000	79.2	80.1	0.9
1 250	80.7	82.8	2.1

频带中心频率	初始结果（dBSPL）	定期结果(dBSPL）	误差绝对值
1 600	81.6	78.6	3.0
2 000	76.2	74.4	1.8
2 500	79.5	80.7	1.2
3 150	80.1	77.1	3.0
4 000	78.9	78.6	0.3
5 000	80.1	77.1	3.0
6 300	80.7	80.4	0.3
8 000	84.3	85.5	1.2
10 000	81.3	79.8	1.5
12 500	80.7	80.1	0.6
16 000	71.1	71.1	0.0
		平均值	1.1

3.7.9 *初始和定期鉴定*。如果对应于初始鉴定结果，定期鉴定的频率响应和飞行模拟训练设备的背景噪声结果在容差之内，而且运营人可以证明没有出现任何可能影响直升机情况的软件或硬件变化，那么定期鉴定时就不需要重新运行这些测试。如果定期鉴定时重新运行了这些测试，那么可以将这些结果与初始鉴定结果而不是直升机主数据进行比较。

3.7.10 *验证测试*。在为确保模拟机代表着直升机而采用规定容差时，应该考虑直升机录音方面的缺陷。典型的缺陷示例如下：

a) 尾号之间的数据差异；

b) 麦克风的频率响应；

c) 测量结果的复现性；和

d) 录音过程中的外部声音。

注：数据收集和数据复制之间的大气压力差可能会在主观感知方面起到一定的作用。

4. 飞行模拟训练设备验证测试表

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.	**性能**								本节中所有的一发失效测试仅适用于多发直升机。
1.a	**发动机评估**								
1.a	1)　起动操作。 i)　发动机起动和加速（瞬时）。	点火时间： ± 10%或± 1 秒。 扭矩：± 5%。 旋翼转速：± 3%。 燃气发生器转速：± 5%。 动力涡轮转速：± 5%。 涡轮气体度：± 30°C。	地面，不使用旋翼刹车和使用旋翼刹车（如适用）。			✓	✓	✓	每一发动机从开始起动程序至稳态慢车，再从稳态慢车至工作转速的时间历程。 对于多发直升机，测试应该是依次起动两台发动机。 容差仅在发动机参数传感器的有效性范围内适用。
	ii)　稳态慢车和工作转速状态。	对于逼真度等级 S： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 燃气发生器转速：± 2%。 动力涡轮转速：± 2%。 涡轮气体度：± 20°C。	地面。			✓	✓	✓	应该显示稳态慢车和工作转速状态的数据。可以是抽点打印测试。
		对于逼真度等级 G 和 R： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。		✓	✓				

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.a	2) 动力涡轮转速配平。	动力涡轮转速总变化：±10% 或 旋翼转速：± 1.5%。	地面。			✓	✓	✓	发动机对配平系统起动（两个方向）作出响应的时间历程。
1.a	3) 发动机和旋翼转速控制。	扭矩：± 5%。 旋翼转速：± 1.5%。	爬升和下降。			✓	✓	✓	总距阶跃输入。 可以与爬升和下降性能测试一起进行。 要求进行两项测试： — 一项测试演示总距杆向上输入；和 — 一项测试演示总距杆向下输入。
1.b	**地面操作**								
1.b	1) 预留。								
1.b	2) 转弯速率与踏板偏转率或操纵盘角度。	转弯速率：± 10%或±2/秒。	地面。			✓	✓	✓	不使用机轮刹车。 演示直升机对两个方向上输入的响应。
1.b	3) 滑行。	扭矩：± 3%。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	地面。			✓	✓	✓	地面滑行过程中针对特定地面速度和方向以及密度高度的操纵位置。
1.b	4) 预留。								

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.c	**起飞**								如果下列测试的速度范围小于 40 海里/小时，则所适用的空速容差既可适用于空速，也可适用于地面速度（视情况）。 如果无法获得高度，则可以使用海拔高度。
1.c	1)　所有发动机。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：±6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	悬停。			✓	✓	✓	与所模拟直升机型号和飞行模拟训练设备类型相对应的起飞飞行航径的时间历程。 从有地面效应的悬停起飞。 记录至少至离地高度 61 米（200 英尺）/最佳爬升率速度的数据（取后到者）。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。		✓	✓				

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.c	2) 一发失效继续起飞。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	悬停。			✓	✓	✓	与所模拟直升机型号相对应的起飞飞行航径的时间历程。 记录至少至离地高度 61 米（200 英尺）/最佳爬升率速度的数据（取后到者）。 该项测试对应于在起飞决断点后一发失效的情况下在开阔地进行的 A 类起飞。 注：参见本部分附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。		✓	✓				

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.c	3) 一发失效中断起飞。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 1.5°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。 距离：± 7.5%或± 30 米（100 英尺）。	悬停。			✓	✓	✓	从起飞点至接地的时间历程。 测试条件接近极限性能。 该项测试对应于在起飞决断点前一发失效的情况下在开阔地进行的 A 类起飞。 注：参见本部分附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 1.5°。 航向：± 2°。 距离：± 7.5%或 ± 30 米（100 英尺）。		✓	✓				

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.c	4) 升空至悬停。	扭矩：± 5%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 3°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	地面。 增稳接通或断开。			✓	✓	✓	记录在总距杆完全放下的情况下从地面起动开始直至有地面效应的悬停中稳定下来的机动动作。
1.d	**悬停性能**	对于逼真度等级 S 和 R： 扭矩：± 3%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 1.5°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	有地面效应（IGE）。 无地面效应（OGE）。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	轻总质量和重总质量。 要求具备四种测试条件： • 在有地面效应的情况下，高度为旋翼直径的 10%、30%和 70%；和 • 在无地面效应的情况下，高度为旋翼直径的 150%。 可以是抽点打印测试。
		对于逼真度等级 G： 扭矩：± 3%。 总距操纵位置：± 5%。							要求具备两种测试条件： • 有地面效应；和 • 无地面效应。 可以是抽点打印测试。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.e	**垂直爬升性能**	垂直速度： ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）或 ± 10%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	无地面效应。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	轻总质量和重总质量。可以是抽点打印测试。
1.f	**平飞性能和经配平的飞行操纵位置**	扭矩：± 3%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距：操纵位置± 5%。	巡航。 增稳接通或断开。						可以是抽点打印测试。 鼓励以速度交叉图形的形式显示测试结果。
		对于逼真度等级 S： 容差同上。				✓	✓	✓	有总质量/重心的两种组合，并且对于每一种组合，都有飞行包线内从 V_y 至 V_H 的多种速度。
		对于逼真度等级 R： 容差同上。		✓	✓				有总质量/重心的两种组合，并且对于每一种组合，都有飞行包线内从 V_y 至 V_H 的多种速度。

（续）

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
									侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。
		对于逼真度等级 G： 容差同上。							不适用于类型 I 至类型 V。 （仅供参考） 有总质量/重心的两种组合，并且对于每一种组合，都有两个速度值。 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。
1.g	**爬升性能和经配平的飞行操纵位置**	垂直速度： ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）或 ± 10%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。 空速：± 3 海里/小时。	所有发动机都在运行。 一发失效。 增稳接通或断开。	✓	✓	✓	✓	✓	有总质量/重心的两种组合。 显示相关爬升功率条件下的数据。可以是抽点打印测试。 速度容差仅适用于时间历程测试。 对于逼真度等级 R 和 S（类型 I 至类型 V）： 飞行模拟训练设备达到的实测垂直速度不得低于《旋翼机飞行手册》中规定的相应的批准值。 对于逼真度等级 R（类型 I 和类型 II）： 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.h	下降								
1.h	1) 下降性能和经配平的飞行操纵位置。	扭矩：± 3%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。 空速：± 3 海里/小时。	带动力下降。 增稳接通或断开。	✓	✓	✓	✓	✓	有总质量/重心的两种组合。 可以是抽点打印测试。 使用正常进近速度来演示显著下降速率的测试。 速度容差仅适用于时间历程测试。 对于逼真度等级 R（类型 I 和类型 II）： 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。
1.h	2) 自转性能和经配平的飞行操纵位置。	垂直速度： ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）或 ± 10%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	稳速下降。 增稳接通或断开。	✓	✓	✓	✓	✓	有总质量/重心的两种组合。 旋翼速度容差仅在总距操纵装置处于完全放下位置时适用。 从大约最低下降空速到至少最大滑行距离空速或最大容许关车空速（取较慢者）的速度范围。 可以是一系列抽点打印测试。 对于逼真度等级 R（类型 I 和类型 II）： 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.i	**进入自转**	对于逼真度等级 S： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 3°。 航向：± 5°。 空速：± 5 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	巡航和爬升。			✓	✓	✓	直升机在功率快速下降至慢车、直至达到稳定的下降自转速率和 N_R 后作出响应的时间历程。 对于巡航，应该显示高速情况下的数据。对于爬升，应该显示在或接近最大连续功率状态下的最大爬升空速数据。
		对于逼真度等级 R： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 3°。 航向：± 5°。 空速：± 5 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。	巡航和爬升。	✓	✓				

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.j	**着陆**								如果下列测试的速度范围小于 40 海里/小时，则所适用的空速容差既可适用于空速，也可适用于地面速度（视情况）。 如果无法获得高度，则可以使用海拔高度。
1.j	1)　所有发动机。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	进近至悬停。			✓	✓	✓	与所模拟直升机型号相对应的下降至有地面效应的悬停的进近和着陆剖面时间历程。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。		✓	✓				与所模拟直升机组类相对应的下降至有地面效应的悬停的进近和着陆剖面时间历程。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.j	2) 一发失效。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10% 总距操纵位置：± 10%。	进近和着陆。			✓	✓	✓	包括与所模拟直升机型号相对应的 A 类和 B 类进近和着陆的数据。 当主起落架的各个部位都在地面上时，测试结束。 注：参见本部分附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。		✓	✓				包括与所模拟直升机组类相对应的 A 类和 B 类进近和着陆的数据。 当主起落架的第一个部位触地时，测试结束。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.j	3)　中断着陆/复飞。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	进近，一发失效。			✓	✓	✓	演示从一发失效稳定进近开始执行的复飞机动飞行或包括进近过程中动态发动机失效的复飞机动飞行的测试。 注：参见本部分附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。		✓	✓				

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.j	4) 自转着陆。	空速：± 3 海里/小时。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 3%。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 5°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	进近和接地。			✓	✓	✓	从稳定的自转下滑转入自转减速和接地的时间历程。 如果在该测试中无法从航空器制造商那里获得包含所有所需的完整关车着陆参数的试飞数据，并且无法从其他具备相应资质的试飞人员那里获得这些数据，则可以与国家航空局进行协调，以确定是否可以接受替代测试方法。 获得此类数据的替代办法是可以接受的，这取决于航空器以及人员的情况以及拟使用的数据记录、整理和判读设施。这些替代办法是： 1) 模拟在一定高度上进行自转拉平和减小下降率（R/D）；或 2) 在自转进近和拉平之后进行带油门停止。
1.j	5) 悬停至接地。	扭矩：± 5%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 3°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	有地面效应的悬停。 增稳接通或断开。			✓	✓	✓	记录从有地面效应的悬停开始至接地、总距操纵杆完全放下的机动动作。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
1.k	**平飞加速**	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 纵向、横向、方向和总距操纵位置：± 10%。 扭矩：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。	巡航。 增稳接通或断开。			✓	✓	✓	记录平飞匀加速，包括从 V_y 至最大空速的最小幅度的速度增加，加速操作时一次性提高功率（而非连续提高功率）。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 扭矩：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。		✓	✓				

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.	**操纵品质**								
2.a.	**操纵系统机械特性**								
	注 1：俯仰、滚转、偏航和总距控制器的位置与操纵力或时间的对应关系应该在操纵装置上测量。一种替代在飞行操纵装置外部固定测试装置的方法，是在飞行模拟训练设备中安装记录和测量仪器。从此仪器上读出的力和位置数据可以直接记录，并且与直升机数据相匹配。如果在进行静态操纵检查的同时，用外部测量设备验证该仪器或采取其他等效手段进行验证，并且主鉴定测试指南中包括了令人满意的两者比较结果作为证明，那么就可以在初始鉴定和定期鉴定中使用该仪器对所有所要求的操纵检查进行测量。使用这类永久性装置可以避免浪费时间在安装外部装置上。 如果对操纵载荷系统进行了重大改装和/或修理，应重复使用外部测量设备对该仪器进行验证。 注 2：只有在两套操纵装置在飞行模拟训练设备上没有机械互联时，才需要使用第二套驾驶员操作装置进行飞行模拟训练设备静态操纵测试（测试 2.a.1 和 2.a.2）。如果一套数据适用于两侧，需要数据提供者提供理由阐述。如果飞行模拟训练设备中的操纵装置有机械互联，进行一套测试就足够了。无需在两个驾驶员位置都进行动态特性测试。 注 3：对于操纵行程测试（测试 2.a.1、2.a.2 和 2.a.3），为了可以对操纵止动位附近的急变力度进行验证，应该对位置轴适用总行程± 1.5%的额外容差。 如果需要澄清与配有可逆操纵系统的直升机的任何问题或无法获得所需的验证数据，请联系贵国的国家航空局。								

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.a.	1)　驾驶杆。	启动力：± 0.111 daN（0.25 磅力）或 ± 25%。 驾驶杆力：± 0.222 daN（0.5 磅力）或± 10%。	地面。 静态条件，液压系统（如适用）加压。可以使用辅助的液压增压系统。 配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳（如适用）接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录不间断地在两个止动位之间移动操纵装置的测试结果（如果使用了航空器硬件模块化操纵装置，该测试不适用）。 该测试的试飞数据并不要求旋翼处于接通/旋转状态。有关增稳说明中的“如适用”一词指：如果有增稳系统可用和如果该系统可以在此处所述的静态条件下在地面上工作。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.a.	2) 总矩杆/脚蹬。	启动力：± 0.222 daN（0.5 磅力）或 ± 25%。 总距杆力/脚蹬力：± 0.445 daN（1.0 磅力）或 ± 10%。	地面。 静态条件，液压系统（如适用）加压。 可以使用辅助的液压增压系统。 配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳（如适用）接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录不间断地在两个止动位之间移动操纵装置的测试结果。 该测试的试飞数据并不要求旋翼处于接通/旋转状态。有关增稳说明中的“如适用”一词指：如果有增稳系统可用和如果该系统可以在此处所述的静态条件下在地面上工作。
2.a.	3) 刹车踏板力与位置的关系。	刹车踏板力：± 2.224 daN（5 磅力）或± 10%。	地面。 静态条件。	✓	✓	✓	✓	✓	可以使用飞行模拟训练设备计算机输出结果来显示符合情况。 如果航空器制动系统是独立的系统，则应该将容差仅适用于启动力和最大偏移。
2.a.	4) 配平系统的速率（所有适用的系统）。	速率：± 10%。	地面。 静态条件。 配平接通。 摩擦断开。	✓	✓	✓	✓	✓	容差适用于配平速率的记录值。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.a.	5) 操纵装置的动态特性（所有轴）。 （续）	**对于欠阻尼系统**（按照本附录的图 B-1）： T (P_0)：P_0 的±10% 或 ±0.05 秒。 T (P_1)：P_1 的±20% 或 ±0.05 秒。 T (P_2)：P_2 的±30% 或 ±0.05 秒。 T (P_n)：P_n 的±10*(n+1)% 或±0.05 秒。 T (A_n)：A_{max} 的±10%（A_{max} 为第一次超调的最大振幅或总操纵行程（从一端止动位到另一端止动位）的±0.5%）。 T(A_d)：A_d 的±5% = 误差带或总操纵行程的±0.5% = 误差带。 误差带之内的振荡不视为有效，故不受容差限制。	地面。 不可逆飞行操纵系统的静态条件 配平接通。 摩擦断开。			✓	✓	✓	必须记录在每个轴两个方向上正常操纵位移的测试结果。 一般而言，为提供适当的刺激，有必要施加总操纵行程 10%至 20%的操纵位移。 鉴于安全方面的问题，应该在飞行中对可逆操纵系统的操纵动态特性进行鉴定，或根据具体情况使用向国家航空局建议并得到其认可的替代方法。 更多关于操纵动态特定的信息，参见本附录第 3.2.2 至 3.2.5 段。“n”是具有完整振荡周期的顺序编号。 对于未具备任何弹簧特性的任何操纵装置（一般指脚蹬和总距杆），应该采取其他方法演示其符合情况，如高速移动操纵装置。 参见本附录的第 3.2.3 段。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		±1 个有效超调（有效超调最小值为一个）。 稳定状态应在误差带内。 下述容差**仅适用于过阻尼和临界阻尼系统：** T (P_0)：P_0 的±10%或 ±0.05 秒。							
2.b.	**低空速下的操纵品质**								
2.b.	1) 经配平的飞行操纵位置。	扭矩：± 3%。 俯仰姿态：± 1.5°。 倾斜姿态：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总矩操纵位置：± 5%。	平移飞行。 有地面效应。 侧向、向后和向前飞行。 增稳接通或断开。	✓	✓	✓	✓	✓	选取几个递增的空速进行测试并记录，直至达到平移空速的限制，并且向前的平移空速可达到 45 海里/小时（向前飞行至少四个值）。 可以是一系列抽点打印测试。 鼓励以速度交叉图形的形式显示测试结果。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.b.	2) 临界方位角（或最小操纵裕度的方位角）	扭矩：± 3%。 俯仰姿态：± 1.5°。 倾斜姿态：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	稳定悬停。 增稳接通或断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录临界象限内的三个相对风向（包括最临界情况）的测试结果。 要求有符合性声明，以便根据直升机的设计以及《旋翼机飞行手册》或飞行测试数据规定如何呈现测试结果，以展示最小操纵裕度所适用的区域。 可以是一系列抽点打印测试。 很难对风进行精确的测定，最好通过在平静天气条件（无风）下的平移飞行获得模拟风，以便通过使用地面速度测量方法（通常为全球定位系统）准确控制飞行条件。 在这一情况下，更为切实有效的做法是利用测试 2.b(1)来为该测试收集验证数据，以便确保临界方位角与其他方向（向前、侧向和向后）之间的一致性。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.b.	3) 操纵响应。								记录阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 该测试时间较短，可以在有地面效应的情况下进行，以便提供更好的目视参考。 操纵响应测试包括下面四项测试（（3a）至（3d））。
2.b.	3a) 纵向。	俯仰速率：± 10% 或 ± 2°/秒。 俯仰姿态变化：± 10%或 ± 1.5°。	悬停。 增稳接通和断开。			✓	✓	✓	姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.b.	3b) 横向。	滚转速率：± 10%或± 3°/秒。 滚转姿态变化：± 10%或 ± 3°。	悬停。 增稳接通和断开。			✓	✓	✓	姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.b.	3c) 航向。	偏航速率：± 10%或 ± 2°/秒。 航向变化：± 10%或 ± 2°。	悬停。 增稳接通和断开。 两个方向。			✓	✓	✓	航向变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的航向变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.b.	3d) 垂直。	法定加速度：± 0.1 g。 垂直速度：± 10% 或 ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）。	悬停。 增稳接通和断开。			✓	✓	✓	

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.c.	纵向操纵品质								
2.c.	1)　操纵响应。	俯仰速率：± 10%或± 2°/秒。 俯仰姿态变化：± 10%或± 1.5°。	巡航。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	应该记录两个巡航空速下的测试结果，包括最小所需功率速度。记录测试轴上的阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.c.	2)　静稳定性。	与配平的纵向操纵位置偏移量：± 10% 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）； 或 与配平的纵向操纵力偏移量：± 0.222 daN（0.5 磅力）或 ± 10%。	巡航或爬升。 自转。 增稳接通和断开。 如果增稳系统包括空速控制，则需要有增稳接通和断开的条件。	✓	✓	✓	✓	✓	记录作为参考提取的配平速度每一边至少两个速度的测试结果。 可以是一系列抽点打印测试。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.c.	3) 动稳定性。								动稳定性测试包括以下两项测试（（3a）和（3b））。
2.c.	3a) 长周期响应。	计算周期：± 10%。 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间：±10%，或阻尼比：±0.02。 对于非周期性响应，时间历程必须至少记录在松开操纵装置后 20 秒的时间，且俯仰姿态变化：± 20%或 ± 3°；空速：5 海里/小时。	巡航。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	对于周期性响应，记录三个完整周期（在输入信号结束后的六个超调）或足够用来确定达到1/2振幅或2倍振幅时间的若干周期（两者取最低者）的测试结果。 如果测试驾驶员确定测试结果正在无法控制地出现差异，则可以在 20 秒之前结束测试。对于某些直升机，在规定的时间内，响应可能是无法复现的。在此类情况下，测试应至少显示差异是可识别的。例如：在该测试中，通常可以在给定的时间内移动驾驶杆或移动驾驶杆直至达到给定的俯仰姿态，然后将驾驶杆移至初始位置。对于非周期性响应，测试结果应显示与试飞数据一样的趋同或发散特征。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.c.	3b) 短周期响应。	俯仰角：± 1.5°或俯仰速率：± 2°/秒。 法定加速度：± 0.1 g。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果。在该测试中，通常可以以航空器的固有频率插入操纵偶极子。但是，对于增稳断开的测试，最好使用偶极子输入而非脉冲输入，而对于增稳接通的测试（这时短周期响应显示出一阶或无振荡特性），纵向脉冲输入可产生更协调一致的响应。 注 1：偶极子（纵向）输入可通过以下方式生成：猛地向后拉桨距操纵杆，保持输入 5 秒钟，猛地向前推俯仰操纵杆，保持输入 5 秒钟，然后松开桨俯仰操纵杆至中间位置。输入应足够大，以产生± 0.2g 负载因子和/或± 5 度至 15 度俯仰姿态偏移。 注 2：用可迅速达到一个稳定状态并以最小超调保持该状态的系统演示对阶跃指令的无振荡响应。
2.c.	4) 机动稳定性。	与配平的纵向操纵位置偏移量：±10%或±6.3 毫米（0.25 英寸）； 或 与配平的纵向操纵力偏移量：±0.222daN（0.5 磅力）或±10%。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。 左转和右转。	✓	✓	✓	✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果，包括最小所需功率速度。每一空速条件下的测试结果都应包括大约 30º 和 45º 滚转角的结果。 对于不可逆操纵系统，力可以用交叉型图形显示。 可以是一系列抽点打印测试结果。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.d.	**横向和航向操纵品质**								
2.d.	1) 操纵响应。								操纵响应测试包括下面两项测试（（1a）和（1b））。
2.d.	1a) 横向。	秒滚转速率：± 10% 或 ± 3°/。 滚转姿态变化：± 10%或 ± 3°。	巡航。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果，包括最小所需功率速度或与其接近的速度。记录测试轴上的阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.d.	1b) 航向。	偏航速率：± 10%或± 2°/秒。 航向变化：± 10%或± 2°。	巡航。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果，包括最小所需功率速度或与其接近的速度。记录测试轴上的阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 航向变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的航向变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.d.	2)　航向静稳定性。	滚转姿态：± 1.5°。 垂直速度：± 10% 或± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）。 与配平的横向操纵位置偏移量：± 10% 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）； 或与配平的横向操纵力偏移量：± 10%或± 0.222 daN（0.5 磅力）。 与配平的航向操纵位置偏移量：± 10%或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）； 或 与配平力的航向操纵力偏移量：± 10%或 ± 0.444 daN（1 磅力）。 与配平的纵向操纵位置偏移量：± 10% 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）； 或 与配平力的纵向操纵力偏移量：± 10%或 ± 0.222 daN（0.5 磅力）。	爬升或下降。 增稳接通或断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录配平点任意一侧至少两个侧滑角的测试记录。 对于不可逆操纵系统，力可以用交叉型图形显示。 可以是一系列抽点打印测试结果。 该测试为在固定总距位置进行的稳定航向侧滑测试。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.d.	3) 横航向动稳定性。								横航向动稳定性测试包括下面三项测试（（3a）至（3c））。
2.d.	3a) 横航向振荡。	周期：± 0.5 秒或± 10%。 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间：± 10% 或阻尼比± 0.02。 倾斜角峰值和侧滑角峰值之间的时间差：±20%或±1秒。 对于非周期性响应，时间历程必须记录松开操纵装置后 20 秒的时间， 滚转速率：± 5°/秒或滚转姿态变化：± 5°； 偏航速率：± 4°/秒或 航向± 4°。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果。 该测试必须以驾驶杆或脚蹬偶极子输入起始。 记录六个完整周期（在输入信号结束后的十二个超调）或足够用来确定达到1/2振幅或2倍振幅时间的若干周期（两者取最低者）的测试结果。 如果测试驾驶员确定测试结果正在无法控制地出现差异，则可以在20秒之前结束测试。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
2.d.	3b) 螺旋稳定性。	正确趋势和滚转角（20 秒内）：± 2°或± 10%。 如果采用替代测试： 与配平的横向操纵位置偏移量：±20%或±12.7 毫米（0.5 英寸）。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。	✓	✓	✓	✓	✓	记录在仅使用脚蹬或仅使用驾驶杆的状态下松开相应操纵装置后 20 秒的转弯测试结果。 必须记录两个方向上转弯的测试结果。 当滚转角为零或当测试驾驶员确定滚转姿态正在无法控制地出现差异时，结束测试。 可以用多次测试中的直升机数据的平均值。 双向测试。 作为替代测试： 作为替代测试：记录为保持距稳定飞行配平大约 30°倾斜角位置所需的横向驾驶杆输入（无脚蹬输入）的测试结果。可以是一系列抽点打印测试。
2.d.	3c) 负偏航/正偏航。	正确的趋势。 瞬态侧滑角：±2º。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。 增稳接通，以包括转弯协调系统（如有）。	✓	✓	✓	✓	✓	只使用中等速率的驾驶杆输入，记录初始进入仅使用驾驶杆操纵转弯的时间历程。 必须记录两个方向上转弯的测试结果。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3.	**运动系统**								
3.a.	**频率响应。**	按照飞行模拟训练设备鉴定申请人的规定。	不适用。				✓	✓	进行适当测试以演示应有的频率响应。另参见本附录第 3.5.2 段和第 3.5.3 段。
3.b.	**平滑性检查。**	按照飞行模拟训练设备鉴定申请人的规定。	不适用。				✓	✓	进行适当测试以演示应有的平稳转向。另参见本附录第 3.5.2 段和第 3.5.4 段。
3.c.	**运动效应。**								参见本部分附录 C 有关主观测试的内容。
3.d.	**运动系统的可重复性性**	实际平台线性加速度：±0.05 g。	无。				✓	✓	该测试可确保运动系统硬件和软件（在飞行模拟训练设备的正常运行模式下）按照初始鉴定的状态持续运行。根据这一信息可以轻易地识别偏离原始基准的性能变化。 参见本附录第 3.5.5 段。
3.e.	**运动提示的逼真度**								目前正在通过国际飞行模拟训练设备鉴定委员会机制测试和评定相关的测试标准和容差（参考本部分的附录 D）。
3.e.	1) 运动提示的逼真度 — 频域标准。	待定。	地面和飞行。				✓	✓	记录训练所用的运动系统在所模拟直升机特性相对应的频率范围内的运动提示算法和运动平台的组合模数和相位。 仅在初始飞行模拟训练设备鉴定期间要求进行该测试。 参见本附录第 3.5.6.1 段。
3.e.	2) 运动提示逼真度 — 时域标准。	待定。	地面和飞行。				✓	✓	参见本附录第 3.5.6.2 段。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3 bis	振动								
3bis. a.	特征运动振动。	无。	地面和飞行。						对于在适用机型驾驶舱中可感知的特征运动振动，要求进行下述测试，并附带记录结果和符合性声明。 振动测试结果包括 1/Rev 和 n/Rev 振动，其中 n 表示桨叶的数量。 注：“n/Rev”指相当于旋翼每分钟转速的 n 倍的频率的振动测试。 所记录的有关特征抖振的测试结果应该可以比较相关振幅和频率。 要求进行测试，并附带记录结果，通过这些结果可将纵轴、横轴和垂直轴上的振幅与频率之间的关系与直升机数据进行对比。 稳态测试是可以接受的。 对于类型 III 设备，仅要求有印迹测试结果。 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用容差。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3bis.a.	1) 地面。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	地面。			✓	✓	✓	演示直升机在地面上、所有发动机在正常慢车和飞行功率状态下运行时的正常振动水平的测试。要求具备两种测试条件： 1) 发动机控制装置处于“慢车”功率状态和相应的 N_R 状态下；和 2) 发动机控制装置处于“飞行”功率状态和相应的 N_R 状态下。
3bis.a.	2) 悬停（有地面效应）。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	悬停。			✓	✓	✓	演示直升机在悬停状态下（有地面效应）的正常振动水平的测试。
3bis.a.	3) 悬停（无地面效应）。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	悬停			✓	✓	✓	演示直升机在悬停状态下（无地面效应）的正常振动水平的测试。
3bis.a.	4) 正常爬升。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	爬升。			✓	✓	✓	演示直升机以正常爬升速度进行正常爬升并且所有发动机都在运行时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	5) 垂直爬升。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	爬升。			✓	✓	✓	演示直升机从悬停状态转向垂直爬升时的正常振动水平的测试。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3bis.a.	6) 低速平飞。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	✓	演示直升机以 V_y 进行向前平飞时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	7) 以巡航速度进行平飞。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	✓	演示直升机以正常巡航速度进行飞行时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	8) 高速平飞。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	✓	演示直升机高速飞行（接近或达到 V_{ne}）时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	9) 下降。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	下降。			✓	✓	✓	演示直升机以正常速度、正常功率下降并且所有发动机都在运行时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	10) 自转。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	自转。			✓	✓	✓	演示直升机在自转下降，所有发动机都失效（或至少处于慢车状态），标称的主旋翼每分钟转速和建议的自转速度情况下的正常振动水平测试。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
3bis. a.	11) 稳态转弯。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	✓	演示直升机在以各种不同倾斜角稳态转弯时的正常振动水平的测试；至少应演示两种条件（例如：标准转弯速度以及45°左右的大倾斜角，以演示桨盘载荷对振动水平的影响（如有））。
3bis. b.	**特殊情况。**	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%。	地面和飞行。				✓	✓	该项适用于被认定对驾驶员尤其重要、对训练重要，或特定机型或型号独有的特殊稳态情况。这可以包括起落架效应、结冰效应、涡环状态（主旋翼涡环状态）、大气扰动以及因旋翼和传输系统的正常和非正常运行而产生的所有相关振动提示。 所记录的有关特有抖振的测试结果应该可以比较相关振幅和频率。 要求有符合性声明。 要求进行测试，并附带记录结果，通过这些结果可将纵轴、横轴和垂直轴上的振幅与频率之间的关系与直升机数据进行对比。 稳态测试是可以接受的。 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用容差。 对于大气扰动，与可证明的试飞数据相近的通用模型是可以接受的。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.	**视景系统**								
4.a.	**视景质量**								
4.a.1	连续的视场。	视景显示为每位驾驶员同时提供最小水平 210°和纵向 60°的连续视场。 图像中心位于直升机中心线上时，与每位驾驶员眼位之间的偏差不应超过内侧 10 度。	不适用。		✓	✓	✓	✓	视场应采用填满整个视景（所有通道）的一个 5°黑白方格矩阵视景测试图进行测量。 安装后的校准应该在符合性声明中进行确认（通常为验收测试的结果）。 如果因实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶大小）而使得有必要增加偏差度，则可以将 10°的限值扩大到 12°，但前提是，飞行模拟训练设备的运营人可以令鉴定当局满意地向其证明此做法不会降低训练的质量。
	连续的视场，但根据设备的预计使用，也可以是缩小的视场。 （续）	视景显示为每位驾驶员提供最小水平 180°和纵向 45°的连续视场或针对相关设备商定的缩小视场。	不适用。						视场应采用填满整个视景（所有通道）的一个 5°黑白方格矩阵视景测试图进行测量。 安装后的校准以及商定的视场应该在符合性声明中进行确认（通常为验收测试的结果）。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		图像中心位于直升机中心线上时，与每位驾驶员眼位之间的偏差不应超过内侧 10 度。							如果因实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶大小）而使得有必要增加偏差度，则可以将 10°的限值扩大到 12°，但前提是，飞行模拟训练设备的运营人可以令鉴定当局满意地向其证明此做法不会降低训练的质量。
4.a.1	视场显示。	每位驾驶员有最小 45°水平和 30°纵向可视视场，除非受到机型的限制。 图像中心位于直升机中心线上时，与每一驾驶员眼位之间的偏差不应超过内侧 10 度。	不适用。	✓					从驾驶员眼位到某直接图像显示的最小距离不得小于距任何前方控制板仪表的距离。 30°的纵向视场可能不足以达到地面可视段的要求（如果需要）。在计算视场时需要对这一点加以考虑。 如果因实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶大小）而使得有必要增加偏差度，则可以将 10°的限值扩大到 12°，但前提是，飞行模拟训练设备的运营人可以令鉴定当局满意地向其证明此做法不会降低训练的质量。
4.a.2.a.1	系统几何形状 — 图像位置。	对于准直显示器，从每一驾驶员眼点位置测量，图像的中心位于水平面内侧 0°和 2°之间，图像中心位于直升机中心线上，垂直位于 ±0.25°之内。	不适用。		✓	✓	✓	✓	图像位置应根据飞行模拟训练设备的中心线进行检查。如果垂直显示中心有设计型值，应予以说明。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		对于真实图像显示器，从每一驾驶员眼点位置测量，图像的中心位于水平面内侧 0°和 10°之间，图像中心位于直升机中心线上，垂直位于 ±0.25°之内，水平位于 ±0.5°之内。							
4.a.2.a.2	系统几何形状 — 绝对几何形状。	在所规定的最小视场内，将图像与相关眼点对准时，从每一位驾驶员眼点测量，5 度坐标方格网上的所有点都应在设计位置的 3°之内。	不适用。		✓	✓	✓	✓	如果某系统大于最小视场，中央区域之外的几何形状不得有任何分散注意力的中断。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.a.2.a.3	系统几何形状 — 相对几何形状。	应该每 5 度测量一次相关点的位置。 对应于每位驾驶员位置，在内侧 15°方位角，外侧 0°、30°、60°和 85°方位角，从-10°至最低可见点的区域内，应该对视景图像边缘的每 1°进行垂直测量。 从一点至下一点的相对位置不得超过： 1 区： 0.075°/度； 2 区： 0.15°/度；和 3 区： 0.2°/度。	不适用。		✓	✓	✓	✓	1 区、2 区和 3 区的图形，以及有关该测试的进一步说明，参见本附录第 3.6.3.3 段。 注：鼓励在定期测试中用简单的通过/不通过的方法进行这种检查。
4.a.2.b		图像的几何形状不得有任何分散注意力的中断。		✓					

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.a.3	面分辨率（物体检测）。	不大于 2 弧分。	不适用。		✓	✓	✓	✓	通过对从驾驶员的眼点看，在某一场景中使用的每一目视显示图像中占据所需视角的物体进行测试来证明分辨率。该物体与眼睛相对 2 弧分。可以通过在水平测试中使用的入口标志条来证明这一点。也应进行纵向测试。应用符合性声明中的计算结果来确认对向角。
	面分辨率（物体检测）。	不大于 3 弧分。	不适用。						通过对从驾驶员的眼点看，在某一场景中使用的每一目视显示图像中占据所需视角的物体进行测试来证明分辨率。该物体与眼睛相对 3 弧分。可以通过在水平测试中使用的入口标志条来证明这一点。也应进行纵向测试。应用符合性声明中的计算结果来确认对向角。
	面分辨率（物体检测）。	不大于 4 弧分。	不适用。	✓					通过对从驾驶员的眼点看，在某一场景中使用的每一目视显示图像中占据所需视角的物体进行测试来证明分辨率。该物体与眼睛相对 4 弧分。可以通过在水平测试中使用的入口标志条来证明这一点。也应进行纵向测试。应用符合性声明中的计算结果来确认对向角。
4.a.4	光点大小。	不大于 5 弧分。	不适用。		✓	✓	✓	✓	应采用由即显示为横行也显示为竖行的一行光点组成的测试图来测量光点尺寸。应可以在所有轴上移动相对于眼点的光点。应该在调制程度刚好在每一视景通道中可以区分的点上进行计算，以确定光的间隔。要求有符合性声明，以说明测试方法和计算。
	光点大小。	不大于 8 弧分。	不适用。	✓					

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.a.5	光栅面对比度。	不小于 8:1。	不适用。		✓	✓	✓	✓	应采用一个填满整个视景（所有通道）的光栅绘制的测试图来测量面对比度。测试图应包括黑白方格，每格不超过 10°，每个通道的中央是一个白色方格。 应使用一个 1°的光点光度计来测量亮格，并计算平均值。该值应具有最小 7 cd/m^2（2 英尺−朗伯）亮度。测量暗格。对比度是用亮格平均值除以暗格平均值。 注 1：在对比度测试期间，飞行模拟训练设备座舱后部和驾驶舱环境灯光等级应尽可能低。 注 2：应在方格中央进行测量，以避免光线照进测量装置内。
	光栅面对比度。	不小于 5:1。	不适用。						应采用一个填满整个视景（所有通道）的光栅绘制的测试图来测量面对比度。测试图应包括黑白方格，每格 5°，每个通道的中央是一个白色方格。 应使用一个 1°的光点光度计来测量每一通道的中央亮格。该值应具有最小 7 cd/m^2（2 英尺−朗伯）亮度。测量任何相邻的暗格。对比度是用亮格值除以暗格值。
	光栅面对比度。 （续）	不小于 4:1。	不适用。	✓					

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
									注 1：在对比度测试期间，飞行模拟训练设备座舱后部和驾驶舱环境灯光等级应尽可能低。 注 2：应在方格中央进行测量，以避免光线照进测量装置内。
4.a.6	光点对比度。	不小于 25:1。	不适用。		✓	✓	✓	✓	光点对比度应使用显示一个填满白色光点的大于 1°区域的测试图来测量，并应与相邻的背景进行对比较。 注：光点调制应刚好在绘图系统上可区分，但是在光栅系统上不能区分。 背景的测量应使光亮方格刚好处于视场光度测量计之外。 注：在对比度测试期间，飞行模拟训练设备座舱后部和驾驶舱环境灯光等级应尽可能低。
	光点对比度。	不小于 10:1。	不适用。						
	光点对比度。	不小于 8:1。	不适用。	✓					
4.a.7	光点亮度。	不小于 30 cd/m^2（8.8 英尺−朗伯）。	不适用。		✓	✓	✓	✓	应以形成方格的矩阵方式显示光点。 随机扫描系统的光点应正好融合。 光栅系统的光点应相互重叠，使方格是连续的（单个光点是看不到的）。
	光点亮度。	不小于 20 cd/m^2（5.8 英尺−朗伯）。	不适用。						

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.a.8	面亮度。	在显示器上不小于 20 cd/m^2（5.8 英尺−朗伯）。	不适用。		✓	✓	✓	✓	应在一个白色光栅上测量表面亮度，用 1°的光点光度计测量亮度。 使用灯光点是不可接受的。 使用随机扫描系统增强光栅亮度是可以接受的。
	面亮度。	显示器上不小于 14 cd/m^2（4.1 英尺−朗伯）。	不适用。						
4.a.9	黑度和顺序对比度。	黑色强度： 黑色多边形亮度— 背景亮度< 0.015 cd/m^2 （0.004 英尺−朗伯）。 顺序对比度： 白色多边形亮度/（黑色多边形亮度 — 背景亮度）> 2 000:1。	不适用。		✓	✓	✓	✓	亮度计应安装在一个可观察前方每一个显示器中心区域的固定位置。 所有投影仪都应关闭，驾驶舱环境尽可能黑暗。背景读数应依靠显示屏上剩余的周围光亮读取。 然后打开投影仪，并显示一个黑色多边形。然后应读取二次读数，并记录下该读数与周围亮度的差。 然后应对一个全亮度白色多边形进行测量，以便进行顺序对比度测试。 通常仅要求针对**光阀投影仪进行**这种测试。 如果未做该测试，应提供符合性声明，说明原因。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.a.10	动态模糊。	当一个图案以 10°/秒的速度旋转时，白色方格之间的调制应该在 3 弧分或以下的间隔上可以察觉到。	不适用。		✓	✓	✓	✓	测试图案由一个由 5 个峰值白色方格构成的阵列组成，5 个方格由宽度逐渐缩小的黑色隔开。 黑色间隔宽度的范围应至少延伸到所要求的可察觉间隔之上或之下，并且以 1 弧分为一步进。 峰值白色方格的宽度应比黑色间隔的宽度大 4 倍，以避免时域混叠。 图案以所要求的速率旋转。 应提供两列方格，一列按航向方向旋转，另一列按俯仰方向旋转，以便在两个轴上进行测试。 由一组固定数字标示间隔的大小。 注：该测试可能受到显示技术的限制。如果情况如此，应就所受到的限制，向国家航空局进行咨询。 通常仅要求针对**光阀投影仪**进行这种测试。 如果未做该测试，应提供符合性声明，说明原因。
4.a.11	散斑测试。	散斑对比度应< 10%。	不适用。		✓	✓	✓	✓	要求有符合性声明，以说明所使用的测试方法。 通常仅要求针对**激光投影仪**进行这种测试。 如果未做该测试，应提供符合性声明，说明原因。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.a.12	受激夜视镜模拟训练中的黑度（仅适用于类型 3 增强型飞行视景系统设备（参见本部分附篇 L））。	黑色多边形亮度< = 0.001 cd/m^2（0.0003 英尺−朗伯）。	不适用。		✓	✓	✓	✓	应该在可见窗外图像投影仪正常运行的情况下进行该项测试。在进行测试时，应该关闭红外投影仪。 在仅有一个投影仪系统用于窗外和夜视镜图像模拟的情况下，进行测试时应该使用投影仪的夜视镜模式，即进行适当的滤光。 亮度计应安装在一个可观察前方每一个显示器中心区域的固定位置。 所有投影仪都应关闭，驾驶舱环境尽可能黑暗。背景读数应依靠显示屏上剩余的周围光亮读取。 然后打开窗外投影仪，并显示一个黑色多边形。然后应读取二次读数，并记录下该读数与周围亮度的差。
4.a.13	受激夜视镜训练中的光点亮度（仅适用于类型 3 增强型飞行视景系统设备（参见本部分附篇 L））。	不小于 10 cd/m^2（2.9 英尺−朗伯）。	不适用。		✓	✓	✓	✓	应该在红外投影仪正常运行的情况下开展该项测试。在进行测试时，应该关闭可见窗外图像投影仪。 在仅有一个投影仪系统用于窗外和夜视镜图像模拟的情况下，开展测试时应该使用投影仪的夜视镜模式，即进行适当的滤光。 应以形成方格的矩阵方式显示光点。 随机扫描系统的光点应正好融合。 光栅系统的光点应相互重叠，使方格是连续的（单个光点是看不到的）。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.b	**平视显示器（HUD）**								
4.b.1	静态对准。	与显示图像静态对准。平视显示器视轴应同所显示图像的球形图案的中心呈直线。 容差：± 6 弧分。			✓	✓	✓	✓	对准要求仅适用于执飞驾驶员。
4.b.2	系统显示。	应该演示在所有飞行模式下的所有功能。			✓	✓	✓	✓	应提供系统性能说明并演示这些性能。
4.b.3	平视显示器姿态与飞行模拟训练设备姿态指示（地平线的俯仰和滚转）。	俯仰和滚转与直升机仪表以及窗外显示对准。 容差：± 1°。	飞行。		✓	✓	✓	✓	对准要求仅适用于执飞驾驶员。
4.c	**增强型飞行视景系统 (EFVS)**								
4.c.1	图像配准测试。	增强型飞行视景系统显示和窗外图像之间的对准应体现典型的直升机和系统类型的校准。	起飞点和在离地高度 61 米（200 英尺）的进近。		✓	✓	✓	✓	注：应考虑到 4.b.1 中的对准容差效应。
	图像配准测试。	增强型飞行视景系统显示和窗外图像之间的对准应体现典型的直升机和系统类型的校准。	起飞点和在离地高度 61 米（200 英尺）的进近。						对准要求仅适用于执飞驾驶员。 注：应考虑到 4.b.1 中的对准容差效应。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.c.2	增强型飞行视景系统跑道视程和能见度校准。	场景体现 350 米（1 200 英尺）和 1 600 米（1 英里）跑道视程的增强型飞行视景系统的视景，包括正确的灯光强度。	飞行。		✓	✓	✓	✓	代表 350 米（1 200 英尺），和 1 600 米（1 英里）跑道视程的红外场景。 可以不用视景。
4.c.3	热屏蔽。	演示昼间过渡到夜间的热屏蔽。	昼间和夜间。		✓	✓	✓	✓	该场景要正确地代表昼间向夜间转换期间场景的热屏蔽特性。
4.d	**地面可视段**								
4.d.1	地面可视段。 该测试仅适用于配备有仪表着陆系统的直升机。 如果直升机的正前方下视视景超出显示系统的下视视场，则应在测试中使用显示系统的下视视景角度。	近端：计算出的地面可视段内正确数量的进场灯光应该是可见的。 远端：计算出的地面可视段的±20%。 如果计算出的可见入口灯光是可见的，则在飞行模拟训练设备中也应是可见的。	着陆构型下配平，起落架/滑橇在下滑道上距接地地区高度为30米（100英尺），跑道视程设置为300米（1 000英尺）或350米（1 200 英尺）。		✓	✓	✓	✓	该测试用于评估影响仪表着陆系统进近时在决断高度上呈现给驾驶员的视景准确性的因素。 这些因素包括： 1) 跑道视程/能见度； 2) 仪表着陆系统中下滑道（G/S）和定位器建模的准确性（位置和坡度）； 3) 对于给定质量，代表正常进近和着陆的直升机运行包线内某点的构型和速度；和 4) 无线电高度表。 对于非针对具体机型的设备，应使用所模拟直升机组类典型的遮挡角。 注：如果使用非同质雾，水平能见度中的垂直变化应予以说明，并包括在地面可视段计算中所采用的斜距能见度的计算中。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
4.e	**视景系统场景内容**								
4.e.1	系统内容 — 昼间、暮间和夜间。	不小于：10 000 个有纹理的可见面，5 000 个光点，16 个移动模型。	不适用。		✓	✓	✓	✓	使用重现的视景予以证明，该视景所用的图像发生器模型与生成训练场景时所用的相同。 所要求的面、光点和移动模型应同时显示。 所说明的能力应在昼间条件的所有时间内可以获得。
4.e.2	系统内容 — 昼间、暮间和夜间。	不小于：6 000 个有纹理的可见面，5 000 个光点，16 个移动模型。	不适用。						
4.e.3	系统内容 — 昼间、暮间和夜间。	不小于：6 000 个有纹理的可见面，1 000 个光点。	不适用。	✓					

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.	**声音系统**								
5.a	**基本要求**								本节中的所有类型 IV 和 V 测试都应使用至少来自 17 至 42 频带（50 Hz 至 16 kHz）的非加权 1/3 倍频程频带格式来表示。 可能时，应在与批准的数据集相对应的位置进行最低 20 秒的测量。 应用类似的数据分析技术生成批准的数据集和飞行模拟训练设备测试结果。 参见本附录的第 3.7 段。 对于类型 III，本节的测试可以用单一的总声压级表示。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.a.	1) 准备起动发动机。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	地面。					✓	发动机起动前的正常条件。 如适当，应将辅助电源设备打开。 对于类型 V：如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V：如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			
5.a.	2) 所有发动机在正常慢车功率状态下运行； a) 旋翼不转动（如适用）；和 b) 旋翼转动。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	地面。					✓	对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 （续）					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。							
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.a.	3) 所有发动机在正常飞行功率状态下运行。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	地面。					✓	升空前的正常条件。 对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。 （续）					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			
5.a.	4) 悬停； a) 有地面效应；和 b) 无地面效应。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	悬停。					✓	对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 （续）					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。							
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.a.	5)　爬升。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	航路爬升。					✓	中等海拔高度。 对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。 （续）					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			
5.a.	6) 巡航。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。 （续）	巡航。					✓	正常巡航构型。 对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。					✓		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.a.	7) 稳态转弯。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	巡航。					✓	30°至 45°倾斜角。 对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。 （续）					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			
5.a.	8)　自转。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	自转稳定下降。					✓	正常工作转速。 对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。							
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			
5.a.	9) 最后进近。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。 （续）	着陆。					✓	恒定空速。 对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。					✓		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.b	**特殊情况。**	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。						✓	该项适用于被认定对驾驶员尤其重要、对训练重要，或特定直升机型别或型号独有的特殊稳定状态情况。 对于类型 V： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于类型 V： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。 本节中所有类型 IV 和类型 V 测试都应使用至少来自 17 至 42 频带（50 Hz 至 16 kHz）的非加权 1/3 倍频程频带格式来表示。 可能时，应在与批准的数据集相对应的位置进行最低 20 秒的测量。应用类似的数据分析技术生成批准的数据集和飞行模拟训练设备结果。 参见本附录的第 3.7 段。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。 （续）					✓		

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			对于类型 III，本节的测试可以用单一的总声压级表示。
5.c	**飞行模拟训练设备背景噪声**	初始鉴定： 背景噪声等级应降低至本附录图 B-6 中的测算表以下。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，每 1/3 倍频程频带的±3 dB。					✓	✓	初始鉴定时背景噪声的结果应包括在鉴定测试指南文件中，并得到有资质的国家航空局批准。 要鉴定所模拟的声音，以确保背景噪声不干扰训练。 参见本附录的第 3.7.7 段。
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			测试要在模拟机运行、声音减弱、驾驶舱寂静时进行测量。 对于类型 IV 和类型 V，该测试应用从 17 至 42（50 Hz to 16 kHz）频带的未加权 1/3 倍频程频带表示。 对于类型 III，该测试可以以单一的总声压等级表示。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
5.d	**频率响应**	初始鉴定：不适用。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过 ±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间的绝对差的平均值不得超过 2 dB。					✓	✓	根据本附录第 3.7.8 段，如果在定期鉴定中使用这些结果才要求进行该项测试。 在初始鉴定期间该结果应得到国家航空局的认可。 对于类型 IV 和类型 V，应使用从 17 至 42（50 Hz to 16 kHz）频带的一个未加权的 1/3 倍频程频带 表示。
		初始鉴定：不适用。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓			对于类型 III，该测试应至少在三个频率（高、中、低）进行测试。

	测试	容差	飞行条件	类型 I	类型 II	类型 III	类型 IV	类型 V	说明
6	**系统集成**								
6.a	**系统响应时间**								
6.a.	1)　传输延迟。	操纵杆移动后 85 毫秒或小于 85 毫秒。	俯仰、滚转和偏航。			✓	✓	✓	每一轴都需要进行一个单独测试。 如果安装了增强型飞行视景系统，增强型飞行视景系统的响应应在视景系统响应的+或-30 毫秒之内，不应在运动系统响应之前。 注：在与本部分附篇 G 所述的视景系统参照进行比较之前，应在 30 毫秒容差上增加直升机增强型飞行视景系统电子部件的延迟。
		操纵杆移动之后 120 毫秒或小于 120 毫秒。		✓	✓				

附录 C

功能和主观测试

1. 引言

1.1 应该在每位飞行机组成员的位置上检查各项直升机系统功能是否得到精确复制。其中包括使用旋翼机飞行手册（RFM）和检查单的程序。应该对与实际直升机相关的操纵品质、性能和飞行模拟训练设备系统的运行以及飞行模拟训练设备提示（如视景提示和运动提示）和其他支持系统（如教员操作台）进行主观评定。有必要与负责鉴定的国家航空局进行事先协调，以确保高效及时地进行功能测试，同时确保鉴定小组可获得所要求的技能、经验或专业知识。

1.2 之所以要进行功能和主观测试，是因为需要确认所做模拟是对直升机全部完整和可接受的复制。与本部分附录 B 中所列的各项客观测试不同，主观测试应覆盖那些可能由受训人员完成的飞行包线的各个方面。与验证测试一样，初始鉴定期间所进行的功能和主观测试仅仅是一个“抽样检查”，而不是对模拟设备的飞行和系统运行各个方面的质量进行的严格审查。运营人应在模拟设备提交国家航空局鉴定人员进行初始鉴定之前，已经在飞行模拟训练设备制造商的协助之下完成了飞行模拟训练设备的验收测试。

1.3 根据运营人的要求，鉴定中功能和主观部分可以结合相关训练大纲的特定方面对飞行模拟训练设备进行评估。这类评估可以包括航线飞行训练（LOFT）方案的部分内容，针对特定运营人/任务的方案，或训练大纲中特别强调的科目。除非与当前鉴定类型要求有直接关系，否则这类评估结果将不影响飞行模拟训练设备的鉴定结果。

1.4 功能测试应该以合理的飞行顺序与性能和操作评定同时进行。这也使飞行模拟训练设备可以实时运行 2 到 3 小时，而不需要飞行位置转换或位置冻结，由此证明其可靠性。

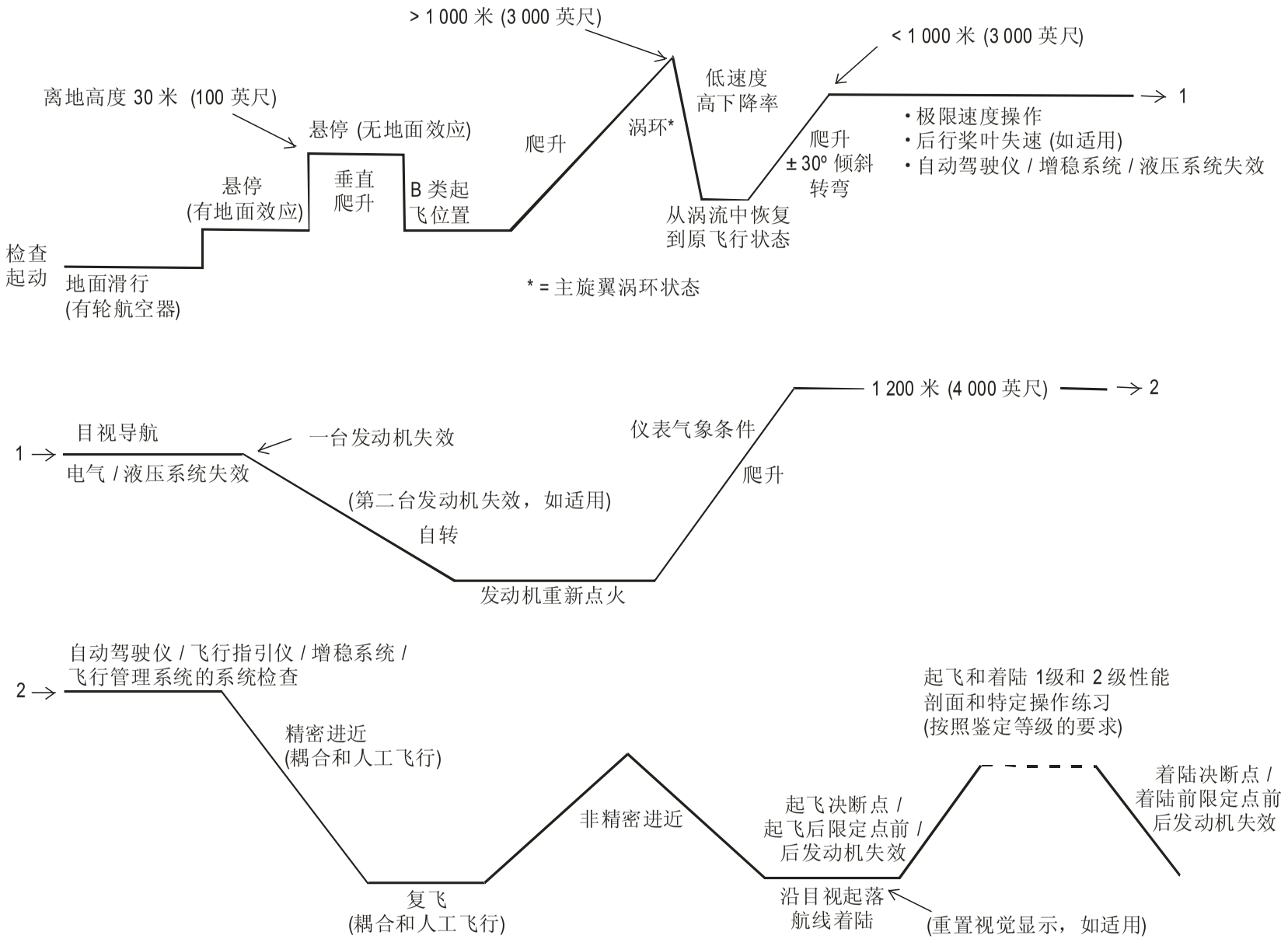
1.5 应该对飞行模拟训练设备的位置改变、重置和冻结功能进行评定，以保证高效和有效的训练。

2. 测试要求

2.1 下述功能和主观测试表中，列出了飞行模拟训练设备鉴定所要求的地面和飞行测试以及其他检查。该表包括各种机动操作和程序，目的在于确保飞行模拟训练设备功能齐全，运行正常，以便在批准的训练大纲通常要求的机动操作和程序方面用于驾驶员训练、测试和检查。当然，如果特定的地面或飞行测试或其他所需的检查不适用于所模拟的直升机或运营人的运行区域，则不需要进行测试或检查。对于若干飞行模拟训练装置特性的逼真度等级为“R”或“G”的任何飞行模拟训练装置类型，不应该有与所确定的任何机动飞行或程序相关的任何负面训练方面。

2.2 应该为正常操作并在适用情况下为备用操作，对所选择的有代表性的系统功能进行评估。在对某一飞行阶段内的机动操作或事件进行评估时，应该对与该飞行阶段相关的正常、非正常和紧急程序进行评估。所选故障的效应应该足以正确地演练直升机的相应程序和检查单。各个系统分别列在“任何飞行阶段”项下，以确保对各个系统检查给予适当的注意。

2.3 典型的功能和主观测试图示如下：


> 1 000 米 (3 000 英尺)
< 1 000 米 (3 000 英尺)
离地高度 30 米 (100 英尺)
悬停 (无地面效应)
低速度
高下降率
1
爬升
涡环*
爬升
± 30° 倾斜
转弯
• 极限速度操作
• 后行桨叶失速 (如适用)
• 自动驾驶仪 / 增稳系统 / 液压系统失效
悬停
(有地面效应)
垂直
爬升
B 类起
飞位置
从涡流中恢复
到原飞行状态
检查
起动
地面滑行
(有轮航空器)
* = 主旋翼涡环状态
1 200 米 (4 000 英尺)
2
目视导航
1
一台发动机失效
仪表气象条件
电气 / 液压系统失效
爬升
(第二台发动机失效，如适用)
自转
发动机重新点火
自动驾驶仪 / 飞行指引仪 / 增稳系统 /
飞行管理系统的系统检查
2
起飞和着陆 1级和 2 级性能
剖面和特定操作练习
(按照鉴定等级的要求)
精密进近
(耦合和人工飞行)
非精密进近
着陆决断点 /
着陆前限定点前 /
后发动机失效
起飞决断点 /
起飞后限定点前 /
后发动机失效
复飞
(耦合和人工飞行)
沿目视起落
航线着陆
(重置视觉显示，如适用)

3. 功能和主观测试表

注：“其他”指任何适用于所模拟直升机和适用于飞行模拟训练设备类型的任何其他测试。

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
1	**飞行前准备。**					
1.a	功能检查：完成对全体机组成员和教员操作台的全部开关、指示器、系统和设备的功能检查，并确认：					
1.a.1	驾驶舱设计和功能与所模拟的直升机完全一致。			✓	✓	✓
1.a.2	驾驶舱设计和功能代表所模拟的直升机组类。	✓	✓			
1.a.3	环境照明可提供均匀的照度，不会分散飞行机组成员的注意力。	✓	✓	✓	✓	✓
2	**地面操作（起飞前）。**					
2.a	辅助动力装置/发动机起动和试车。					
2.a.1	正常起动。	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.2	备用起动程序。	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.3	非正常起动和关车（热起动、悬挂起动、起火，等）。	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.4	旋翼起动/啮合和加速，断开和减速。					
2.a.4.a	旋翼起动/啮合和加速。	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.4.b	旋翼断开和减速（转速表指针错开）。	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.4.c	地面共振（如适用于该机型）。			✓	✓	✓
2.a.4.d	结冰/滑溜地面。			✓	✓	✓
2.a.5	系统起动后检查（如电气、液压、飞行操纵、自动驾驶、无线电和照明系统等）。	✓	✓	✓	✓	✓
2.b	滑行 — 地面。					
2.b.1	总距杆/驾驶杆摩擦设置。	✓	✓	✓	✓	✓
2.b.2	滑行/驾驶杆输入所需功率。			✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
2.b.3	刹车操作（有效性/失效）。		✓	✓	✓	✓
2.b.4	地面操纵。		✓	✓	✓	✓
2.b.5	水上滑行/操纵/漂浮。			✓	✓	✓
2.b.6	尾轮/前轮锁定操作。	✓	✓	✓	✓	✓
2.b.7	最小转弯半径。			✓	✓	✓
2.b.8	滑行辅助设备（如移动地图）。			✓	✓	✓
2.b.9	地面污染物（水、雪、冰、沙等）。		✓	✓	✓	✓
2.b.10	地面粗糙度。				✓	✓
2.b.11	地面类型（硬、软等）。			✓	✓	✓
2.b.12	其他。					
2.c	滑行 — 悬停/空中/过渡/向前飞行。					
2.c.1	有风和无风时的升空特性。		✓	✓	✓	✓
2.c.2	悬停特性、发动机和飞行仪表响应。 注：悬停模式应包括增稳系统接通和断开、高度稳定性接通和断开、驾驶杆配平接通和断开。					
2.c.2.a	有地面效应（IGE）。		✓	✓	✓	✓
2.c.2.b	无地面效应（OGE）。		✓	✓	✓	✓
2.c.2.c	有风和无风。					
2.c.3	悬停功率检查。					
2.c.3.a	有地面效应（IGE）。		✓	✓	✓	✓
2.c.3.b	无地面效应（OGE）。		✓	✓	✓	✓
2.c.4	悬停转弯（围绕一点、机头/机尾）。		✓	✓	✓	✓
2.c.5	反扭矩/方向操纵效应。		✓	✓	✓	✓
2.c.6	平移倾向。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
2.c.7	无风/逆风/侧风/顺风悬停。		✓	✓	✓	✓
2.c.8	临界方位。			✓	✓	✓
2.c.9	空中滑行/过渡/平移飞行（前飞、横飞、后飞）。		✓	✓	✓	✓
3	**起飞和离场。**					
3.a	正常起飞和离场。					
3.a.1	从地面起飞和离场。		✓	✓	✓	✓
3.a.2	从悬停状态起飞和离场。					
3.a.2.a	A 类和/或 1 级性能/2 级性能（对于所有审定剖面）。			✓	✓	✓
3.a.2.b	B 类或 3 级性能。		✓	✓	✓	✓
3.b	滑跑。			✓	✓	✓
3.c	侧风/顺风。		✓	✓	✓	✓
3.d	最大性能。		✓	✓	✓	✓
3.e	最大审定起飞质量。		✓	✓	✓	✓
3.f	仪表。	✓	✓	✓	✓	✓
3.g	限定区域。		✓	✓	✓	✓
3.h	坡度。			✓	✓	✓
3.i	超障高度。		✓	✓	✓	✓
3.j	高于周围的直升机场/直升机起降甲板/尖顶/起降平台。		✓	✓	✓	✓
3.k	垂直。		✓	✓	✓	✓
3.l	高高度。		✓	✓	✓	✓
3.m	在雪/沙/扬尘中起飞。		✓	✓	✓	✓
3.n	转为向前飞行。		✓	✓	✓	✓
3.o	起飞和离场过程中的非正常/应急程序。					
3.o.1	发动机失效。			✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
3.o.2	中断起飞/迫降。					
3.o.2.a	地面上空。		✓	✓	✓	✓
3.o.2.b	水面上空。		✓	✓	✓	✓
3.o.3	A 类和/或 1 级性能/2 级性能。					
3.o.3.a	在接地点之前发动机失效。			✓	✓	✓
3.o.3.b	在接地点或接地点之后发动机失效。		✓	✓	✓	✓
3.p	仪表离场。	✓	✓	✓	✓	✓
3.q	其他。					
4	**爬升。**					
4.a	正常爬升。	✓	✓	✓	✓	✓
4.b	超障高度。		✓	✓	✓	✓
4.c	最佳速度。	✓	✓	✓	✓	✓
4.d	最佳角度。	✓	✓	✓	✓	✓
4.e	垂直爬升。		✓	✓	✓	✓
4.f	一台（或多台）发动机不工作。		✓	✓	✓	✓
4.g	平飞。	✓	✓	✓	✓	✓
4.h	A 类和/或 1 级性能/2 级性能运行（对于所有审定剖面，并且在直升机场标高 300 米（1 000 英尺）以下发动机失效）。		✓	✓	✓	✓
4.i	其他。					
5	**巡航。**					
5.a	性能特性和飞行品质。					
5.a.1	平直飞行。	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.2	低速飞行（不低于有效平移升力速度）。	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.3	加速和减速。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
5.a.4	高速振动。			✓	✓	✓
5.a.5	高速警告。			✓	✓	✓
5.a.6	转弯。					
5.a.6.a	正常转弯。	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.6.b	标准速率（1/2、1 和 2 倍速率）。	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.6.c	大坡度（30 度和 45 度倾斜角）。	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.6.d	飞行操纵装置伺服系统透明效应。			✓	✓	✓
5.b	航路导航。					
5.b.1	迫降区域选择的地形精度。		✓	✓	✓	✓
5.b.2	目视导航的地形精度。		✓	✓	✓	✓
5.b.3	无线电导航。	✓	✓	✓	✓	✓
6	**下降和进场。**					
6.a	正常下降。	✓	✓	✓	✓	✓
6.b	最大速率下降/非紧急自转（目视飞行规则和仪表飞行规则）。	✓	✓	✓	✓	✓
6.c	自转下降。					
6.c.1	直接进场。			✓	✓	✓
6.c.2	有转弯。			✓	✓	✓
6.c.3	仪表气象条件。			✓	✓	✓
6.c.4	至着陆。					✓
6.c.5	功率恢复。			✓	✓	✓
6.d	仪表进场。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
7	**仪表进近和着陆。** 仅应从下表中选择那些和所模拟的直升机类型或系统相关的仪表进近和着陆测试，测试应包括极限风速和相关的系统失效。					
7.a	精密进近至决断高/高度。					
7.a.1	所有发动机工作。	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.2	一台（或多台）发动机不工作。	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.3	自动驾驶仪交联进近（三轴、四轴）。	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.4	有飞行指引仪引导的人工进近。	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.5	无飞行指引仪引导的人工进近（原始数据）。	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.6	有平视显示器/增强型飞行视景系统。		✓	✓	✓	✓
7.a.7	进近程序。					
7.a.7.a	仪表着陆系统。					
7.a.7.a.1	公布的一类进近。	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.7.a.2	公布的二类进近。			✓	✓	✓
7.a.7.b	差分全球定位系统/陆基增强系统的着陆系统。	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.7.c	其他。					
7.b	非精密进近至最低下降高/高度。					
7.b.1	所有发动机工作。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.2	一台（或多台）发动机不工作。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.3	自动驾驶仪交联进近（三轴、四轴）。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.4	有飞行指引仪引导的人工进近。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.5	无飞行指引仪引导的人工进近（原始数据）。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.6	采用平视显示器/增强型飞行视景系统。		✓	✓	✓	✓
7.b.7	进近程序。					

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
7.b.7.a	机载雷达进近。		✓	✓	✓	✓
7.b.7.b	无向信标。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.c	甚高频全向信标、甚高频全向信标/测距仪、塔康导航系统。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.d	区域导航/所需导航性能/全球卫星导航系统/所需导航性能进近、要求授权的所需导航性能进近、空间点。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.e	仪表着陆系统定位信标（航向信标）、定位信标背航道（或仪表着陆系统航向道–背航道）。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.f	具有偏移的仪表着陆系统定位信标/简易定向设备。	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.g	盘旋（在目视盘旋机动飞行之前进近）。	✓	✓	✓	✓	✓
7.c	复飞（包括在复飞点）。					
7.c.1	所有发动机工作，人工和自动驾驶仪交联。	✓	✓	✓	✓	✓
7.c.2	一台（或多台）发动机不工作，人工和自动驾驶仪交联。	✓	✓	✓	✓	✓
7.c.3	自动驾驶仪/增稳系统失效。			✓	✓	✓
8	**目视进近。**					
8.a	正常。		✓	✓	✓	✓
8.b	大坡度。		✓	✓	✓	✓
8.c	小角度。		✓	✓	✓	✓
8.d	垂直。		✓	✓	✓	✓
8.e	高于周围的着陆地点/尖顶/山脊/斜坡。		✓	✓	✓	✓
8.f	直升机起降甲板（船舶）/钻井平台。		✓	✓	✓	✓
8.g	限定区域。		✓	✓	✓	✓
8.h	逆风/顺风。		✓	✓	✓	✓
8.i	目视起落航线。		✓	✓	✓	✓
8.j	仪表进近之后目视盘旋至着陆机动操作。		✓	✓	✓	✓
8.k	急停。		✓	✓	✓	✓
8.l	迫降进近。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
8.m	过渡至悬停。		✓	✓	✓	✓
8.n	有平视显示器/增强型飞行视景系统。		✓	✓	✓	✓
8.o	其他。					
8.p	中断着陆。					
8.p.1	所有发动机工作。		✓	✓	✓	✓
8.p.2	一台发动机不工作。		✓	✓	✓	✓
8.p.3	钻井平台/甲板中断着陆。		✓	✓	✓	✓
8.q	A 类或 1 级性能/2 级性能运行（对于从直升机场标高之上 300 米（1 000 英尺）至着陆决断点或在着陆决断点之后的所有审定剖面）。		✓	✓	✓	✓
9	**着陆过渡/接地。**					
9.a	从悬停。		✓	✓	✓	✓
9.b	滑跑。			✓	✓	✓
9.c	坡度。			✓	✓	✓
9.d	表面（硬、软、水）。			✓	✓	✓
9.e	侧风/顺风。		✓	✓	✓	✓
9.f	高高度。		✓	✓	✓	✓
9.g	雪/沙/扬尘/水雾。			✓	✓	✓
9.h	高于周围的着陆地点/尖顶/山脊。		✓	✓	✓	✓
9.i	直升机起降甲板（船舶）/钻井平台。			✓	✓	✓
9.j	从目视进近。		✓	✓	✓	✓
9.k	从仪表进近到最低限度，之后进行第五边目视进近。	✓	✓	✓	✓	✓
9.l	从自转。			✓	✓	✓
9.m	反扭矩/方向操纵故障。			✓	✓	✓
9.n	其他。					

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
9.o	A 类运行（对于所有审定剖面（1 级性能/2 级性能））。					
9.o.1	在着陆决断点之前发动机失效时着陆。		✓	✓	✓	✓
9.o.2	在着陆决断点或之后发动机失效时着陆。		✓	✓	✓	✓
10	**发动机关车和停机。**					
10.a	发动机和系统运行。	✓	✓	✓	✓	✓
10.b	停留刹车操作。	✓	✓	✓	✓	✓
10.c	旋翼断开和减速。	✓	✓	✓	✓	✓
10.d	旋翼刹车操作。	✓	✓	✓	✓	✓
10.e	紧急后送。	✓	✓	✓	✓	✓
10.f	其他。					
11	**任何飞行阶段。**					
11.a	直升机和动力装置系统运行（在适当时），包括相关的非正常和紧急程序。					
11.a.1	空调和通风系统。			✓	✓	✓
11.a.2	自动驾驶仪和飞行指引仪。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.3	稳定性和操纵性增强系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.4	通信。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.5	电气系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.6	火情和烟雾探测与扑灭系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.7	飞行操纵装置。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.8	飞行控制计算机。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.9	安定器/稳定器。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.10	燃料和滑油系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.11	液压系统。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
11.a.12	除冰/防冰系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.13	起落架，包括起落架操作时间和浮筒的展开。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.14	照明（内部和外部）。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.15	氧气系统。			✓	✓	✓
11.a.16	气源系统	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.17	辅助发动机/辅助动力装置（APU）。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.18	发动机。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.19	传输系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.20	旋翼系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.21	用于气象避让、近海运行和进近的机载雷达（机载雷达进近）。			✓	✓	✓
11.a.22	地形提示警告系统和机载防撞系统（如直升机地形提示和警告系统、增强型近地警告系统、近地警告系统、空中交通防撞系统）。			✓	✓	✓
11.a.23	飞行数据显示系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.24	飞行仪表系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.25	飞行管理系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.26	平视显示器（包括增强型飞行视景系统，如适当）。		✓	✓	✓	✓
11.a.27	导航系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.28	风切变避让设备。			✓	✓	✓
11.a.29	电子飞行包。		✓	✓	✓	✓
11.a.30	自动检查单（正常、非正常和紧急程序）。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.31	语音激活系统。	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.32	其他。					

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
11.b	空中和其他各种程序。					
11.b.1	等待。	✓	✓	✓	✓	✓
11.b.2	空中危险避让（交通、天气，包括与视景的关联性）。			✓	✓	✓
11.b.3	与旋翼轴碰撞。		✓	✓	✓	✓
11.b.4	无意中进入仪表气象条件。		✓	✓	✓	✓
11.b.5	从异常姿态改出。	✓	✓	✓	✓	✓
11.b.6	遇到风切变/微暴流。					✓
11.b.7	机载气象雷达。			✓	✓	✓
11.b.8	发动机失效——重新起动。			✓	✓	✓
11.b.9	高高度运行。			✓	✓	✓
11.b.10	刹车和轮胎失灵。			✓	✓	✓
11.b.11	其他。					
11.c	主矩阵中的故障（见第 I 部分附录 C 第 1.1 段）。					
11.c.1	增稳系统在飞行中发生故障。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.2	自动驾驶仪在飞行中发生故障。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.3	发动机在地面上或悬停时失火。			✓	✓	✓
11.c.4	发动机在向前飞行时失火。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.5	发动机发生故障。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.6	机身在地面上或悬停时失火。			✓	✓	✓
11.c.7	机身在向前飞行时失火和冒烟。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.8	发动机在临界决断点/中断起飞前失效。		✓	✓	✓	✓
11.c.9	发动机在临界决断点之后失效（多发）		✓	✓	✓	✓
11.c.10	在单发失效的情况下进行仪表进近和复飞。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.11	在单发失效的情况下进行仪表进近和着陆。			✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
11.c.12	自转至发动机停车着陆。				✓	✓
11.c.13	在一定高度初发涡环状态/主旋翼涡环状态。			✓	✓	✓
11.c.14	在进近时初发涡环状态/主旋翼涡环状态。			✓	✓	✓
11.c.15	从异常姿态改出。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.16	悬停时主减速器/中减速器/尾减速器芯片检测仪/油压警告。		✓	✓	✓	✓
11.c.17	向前飞行时主减速器/中减速器/尾减速器芯片检测仪/油压警告	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.18	悬停时液压失效。			✓	✓	✓
11.c.19	向前飞行时液压失效。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.20	液压作动筒停止工作（伺服系统透明效应）	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.21	仪表/指示失效（目视飞行规则）。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.22	仪表/指示失效（仪表飞行规则）。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.23	直流电系统失效。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.24	交流电系统失效。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.25	电池失效。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.26	电气设备全部失效。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.27	燃油传输失效。			✓	✓	✓
11.c.28	燃油供给发生故障。			✓	✓	✓
11.c.29	起落架发生故障。			✓	✓	✓
11.c.30	尾桨失效。			✓	✓	✓
11.c.31	悬停时尾桨驱动装置失效。			✓	✓	✓
11.c.32	向前飞行时尾桨驱动装置失效。				✓	✓
11.c.33	悬停时尾桨操纵装置失效。			✓	✓	✓
11.c.34	向前飞行时尾桨操纵装置失效				✓	✓
11.c.35	交联操纵装置发生故障。			✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
11.c.36	非交联操纵装置发生故障。			✓	✓	✓
11.c.37	动态侧滚。			✓	✓	✓
11.c.38	剧烈振动。			✓	✓	✓
11.c.39	地面共振。				✓	✓
11.c.40	后行桨叶失速。				✓	✓
11.c.41	旋翼和机身结冰。				✓	✓
11.c.42	发动机结冰。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.43	防冰系统失效。	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.44	水上迫降。			✓	✓	✓
11.c.45	全权数字式发动机控制系统失效。				✓	✓
11.c.46	其他。					
12	**视景系统。** 本节旨在描述由运营人提供的所模拟的直升机类型使用的真实或虚拟机场和其他着陆区模型，以便在完成本附录所述的功能和主观测试时使用。真实模型还应是训练大纲中经常用到的机场和着陆区。但是，如果模拟设备类型要求允许，运营人可以选择在设备初始鉴定期间使用演示模型，其既不需要完全是最新的，也不需要复制任何特定机场（虚拟机场）。 不需要在一个单独的机场/着陆区场景中找到本节所述的所有要素。但是，在将下文描述的所需机场/着陆区模型组合在一起时，应找到本节所述的所有要素。 在定期鉴定中，国家航空局可以选择运营人训练大纲中使用的任何视景来完成功能和主观测试，前提是所模拟的这些视景具有所要求的特性。					
12.a	**功能测试内容要求。** 下面是对机场/着陆区模型内容提出的最低要求，用于满足视景能力测试要求并为完成本附录所描述的全部功能和主观测试提供适当的视景提示。鼓励飞行模拟训练设备运营人将下面描述的模型内容用于功能和主观测试。 注：此处使用的“着陆区”一词包括经准备的（如机场的直升机起降场地、钻井平台、医院）和未经准备的（如限定区域、尖顶、斜坡）的直升机运行区域。					

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.a.1	机场/着陆区场景。					
12.a.1.a	最少有四（4）个真实机场/着陆区模型。真实模型要同用于直升机运行的公布数据保持一致，并且能够展示下面的全部视景系统特性。每一模型应得到运营人所属国家航空局的认可，并可从教员操作台选择。					
12.a.1.a.1	至少一（1）个特定机场。			✓	✓	✓
12.a.1.a.2	至少一（1）个位于大大高于周边结构物或地形的平面的直升机着陆区（如建筑物屋顶、海上钻井平台等）。			✓	✓	✓
12.a.1.a.3	至少一（1）个符合限制着陆区定义的直升机着陆区。			✓	✓	✓
12.a.1.a.4	至少一（1）个位于坡度至少为 2.5°的倾斜面的直升机着陆区。			✓	✓	✓
12.a.1.b	至少一（1）个有代表性的机场模型和一（1）个直升机着陆区。这些模型应得到运营人所属国家航空局的认可，并可从教员操作台选择。 注：真实模型要同用于直升机运行的公布数据保持一致。		✓			
12.a.1.c	至少一（1）个通用机场/直升机场模型。该模型应得到运营人所属国家航空局的认可，并可从教员操作台选择。 注：真实模型要同用于直升机运行的公布数据保持一致。	✓				
12.a.2	视景的逼真度。					
12.a.2.a	视景应准确地体现训练大纲使用的机场/着陆区的各个部分及其周边情况。视景提示应使飞行机组成员能够对直升机起飞、低高度/低空速机动飞行、进近、悬停和着陆期间的高度变化率、离地高度、平移位移和速率进行评定。			✓	✓	✓
12.a.2.b	视景的逼真度和视景提示应足以使飞行机组成员： • 用视觉辨识机场/着陆区； • 确定所模拟直升机的位置； • 成功完成起飞、进近和着陆；和 • 在地面上或在悬停/空中滑行中围绕机场/着陆区做必要的机动操作。 视景提示有效性应使飞行机组人员能够对直升机起飞和着陆期间的高度变化率、平移位移和速率进行评定。		✓			

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.a.2.c	视景的场景内容足以使飞行机组成员成功完成起飞、进近和着陆。	✓				
12.a.2.d	对于转场飞行，场景的地面细节足以使飞行机组成员能够按照训练大纲的要求，利用适当的比例尺图，在以平均巡航速度飞行30分钟的航段长度内在典型的高度上进行目视导航。		✓	✓	✓	✓
12.a.3	着陆区、跑道和滑行道。					
12.a.3.a	着陆区、机场跑道和滑行道。			✓	✓	✓
12.a.3.b	具有代表性的着陆区、机场跑道和滑行道。		✓			
12.a.3.c	通用的着陆区、跑道和滑行道。	✓				
12.a.4	如果适用于该机场，同时显示两条平行跑道和一条交叉跑道；至少应有两条跑道能够同时照明。			✓	✓	✓
12.a.5	应模拟直升机着陆区和跑道入口标高和位置，以便与直升机系统关联（如：平视显示器、全球定位系统、罗盘、高度计）。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.6	着陆区、跑道、滑行道和停机坪区域的坡度不应造成干扰或不真实效应，包括驾驶员眼点高度变化。		✓	✓	✓	✓
12.a.7	直升机着陆区的表面、标志和照明。					
12.a.7.a	每个直升机着陆区的表面应视情况包括下述各项：					
12.a.7.a.1	标准直升机场识别标志（“H”和地点），在适当之处有其他特定标志，如医院的直升机起降场地、瞄准点和瞄准环（如适当），这些标志应有适当的尺寸、颜色和方向。		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.2	接地和升空区。		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.3	第五边进近和起飞区指定标记（如适当）（包括设计尺寸、“D”值、重量限制等（如适当））。		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.4	安全区、无障碍物扇区和障碍物限制扇区（如适当）。		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.5	标志（如适用于所用的模型）。		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.6	给出适当风向提示的风向袋。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.a.7.b	有适当颜色的直升机着陆区照明，包括如下：					
12.a.7.b.1	着陆方向。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.2	突出地面的和不突出地面的第五边进近和起飞区照明、接地和升空区周界照明及泛光照明。		✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.3	风向袋照明。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.4	目视进近辅助设备。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.5	有适当颜色的进近照明。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.c	滑行道和活动区以及与直升机着陆区相关的标记：					
12.a.7.c.1	滑行道/滑行路线。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.c.2	停机坪。		✓	✓	✓	✓
12.a.7.d	与每一直升机起降场地相关的具有适当颜色、方向、特性和间隔的滑行道照明：					
12.a.7.d.1	滑行道/滑行路线。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.d.2	停机坪。		✓	✓	✓	✓
12.a.8	机场表面、标记和照明。					
12.a.8.a	每条“使用中”的跑道道面和标记应视情况包括如下述各项：					
12.a.8.a.1	入口标记。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.2	跑道编号。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.3	接地区标记。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.4	固定距离标记。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.5	边缘标记。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.6	中线标记。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.7	剩余距离标志。			✓	✓	✓
12.a.8.a.8	相交跑道和滑行道标志。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.a.8.a.9	给出适当风向提示的风向袋。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b	用于“使用中”的跑道的具有适当颜色的照明应包括下述各项：					
12.a.8.b.1	入口界灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.2	边灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.3	端点灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.4	中线灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.5	接地区灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.6	脱离道灯。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.7	该跑道的适当目视着陆辅助装置。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.8	该跑道的适当进近照明系统。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.9	风向袋照明。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.c	与每条“使用中”的跑道相关的滑行道道面和标记：					
12.a.8.c.1	边线标记。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.2	中线标记。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.3	跑道等待位置标记。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.4	仪表着陆系统临界区标记。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.5	作为最低要求，从一个指定停机位滑行至一条指定跑道然后在该指定跑道着陆后返回至一个指定停机位的所有滑行道标记、照明和标志；还应演示一条用于授权在低能见度条件下运行的低能见度滑行路线（如：地面移动引导控制系统、引导车、昼间滑行灯）。指定跑道和滑行道路线应与在低能见度条件下运行的机场保持一致。		✓	✓	✓	✓
12.a.8.d	具有适当颜色、方向、特性和间隔的滑行道照明（与每一条“使用中”的跑道相关）：					
12.a.8.d.1	边灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.d.2	中线灯。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.a.8.d.3	跑道等待位置和仪表着陆系统临界区灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.9	所要求的视景模型与机场和着陆区环境模拟其他方面的相关性。					
12.a.9.a	机场或直升机着陆区模型应与“使用中”的跑道或直升机着陆区上的运行相关的导航辅助装置适当保持一致。	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.9.b	跑道或直升机着陆区污染物的模拟应与所显示的跑道道面和照明相关联。		✓	✓	✓	✓
12.a.10	机场和直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。					
12.a.10.a	建筑物、结构和照明：					
12.a.10.a.1	机场或直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。			✓	✓	✓
12.a.10.a.2	具有代表性的机场或直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。		✓			
12.a.10.a.3	通用的机场或直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。	✓				
12.a.10.b	具有代表性的移动和静态的杂乱现象（如：其他直升机和飞机、动力车、拖车、油料车）。		✓	✓	✓	✓
12.a.10.c	停机坪标记（如：危险标记、引导线）、照明和信号员。			✓	✓	✓
12.a.11	地形和障碍物。					
12.a.11.a	参考机场或直升机着陆区46千米（25 海里）之内的地形和障碍物，且所模拟区域应具有适当颜色和纹理。其中包括有充足数量、适当尺寸和视角的地面物体。			✓	✓	✓
12.a.11.b	对参考机场或着陆区18.5千米（10海里）之内的地形和障碍物进行具有代表性的描绘并具有颜色和纹理（如适当）。		✓			
12.a.11.c	对参考机场或着陆区9.25千米（5 海里）之内的地形地貌进行的描绘。面积有限的平坦区域是可接受的。	✓				
12.a.11.d	一般地形特征：1 500米（5 000英尺）以下的视景，具有足够的地形特征，以便能够根据适当航图（绘图比例尺通常为1:500 000，1:250 000，1:100 000）仅参考目视参照物进行导航。应适当体现地形轮廓。			✓	✓	✓
12.a.11.e	紧邻着陆区的建筑物、树木或其他垂直障碍物。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.a.11.f	紧邻着陆区的悬空电线。		✓	✓	✓	✓
12.a.12	重要的、可识别的自然和人工地貌特征和移动空中交通。					
12.a.12.a	参考机场或直升机着陆区46千米（25海里）之内的重要的、可识别的自然和人工地貌特征。。 注：指驾驶员通常用于飞行定位的自然和人工地貌特征。那些不准备用于着陆的偏僻机场仅需提供跑道方向的合理模拟。			✓	✓	✓
12.a.12.b	参考机场或直升机着陆区18.5千米（10海里）之内的具有代表性的重要的、可识别的自然和人工地貌特征的描述。 注：指驾驶员通常用于飞行定位的自然和人工地貌特征。那些不准备用于着陆的偏僻机场仅需提供跑道方向的合理模拟。		✓			
12.a.12.c	具有代表性的移动空中交通（包括显示空中危险（如可能发生碰撞的航道上的空中交通）的能力）。		✓	✓	✓	✓
12.b	视景场景管理。					
12.b.1	用于任何进近的所有着陆区和机场跑道、进近和滑行道照明，以及人工地貌特征照明的强度，都应能设置在六（6）个不同的强度（0到5）上；所有的视景光点都应根据飞行模拟训练设备设定的环境条件适当地逐渐进入视野。		✓	✓	✓	✓
12.b.2	用于任何进近的机场跑道、进近和滑行道照明、直升机着陆区进近照明和人工地貌特征照明的强度，都应设置在训练中能见度设置所用到的典型强度上；所有的视景光点都应适当地逐渐进入视野。	✓				
12.b.3	应真实复现计划着陆跑道上的频闪灯、进近灯、跑道边灯、目视着陆辅助设备、跑道中线灯、入口灯和接地区灯的方向以及接地和升空区或第五边进近和起飞区灯的方向。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.c	视景特征识别。 注：下面是应该看见着陆区和跑道特征的最小距离。距离是在所模拟的合适气象条件下从跑道入口或直升机着陆区至直升机对正跑道或直升机着陆区的3°下滑道延长线上测量的。对于盘旋进近，下面的所有测试同时适用于初始进近所用跑道和打算着陆的跑道。					
12.c.1	直升机着陆区：					
12.c.1.a	相距 4.8 千米（3 英里）的直升机场标志、频闪灯、进近灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.b	穿越进近角度最多 12 度的目视进近辅助灯（如直升机进近航道指示器）。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.c	相距 3.2 千米（2 英里）的滑行道标志。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.d	夜间或黄昏和黎明场景着陆灯范围之内的标记。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.e	昼间视景的道面分辨率测试所要求的标志。		✓	✓	✓	✓
12.c.1.f	相距 1.6 千米（1 英里）的着陆方向灯和突出地面的第五边进近和起飞区灯。		✓	✓	✓	✓
12.c.1.g	相距 800 米（0.5 英里）的不突出地面的第五边进近和起飞区灯、接地和升空区灯和有照明的风向袋。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.h	接地和升空区的悬停滑行道照明（黄色/蓝色/黄色筒灯）。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2	跑道：					
12.c.2.a	距离跑道入口8千米（5英里）的跑道标志、频闪灯、进近灯和白色跑道边灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2.b	距离跑道入口 8 千米（5 英里）的目视进近辅助灯（目视进近坡度指示系统、精密进近航道指示器系统等）。			✓	✓	✓
12.c.2.c	距离跑道入口 4.8 千米（5 英里）的目视进近辅助灯（目视进近坡度指示系统、精密进近航道指示器系统等）。	✓	✓			
12.c.2.d	相距 4.8 千米（3 英里）的跑道中线灯和滑行道标志。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2.e	相距 3.2 千米（2 英里）的入口灯和接地区灯。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2.f	夜间或黄昏和黎明视景着陆灯范围之内的跑道标志。	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2.g	昼间视景的道面分辨率测试所要求的跑道标志。		✓	✓	✓	✓
12.c.2.h	对于盘旋进近，计划着陆的跑道和相关照明应以不造成干扰的方式逐渐进入视野。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.d	在下述条件下可选择的机场视景能力：					
12.d.1	夜间。	✓	✓	✓	✓	✓
12.d.2	黄昏或黎明。	✓	✓	✓	✓	✓
12.d.3	昼间。	✓	✓	✓	✓	✓
12.d.4	动态效应 — 呈现多个地面和空中危险的能力，例如，一架飞机或另一架直升机穿越使用中的跑道或汇入空中交通，直升机在最后进近着陆时补给船在钻井平台附近等；这些危险应可以通过教员操作台的控制装置进行选择。		✓	✓	✓	✓
12.d.5	错觉 — 表现已知会导致着陆错觉的具有代表性物理关系的可用视景，例如，缩短的跑道、在水上的着陆进近、上坡或下坡的跑道、进近航径上的隆起地形，以及独特的地形特征等。 注：错觉可以在一个通用机场或一个特定机场演示。			✓	✓	✓
12.e	同直升机和相关设备的关联。					
12.e.1	视景系统与空气动力编程的兼容性。	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.2	与实际直升机响应相关的视景提示。	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.3	能够对着陆期间下沉率和景深感进行评定的视景提示。		✓	✓	✓	✓
12.e.4	对与直升机姿态相关的环境进行精确描绘。	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.5	视景应与集成的直升机系统（如适当）相关联（如：地形、交通和天气避让系统，以及平视显示器/增强型飞行视景系统等）。					
12.e.5.a	气象雷达回波应与视景相关联。	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.5.b	近海运行（机载雷达进近）所使用的雷达设备应提供与视景相关联的适当的回波模拟。		✓	✓	✓	✓
12.e.5.c	地形提示和警告系统（直升机地形提示和警告系统、增强型近地警告系统、近地警告系统）应与视景相关联。		✓	✓	✓	✓
12.e.5.d	空中防撞系统（如空中交通防撞系统）应与视景相关联。		✓	✓	✓	✓
12.e.6	应提供除雨设备效应（如启用后雨水散焦效应减小）。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.e.7	应提供每个可见的、本机的、直升机外部的灯具的视觉效应——滑行、着陆和探照灯凸起物，包括可独立工作的。	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.8	旋翼桨叶和桨尖轨迹的动态视景体现，包括旋翼起动和停转效应以及根据驾驶员的操纵输入确定的旋翼桨盘方向。		✓	✓	✓	✓
12.e.9	根据驾驶员的操纵输入确定的旋翼桨尖轨迹平面和方向的视景体现。	✓				
12.e.10	视景系统应根据直升机几何形状，提供适当的高度和3-D物体碰撞探测反馈，以支持训练。	✓	✓	✓	✓	✓
12.f	视景质量。					
12.f.1	量化。					
12.f.1.a	表面和纹理提示应该没有明显的量化现象（混淆现象）。			✓	✓	✓
12.f.1.b	表面和纹理提示应该不会产生分散注意力的量化现象（混淆现象）。	✓	✓			
12.f.2	系统能够描绘全色的真实纹理提示。		✓	✓	✓	✓
12.f.3	系统光点应没有分散注意力的抖动、散斑或条纹。	✓	✓	✓	✓	✓
12.f.4	系统能够提供模拟雨的焦点效应。		✓	✓	✓	✓
12.f.5	系统能够提供光点透视排列。		✓	✓	✓	✓
12.f.6	在运行场景中在系统的每一个通道演示遮挡效果。	✓	✓	✓	✓	✓
12.g	环境效应。					
12.g.1	显示的场景应与适当的地面污染物相对应，并且应包括湿跑道引起的跑道灯光反射，部分是雪造成的朦胧光线，或适当的替代效应。		✓	✓	✓	✓
12.g.2	特殊天气表现，包括在机场或着陆区地面上空600米（2 000 英尺）或600米（2 000英尺）以下高度和距机场16千米（10英里）半径之内，起飞、进近和着陆过程中雷暴附近轻度、中度和重度降雨的声音、运动和视觉效应。		✓	✓	✓	✓
12.g.3	一个带雪景的机场或着陆区（如果与运营人的运行区域相适合），其中包括地面雪和雪覆盖的地面。		✓	✓	✓	✓
12.g.4	应提供云中效应，如：变化的云密度、速度提示和环境变化。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
12.g.5	表现为少云、散云、碎云和阴云密布等条件的多云层效应，这些条件造成地面场景部分或全部被遮挡。		✓	✓	✓	✓
12.g.6	具有可调节云底、云顶的、完全遮挡地面场景的云层效应。	✓				
12.g.7	环境能见度/跑道视程的逐步出现，具体确定为上至各个云底或云顶的10%，6.1米（20英尺）≤ 过渡层≤ 61米（200英尺）；应该在机场或直升机着陆区上空600米（2 000英尺）与600米（2 000英尺）以下高度和距该机场或直升机着陆区16千米（10英里）半径之内检查云的效应。当离开云层达到教员操作台界定的云底或云顶时，过渡效应应完整，当进入到云层时，过渡效应应开始，即：过渡效应应发生在教员操作台界定的云层之内。		✓	✓	✓	✓
12.g.8	以距离测量的能见度和跑道视程。应在机场或直升机着陆区上空600米（2 000英尺）高度和600米（2 000英尺）以下和距机场或直升机着陆区16千米（10英里）半径之内检查能见度/跑道视程。	✓	✓	✓	✓	✓
12.g.9	体现各种跑道视程效应的块状雾（有时指局部有雾的跑道视程）。最低的跑道视程应该为教员操作台上选择的最低跑道视程，即：变化率仅大于教员操作台跑道视程。			✓	✓	✓
12.g.10	因雾使机场或直升机着陆区灯光产生的如光晕和散焦效应。		✓	✓	✓	✓
12.g.11	自身照明产生的减弱能见度的效应，如：反射眩光，包括着陆灯、探照灯、频闪灯和信标灯。		✓	✓	✓	✓
12.g.12	应该能够从教员操作台选择风提示，以提供干跑道或滑行道或着陆区上的吹雪或吹沙效应。			✓	✓	✓
12.g.13	自身下洗气流对地面产生的效应（如：草地、尘土、水）。		✓	✓	✓	✓
12.g.14	本直升机旋翼下洗气流在各类表面（如雪、沙、水和草）上产生的“乳白天空”或“灯光暗淡”环流效应，包括从距离地面大约0.5倍旋翼直径的高度能见度开始降低的效应。		✓	✓	✓	✓
12.g.15	应在三维海洋模型上模拟涌浪和风的效应，包括风的路径；0-6级的海况。海洋上的船舶和其他移动船只应与海况相符合。		✓	✓	✓	✓
12.g.16	限定区域内树木摇动的效应。			✓	✓	✓
12.g.17	降雨、降冰雹和降雪的效应。		✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
13	**运动和振动效应。** 要求具有下述具体的运动和振动效应，以表明飞行机组成员应看清某活动或情况的入口位置。在下述情况适用时，飞行模拟训练设备俯仰、侧向载荷和方向控制特性以及振动特点应能代表所模拟的直升机。					
13.a	滑行效应，如转向和刹车输入产生的侧向、方向和纵向提示。				✓	✓
13.b	跑道隆隆声、液压减震支柱变形、地速、跑道不平、跑道中线灯、弄污的跑道和滑行道特性产生的效应。 程序：将直升机设定到预设起飞位置，在光滑跑道上以各种速度滑行，并注意模拟跑道隆隆声效应的一般特性。在跑道粗糙度50%和最大粗糙度的条件下重复此机动运行。注意在地面速度和跑道粗糙度影响下的相关运动振动。以不同滑行速度在滑行道上进行类似测试。 上述测试的相关运动效应还应包括对在中线灯上方滚转、不平跑道道面的不连续性、各种跑道特性等产生的效应的评定。 如果时间允许，还可选择不同的总重量，因为根据直升机类型的不同，这可能也对相关的振动有影响。				✓	✓
13.c	滑橇式起落架的摩擦阻力。 程序：进行滑跑着陆或滑跑起飞，并注意因在道面上拖拽滑橇引起的机身振动（而不是旋翼振动）速度的变化（增加或减小）。该振动将随着地面速度降低而减小。	✓	✓	✓	✓	✓
13.d	平移升力效应（包括横流效应）。 程序：从稳定的有地面效应（IGE）的悬停开始前飞加速。当通过有效平移升力范围时，显著效应将包括某些直升机可能机头上仰，爬升率提高，以及振动水平暂时提高（在某些情况下这种振动可能明显）。在减速通过相应速度范围时，将再次经历这一效应。在减速过程中，俯仰和爬升率将有相反的效应，但振动水平将有类似的暂时提高。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
13.e	与起落架相关的颠簸和抖振。 程序：进行正常起飞，应特别关注离地后因最大液压减震支柱外延出现的可察觉到的颠簸。当起落架放下或收上时，在起落架锁定位置时，可感觉到运动颠簸。 操作起落架。检验所经历的抖振的运动提示是否代表了真实直升机。				✓	✓
13.f	旋翼桨叶错轨迹和/或失去平衡的状态，包括结冰的情况。 程序：从教员操作台选择故障或情况。正常起动发动机，检查旋翼桨叶错轨迹状态的非正常振动，以及失去平衡状态的非正常振动。 该测试不需要在飞行中进行。对于每一状态，应该在主旋翼旋转周期P倒转的频率范围内识别桨叶错轨迹和失去平衡状态的非正常振动，即由桨叶错轨迹状态造成的垂直振动的1/P，由失去平衡状态造成的横向振动的1/P。	✓	✓	✓	✓	✓
13.g	适用于直升机的动态减震器或类似系统（如适当）失效（如下垂限动或静态限动）。 程序：在旋翼啮合的任何时间都可完成该测试。在教员操作台选择相关失效，注意振动的适当增强，并检验振动强度和频率是否随着每分钟转速的提高而增大，振动强度是否随着总距杆应用的增加而增大。			✓	✓	✓
13.h	尾桨驱动失效/振动。 程序：在发动机转动和旋翼啮合后，选择失效，并注意中频振动的立即增强。 尾桨在中频范围内运转，中频范围通常通过尾桨齿轮箱比率乘以主桨每分钟转速进行估算。失效可通过该频率范围内振动的增加来识别。振动也可通过踏板进行传导。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
13.i	接地造成的具有代表性的提示。 程序：以各种下降速度从悬停和滑跑状态进行数次接地。检验每一下降率和速度的接地颠簸的运动提示是否代表了真实的直升机。				✓	✓
13.j	轮胎失效。 程序：模拟轮胎失效，并注意偏航、运动、振动和声音效应。 驾驶员可以发现在同一侧所选择的多个轮胎失效时出现的一定程度的偏航。出现这种情况时需要使用踏板，以保持对直升机的控制。对于某些直升机类型，单个轮胎失效可能无法被驾驶员觉察到，并且可能不会产生任何特殊的运动效应。声音或振动可能与失压的实际轮胎相关。				✓	✓
13.k	发动机故障和发动机损坏效应。 程序：特定飞行模拟训练设备故障界定文件中所述的发动机故障的特点，必须说明驾驶员感受到的特殊的运动效应。注意随着故障性质的不同而变化的相关发动机仪表，同时注意机身振动效应的复现。 注：运动效应适用于 IV 类和 V 类设备。	✓	✓	✓	✓	✓
13.l	机尾擦地。 程序：可通过直升机在快速停车或自转着陆时是否抬前轮过高来检查机尾擦地。还可通过悬停时快速向后拉驾驶杆来检查是否发生这种情况。机尾防护装置触地颠簸的运动效应应该首先感觉到。机头朝下下俯力矩在擦地之后有可能察觉到。。				✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
13.m	涡环状态（主旋翼涡环状态）。 程序：具体程序可能因不同直升机而不同，可能会由直升机制造商或其他主题专家规定。但下列信息可作为说明之用。开始机动飞行，将功率降至盘旋功率以下，以便垂直或接近垂直下降，使得下沉率增加至1.5米/秒（300英尺/分钟）或更多（实际下沉率数值将取决于所模拟的直升机类型）。调整姿态，以获得低于10海里/小时的空速。航空器在进入涡环状态时将会振动。 在初始阶段（此时可获得大量剩余功率时），大量总距俯仰可能会阻止快速下降。如果操作粗心或过迟，总距的增加会使情况更遭，导致更多湍流，下降率提高和振动水平增加。 对于单桨直升机，可通过应用驾驶杆以增加空速并阻止诱导流和/或通过降低总距（在高度允许的情况下）来完成改出。通常，提高空速是首选方法，因为损失的高度较少。 对于纵列式直升机，前后驾驶杆输入会使情况更加严重。通过降低推力（在高度允许的情况下）以及应用横向驾驶杆输入或踏板输入以阻止诱导气流，驾驶员可完成改出。			✓	✓	✓
13.n	后行桨叶失速。 程序：具体程序可能因不同直升机而不同，可能会由直升机制造商或其他主题专家规定。但下列信息可用作说明：开始机动飞行，提高向前飞行空速；可通过低频率振动、机头上仰和朝后行桨叶方向滚转来识别效应。重量大、旋翼每分钟转速低、密度高度高、湍流或大坡度急转弯都有助于造成在以高空速向前飞行的情况下的后行桨叶失速。 从后行桨叶失速状态的正确改出需要首先降低总距，这会减少桨盘载荷。然后可使用后驾驶杆使直升机放慢飞行速度。				✓	✓
13.o	高速振动。			✓	✓	✓
13.p	大气干扰造成的抖振。				✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
13.q	其他。					
14	**声音系统** 注：应在运动和振动系统接通时进行检查。					
14.a	降水。			✓	✓	✓
14.b	除雨设备要求（如雨刷）。			✓	✓	✓
14.c	正常运行中驾驶员可感觉到的主要直升机噪声，例如发动机、传动系统、旋翼或其他来源发出的噪声，且其噪声等级与直升机上所能听到的噪声等级不相上下。声音方向性应具有代表性。			✓	✓	✓
14.d	主要的直升机驾驶舱声音，以及驾驶员的动作引起的声音。	✓	✓	✓	✓	✓
14.e	与非正常运行相关的声音提示，包括但不限于发动机、旋翼、传动系统故障，起落架/轮胎失效，机尾防护装置/尾橇/滑橇擦地。	✓	✓	✓	✓	✓
14.f	直升机超过极限着陆或以异常姿态着陆时的坠机声。	✓	✓	✓	✓	✓
15	**特殊效应。**					
15.a	机身、发动机和旋翼结冰的效应。 程序：飞行模拟训练设备处于升空状态、光洁构型、标称高度和巡航空速、自动驾驶仪接通、发动机和机翼防冰/除冰系统关闭，以允许对飞行模拟训练设备和系统响应进行监控的速度激活结冰条件。结冰的识别特点将包括总重量增加、保持水平飞行所需的功率增加、空速减缓、飞行模拟训练设备俯仰姿态改变、发动机性能指标改变（并非因为空速改变），以及皮脱/静压系统数据改变，或者出现旋翼桨叶错轨迹或失衡的征兆。分别启动加热、防冰或除冰系统。识别特点将包括这些系统产生的适当效应，最终使所模拟的直升机恢复正常飞行。				✓	✓
15.b	气流模式及其各自与大型结构物产生的相关效应，如建筑物和钻井、限定区域、包括分界线的尖顶等。			✓	✓	✓
15.c	特定训练大纲可能要求的特殊大气效应，如北冰洋蒸汽雾、山风、山地效应（旋翼、分界线等）、钻井排气湍流、尾流涡系以及来自其他航空器引起的下洗气流效应。			✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
16	**空中交通管制（ATC）系统。** 注：下述所有功能可由教员直接执行，或利用空中交通管制环境模拟系统的特性通过教员操作台进行编程。					
16.a	自动天气报告。	✓	✓	✓	✓	✓
16.b	共线（背景闲聊声）。					✓
16.c	用语。					✓
16.d	飞行阶段具体空中交通管制频率识别。					✓
16.e	教员对该系统的超控。	✓	✓	✓	✓	✓
16.f	其他。					
17	**教员操作台。**					
17.a	重新定位。 注：在该位置上适宜的速度和构型应该匹配。					
17.a.1	停机地点。	✓	✓	✓	✓	✓
17.a.2	起飞位置。	✓	✓	✓	✓	✓
17.a.3	进近位置（至少位于离跑道入口或直升机着陆区1.8公里、5.5公里、9.3公里（1海里、3海里、5 海里）的三个距离上）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.a.4	高出平面位置（建筑物屋顶、海上钻井平台等）。			✓	✓	✓
17.a.5	限制着陆区。			✓	✓	✓
17.a.6	斜坡上。			✓	✓	✓
17.a.7	其他。					
17.b	重置。					
17.b.1	系统。	✓	✓	✓	✓	✓
17.b.2	温度。	✓	✓	✓	✓	✓
17.b.3	液面和灭火剂。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
17.c	环境。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1	天气预设。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.a	CAVU（云高和能见度无限）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.b	CAVOK（云高和能见度良好）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.c	目视飞行规则。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.d	非精密进近最小值。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.e	精密进近最小值（一类、二类、增强型飞行视景系统最小值，视情况而定）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2	视景效应。					
17.c.2.a	时辰（昼间、黄昏或黎明、夜间）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.b	云（云底、云顶、云层、类型、密度）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.c	以公里/英里计的能见度。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.d	以米/英尺计的跑道视程。	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.e	特殊效应（降水、雷暴、吹雪、吹沙等）。		✓	✓	✓	✓
17.c.2.f	沙/尘/雪/水的下洗气流/环流效应的接通/断开。		✓	✓	✓	✓
17.c.2.g	海况条件（0-6）。		✓	✓	✓	✓
17.d	风速和风向。					
17.d.1	表面。	✓	✓	✓	✓	✓
17.d.2	中间层。		✓	✓	✓	✓
17.d.3	典型变化率。			✓	✓	✓
17.d.4	与航向和速度变化相关的阵风。	✓	✓	✓	✓	✓
17.d.5	湍流。	✓	✓	✓	✓	✓
17.e	温度——表面。	✓	✓	✓	✓	✓
17.f	大气压力（修正海平面气压高度、标准气压高度）	✓	✓	✓	✓	✓
17.g	机场/直升机场					

序号	功能和主观测试	类型				
		I	II	III	IV	V
17.g.1	包括使用中的跑道或着陆区的选择。	✓	✓	✓	✓	✓
17.g.2	机场/直升机场照明控制。	✓	✓	✓	✓	✓
17.g.3	机场/直升机场预设位置（起飞、进近、钻井平台，等）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.g.4	着陆表面条件（粗糙、光滑、结冰、湿，等）。		✓	✓	✓	✓
17.g.5	包括地面和空中交通的动态效应。		✓	✓	✓	✓
17.h	直升机构型（燃料、重量、重心，等（以英制单位和公制单位计））。					
17.h.1	总重量。	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.2	燃油装载。	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.3	有效载荷。	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.4	重心（使用与直升机类型适合的单位，如英寸、毫米）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.5	直升机系统状态/控制（如：快速导航系统（NAV）校直（惯性参考系统、全球定位系统、姿态和航向参考系统）及其他）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.6	地勤人员职能（地面电源，等）	✓	✓	✓	✓	✓
17.i	飞行管理系统 — 重装程序数据，除非所安装设备不支持。			✓	✓	✓
17.j	绘图和记录（起飞和进近）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.k	直升机故障（插入和清除）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.l	声音控制（接通、断开和调整；指示何时将声音级别设定在与批准的级别不同的数值上）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.m	运动系统（接通、断开和紧急停止）。				✓	✓
17.n	操纵载荷系统（接通、断开和紧急停止）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.o	振动系统（接通、断开和紧急停止）。	✓	✓	✓	✓	✓
17.p	模拟机主电源/紧急电源开关“断开”。	✓	✓	✓	✓	✓
17.q	观察员座位位置/调整系统和主动约束系统（针对运动的飞行模拟训练设备）。				✓	✓
17.r	教员/观察员和飞行机组成员之间的通信联系。	✓	✓	✓	✓	✓

序号	功能和主观测试	类型				
		I	**II**	**III**	**IV**	**V**
17.s	冻结/复位。	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.1	全模拟冻结。	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.2	飞行/问题冻结。	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.3	位置冻结。	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.4	燃油冻结。	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.5	地面速度控制。	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.6	标准大气复位。	✓	✓	✓	✓	✓

附录 D

Doc 9625 文件（飞行模拟训练设备鉴定标准手册）的未来更新

1. 引言

模拟技术和训练研究将继续发展。在本文件未来修订本公布之前的某个阶段，很可能会提出其他一些符合在此规定的标准的技术标准或解决方案。本附录详述了在考虑更新《飞行模拟训练设备鉴定标准手册》（MCQFSTD）之前应该遵循的流程。

2. 流程

2.1 在考虑采纳可替代标准或解决方案之前，相关建议至少必须包括下面 2.2 至 2.6 中列出的各项内容，以令相关国家航空局感到满意。

2.2 对技术建议的详细叙述，包括与相关标准或要求的现行遵守方法相比存在的差异和优势。

2.3 申请人向国家民航局令人满意地证明，该替代的标准或解决方案能达到至少等于现行手段提供的训练能力等级。应该包括已经达到现行训练和熟练性训练结果的证明。

2.4 将在飞行模拟训练设备评定和鉴定中使用的经修订的或附加的验证测试标准。

2.5 将在飞行模拟训练设备评定和鉴定中使用的经修订的或附加的功能和主观测试标准。

2.6 以技术建议，申请人的演示和上述修订或附加标准为基础，发布支持性规章指导文件。

2.7 将 2.2 至 2.6 所列各项内容递交给国际飞行模拟训练设备鉴定委员会（ICFQ）时，由国际飞行模拟训练设备鉴定委员会在确认国际训练界支持附加标准或解决方案之后，准备对 Doc 9625 号文件的更新。

3. 流程图

图 D-1 描述了考虑更新 Doc 9625 号文件（飞行模拟训练设备鉴定标准手册）时所需遵循的流程。

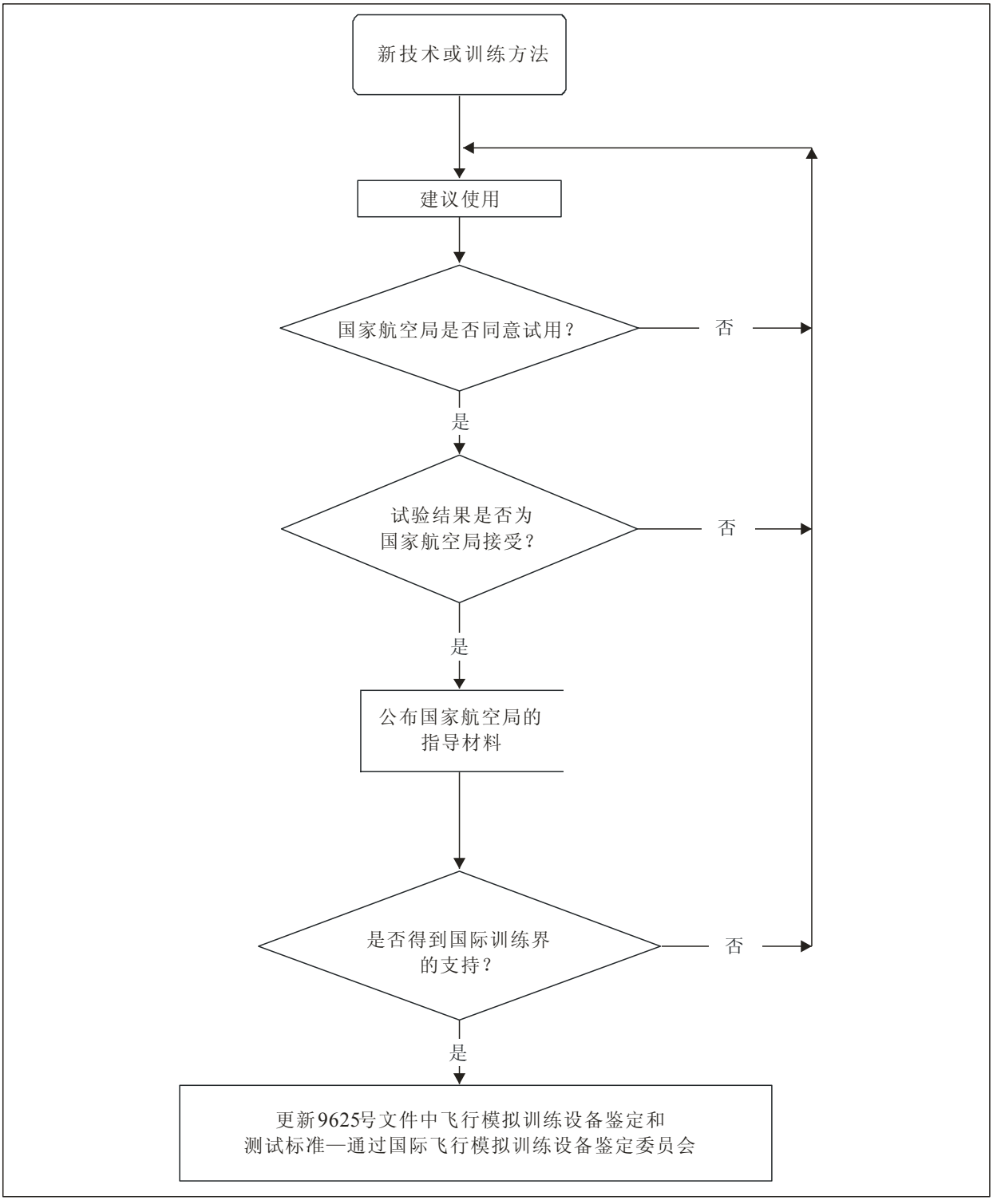


图 D-1 Doc 9625 号文件（《飞行模拟训练设备鉴定标准手册》）更新流程

附篇 A

新型直升机飞行模拟训练设备的鉴定

1.1　直升机制造商经过批准的性能、操纵品质、系统或电子设备的最终数据通常要等一架新型号或衍生型号的直升机投入使用之后才可以获得。为了最大限度减小相关风险，应尽一切努力尽快提供最终数据。但是，有必要采用由直升机制造商提供的初步数据对飞行模拟训练设备进行临时鉴定，这样就可以在首架直升机投入使用之前开始进行飞行机组训练。飞行机组训练情况应由国家航空局进行评估，国家航空局可以选择规定时间限制或其他限制，直至颁发最终的飞行模拟训练设备鉴定合格证。

1.2　考虑到事项发生的先后顺序和得到最终数据所需的时间，国家航空局可以先接受某些得到部分验证的直升机和系统初步数据和早期发布的（“红标”）航空电子设备数据，以便为其训练、型号审定和投入使用做出必要的计划安排。

1.3　飞行模拟训练设备鉴定应该基于批准的数据。然而，寻求根据初步数据进行鉴定的运营人，在得知需要做出特殊安排时，或者在了解到需要使用初步数据进行飞行模拟训练设备鉴定时，应尽快咨询国家航空局。直升机和飞行模拟训练设备制造商也应该意识到这些需求，并成为商定的数据计划和飞行模拟训练设备鉴定计划的参与方。这些计划应该包括定期召开会议，使各相关方了解项目现状。

1.4　获得国家航空局对初步数据的认可所应遵循的严格程序因情况的不同和直升机制造商的不同而有所不同。每一个直升机制造商的新型直升机开发和测试方案的设计要适合具体项目的需要，不得包含与另一个制造商的方案相同的步骤或步骤顺序，甚至同一制造商用于不同直升机的方案。因此，不可能有一成不变的初步数据的认可程序，但是可以有一个对不同需求的声明，并附有由飞行模拟训练设备运营人、直升机制造商、飞行模拟训练设备制造商和国家航空局一致同意的最终步骤顺序、数据源和验证程序。

注：有关飞行模拟训练设备建模和验证所需的由直升机制造商提供的数据说明，参见皇家航空学会文件《关于旋翼机综合训练设备设计和性能评估的数据包要求》（第一版，2004 年 4 月或修订版）。

1.5　应该保证初步数据是制造商对该直升机当前状态（原型或有预设系列号的直升机）的最佳体现。这种构型的当前状态应具有足够的先进性，完全可以代表未来系列的直升机，因此可用于驾驶员训练。如果预计在最终审定之前很快就可获得该直升机的基准构型审定，则该构型应作为临时鉴定的参考。这些从预测和初步技术导出的数据，应该至少通过以下这些现有资料的验证：

a)　制造商的工程技术报告。这类报告应说明所使用的预测方法，并且说明这一方法过去用于类似项目的成功实例。如，制造商可以说明将该方法用于某一早期直升机模型的情况，或者预测某一早期直升机模型的各种特征并且将该模型的结果同最终数据进行比较。这种演示应适用于最近似的直升机（例如属于同一系列或具有类似尺寸和旋翼技术）。

b) 初期试飞结果。这类数据通常来自直升机审定测试，并且应该最大限度地用于初期飞行模拟训练设备鉴定。某些通常在初期直升机审定中完成的关键测试应该包括在内，以验证直升机模拟模型，支持重要的驾驶员训练。其中包括需要驾驶员对发动机和传动系统失效以及自转下降至接地加以处理的情况。但是，这些可用的初期数据要取决于直升机制造商的试飞方案设计，并且可能在每一种情况下都不一样。但是，希望在直升机制造商的试飞方案中包含为生成飞行模拟训练设备鉴定初期试飞结果所采取的措施。

1.6 支持临时鉴定的初步数据的使用并非是无限期的。应在直升机首次“投入使用”之后尽早（通常是六个月内）或者按照国家航空局、飞行模拟训练设备运营人和直升机制造商商定的日期，提供直升机制造商的最终数据。申请使用初步数据进行临时鉴定时，飞行模拟训练设备运营人和国家航空局应就更新方案达成一致。通常会规定最终数据更新将在最终数据公布之后六个月期限内安装在飞行模拟训练设备上。

1.7 飞行模拟训练设备硬件和软件配置应尽可能同直升机的硬件和软件配置保持一致。直升机更新和飞行模拟训练设备更新之间的时间间隔应最小化。这可能会取决于更新规模和是否会影响到鉴定测试指南和驾驶员训练与检查。运营人和国家航空局之间应就直升机和飞行模拟训练设备配置之间的允许差异，以及对飞行模拟训练设备鉴定造成的影响达成一致。应该就整个鉴定过程的协议与飞行模拟训练设备制造商协商。

1.8 下面给出一个在制定临时鉴定计划中可能用到的设计数据和资料来源的示例。

1.8.1 该计划应包括可能基于试飞和工程技术模拟数据组合的鉴定测试指南的制定。对于从具体直升机试飞或其他飞行收集到的数据，为支持可接受的匹配证明（POM）所需进行的设计模型或数据变更应由直升机制造商生成。

1.8.2 为了确保这两组数据得到适当验证，直升机制造商应该将其模拟模型响应同试飞数据进行比较。模拟应以整体方式进行验证，应与公布给飞行模拟训练设备制造商的设计数据相一致，并且应至少包括下列要素：

a) 发动机状态;

b) 气动装置；

c) 质量特性；

d) 飞行操纵系统；

e) 增稳装置；和

f) 刹车/起落架。

注：匹配证明应达到相关容差。

1.9　对于新型直升机的飞行模拟训练设备的鉴定，有益的做法是利用有适当资质的国家航空局或直升机制造商的试飞员所提供的服务，对操纵品质和性能进行评定。

———————————

附篇 B

工程模拟验证数据

1. 背景

1.1 对于经过广泛试飞验证的新型或主要衍生型直升机模拟模型，随着直升机构型的修改，这些模型很可能逐渐不具代表性。

1.2 传统上讲，当直升机构型已经经过修改时，模拟模型就会随之进行修改以反映这些变化。就气动、发动机、飞行操纵和地面操纵模型而言，这种修改过程通常会要求收集附加试飞数据并随后公布更新模型与验证数据。

1.3 模拟模型的预侧质量可能会发展到预测的模型和经过试飞验证的模型之间的差异很小的程度。

1.4 直升机制造商在工程模拟机中使用的模拟模型可能与训练界所使用的相同。这些模拟模型可源自各种物理工程模拟机，既有带直升机硬件的物理工程模拟机，也有非实时的基于工作站的模拟。

2. 关于使用工程模拟验证数据的批准指南

2.1 要求将试飞数据作为验证训练模拟机参考数据的现行做法是首选做法，应该继续保持。

2.2 当这些数据难以获得或无法使用，或者由于所模拟的直升机构型发生了变化而对经过试飞验证的模拟进行修改时，在事先征得国家航空局同意的情况下，直升机制造商或其他经批准数据提供者可以选择提供源自工程模拟机的验证数据，以便有选择地补充试飞数据。

2.3 如果使用源自工程模拟机的数据，工程模拟过程应由相关国家航空局负责审计。

2.4 在涉及直升机新机型的任何情况下，都应为基准直升机的“投入使用”构型开发根据试飞证明符合现行标准的数据包。

2.5 当工程模拟机数据作为鉴定测试指南的一部分使用时，正如本部分附篇 C 所述的那样，彼此间应该匹配。

2.6 如果设想使用工程模拟机数据，应该向相关国家航空局递交一份完整的建议书。该建议书要包含工程模拟机数据供应商过去在高逼真度建模方面所取得的成就证明。国家航空局应对建议计划和随后的数据验证进行技术审查，以确定该建议书的可接受性。

2.7 可对飞行验证数据进行一次性修改以产生导出数据，但不可对导出数据作进一步处理。如果有必要做后续变更，则必须使用原始试飞验证数据以产生一组新的导出数据。

2.8 应保持一个构型管理过程，其中包括审计跟踪，审计跟踪应该明确、详细地说明模拟模型变化，以便可以回归到基准（经过飞行验证的）版本。

2.9 一旦颁布了批准声明，该程序就被视为结束。该声明将确定可接受的验证数据源。

2.10 为了可以作为可在训练模拟机中使用的备选批准飞行数据源，工程模拟机应达到下述要求：

a) 作为一个物理实体存在，具有配套的驾驶舱，具有足以进行人工飞行的操纵装置；

b) 具有视景系统，并且最好还有一个运动系统；

c) 如果适当，具有可与等效软件模拟交替使用的实际航空电子设备箱，以支持对所发布软件的验证；

d) 具有一个包括硬件和软件的严格构型控制系统；和

e) 被制造商、运营人和国家航空局的驾驶员认为是对该直升机的高逼真度体现。

2.11 用以产生系统数据的工程模拟机可能并不需要上述所有特性。

2.12 为使工程模拟机数据得到认可所遵循的确切程序，将根据直升机制造商或批准数据供应者的不同和类型变化而各不相同。不管提出什么样的解决方案，工程模拟/模拟机都应符合下述标准：

a) 原始（基准）模拟模型应该已经得到试飞验证；

b) 直升机制造商公布给业界用于训练的飞行模拟训练设备的模型，应同直升机制造商在其自身工程模拟/模拟机中使用的那些模型基本一样；和

c) 这些工程模拟/模拟机将作为直升机设计、开发或修改过程的一部分使用。

2.13 使用这些基准模拟模型的训练用飞行模拟训练设备，目前应该至少达到诸如本手册所载的国际公认的合格标准。

2.14 这一备选程序所涵盖的修改类型将限于那些具有“易于理解的效果”的类型，例如:

a) 软件（如：飞行控制计算机、自动驾驶仪）；

b) 具有可预见的气动学影响的修改；

c) 发动机；和

d) 操纵系统传动比/水平调整/偏移限制。

2.15　希望那些想利用这一备选程序的飞行模拟训练设备运营人能够证明其建议方法具有合理的工程依据。这类分析要表明这些变化所带来的预测效果实际上是增量的，既易于理解又明白无误，证实不需要附加试飞数据。如果预测效果被认为不十分准确，可能就有必要采集一组有限的试飞数据以对预测增量进行验证。

2.16　国家航空局应对使用这种程序的任何申请进行审查并提供反馈。

———————————

附篇 C

验证测试容差

1. 背景

1.1 本部分附录 B 中所列的容差是对以试飞数据作为参考时的匹配质量进行测量。

1.2 然而，某一特定测试可能不完全同规定容差相符有诸多原因。如：

a) 试飞数据受到许多潜在误差源的影响，如：数据收集过程中的仪器误差和大气扰动；

b) 显示快速变化或噪声的数据也可能难以匹配；和

c) 由于本附篇 1.5 中所列出的各种潜在差异，工程模拟机数据和其他计算出的数据可能出现误差。

1.3 在将容差用于任何测试时，应参照本附篇 1.5 节做出良好的工程判断。如果某测试明显超出规定容差而无任何合理原因，那么应该判断该测试不成功。

1.4 过去很少将工程验证数据作为直升机飞行模拟训练设备验证的参考数据。使用这类数据作为验证数据来源的做法正在扩展，特别是因为现代直升机设计过程中采用更多工程模拟，并且需要为体现那些无试飞数据的老型直升机的飞行模拟训练设备的设计验证提供备用数据。在使用工程验证数据时，理所当然应该减少基于试飞的容差，因为所应用的容差不应包括试飞数据中固有的测量误差。

1.5 飞行模拟训练设备得出的结果与工程验证测试数据不同有种种原因。这些原因包括但不限于：

a) 硬件（航空电子设备和飞行操纵系统）；

b) 飞行模拟训练设备中使用的建模解决方案不同于航空器的原设备制造商所用的（地面操作模型、刹车模型、发动机模型等）；

c) 模型级联效应：

1) 迭代速率；

2) 执行顺序；

3) 集成方法；和

4) 处理器构架；

d) 数字漂移：

1) 插补方法；

2) 数据处理差异；和

3) 自动测试配平容差等；

e) 开环路与闭环路响应，以及测试持续时间；

f) 使测试更加复杂的对关联航空器系统的依赖程度；和

g) 初始条件匹配的精确性。

1.6 但是，飞行模拟训练设备结果和工程验证数据之间的任何差异都应很小，并且任何未列于本附篇 1.5 中的差异原因都应明确予以说明。

1.7 工程验证数据历来仅用于证明符合某些额外的建模特征，因为：

a) 不能适当地得到试飞数据；

b) 工程模拟所得数据仅为整个验证数据集中的一小部分；和

c) 根据试飞数据验证关键领域。

1.8 当前越来越多地使用和计划使用工程模拟数据是一个重要问题，因为：

a) 由于合理的技术原因，经常无法获得试飞数据；和

b) 替代性技术解决方案的进步。

1.9 因此，需要有将容差应用于工程模拟机产生的验证数据的指导。

2. 工程验证数据的测试容差

2.1 当将工程验证数据作为附录 B 中所列客观测试的许可参考验证数据格式时，参考数据和飞行模拟训练设备结果之间达到的匹配性应该很高。因为达不到精确匹配的原因依第 1 节中讨论的诸多因素而不尽相同，所以不可能确定一组精确的容差。

2.2 当将工程验证数据用作参考数据时，所采用的容差应为对应“试飞”容差的 40%，超差标识应与本指导相一致。为了适用这个 40%的容差，数据提供者应提供有充分文件证明的数学模型和能够准确复现其工程模拟结果的测试程序。

2.3　如果参考数据和飞行模拟训练设备结果之间的差超过“试飞”容差的 40%，飞行模拟训练设备制造商应为每一个受影响的鉴定测试指南测试情况提供明确的理由阐述。

2.4　验证数据提供者（如航空器制造商）可以确定不可能达到所建议的 40%容差的情况。在这类情况下，数据提供者应该作为其验证数据示意图的一部分提供一个理由阐述。

2.5　如果用于产生参考数据的工程模拟包括航空器硬件，所适用的容差可能必须要增加到超过所建议的40%。在此情况下应给出理由阐述。

2.6　飞行模拟训练设备结果应该在不必为了达到精确复现工程模拟结果的标准而改变飞行模拟训练设备的模拟模型的情况下获得。

———————————

附篇 D

验证数据路线图

1.1　直升机制造商或其他数据来源在其数据包中应包括一个验证数据路线图（VDR）文件。验证数据路线图文件包括来自直升机验证数据提供者建议作为鉴定测试指南验证数据使用的最可能的数据源的指导材料。在计划根据这里所述的标准对任何飞行模拟训练设备进行鉴定的规划阶段，就应尽早将验证数据路线图递交给国家航空局。国家航空局是最终批准将数据作为鉴定测试指南验证材料使用的主管部门。

1.2　验证数据路线图应以矩阵形式明确说明全部所需测试的数据来源。还应根据作为飞行模拟训练设备鉴定参考的直升机构型，就这些数据来源的有效性问题提供指南。应对该参考构型做出必要的说明，并列明可能影响性能或操纵品质的所有项目。该参考构型应至少对如下各项进行描述：包括旋翼在内的直升机外部空气动力学构型、发动机型号、发动机控制单元改型和自动飞行操纵系统改型。针对每一项，都应对用来生成验证数据的构型和参考构型之间进行比较，并证明所使用的非参考构型是可接受的，因为它们对参考构型的性能和操纵品质无重大影响。该文件应对以下情况提供基本理由或解释说明：

— 数据或参数丢失或只能提供其中一部分；

— 将使用工程模拟数据；

— 需对试飞方法或测量原则进行解释；和

— 存在和数据要求的任何偏差，应简要说明偏差的原因和后果。

1.3　验证数据路线图或其他专门的验证数据路线图文件应就鉴定所需的其他验证数据类型提供同样的信息，如操纵力、声音或振动。建议将验证数据路线图分为三个部分：

— 第一部分：提供一个矩阵（见第1.4段）以便清楚确定预计的鉴定测试的完整列表，以及每项测试的验证数据来源；

— 第二部分：按照参考构型提供关于验证数据有效性的指南；和

— 第三部分：提供理由阐述，目的在于说明偏离数据要求的原因和后果，以证明参考数据对鉴定来说是可以接受的。

1.4　表 D-1 描绘的是一个标明验证数据源的路线图矩阵示例。仅给出了整个矩阵的一部分；为了简洁，删除了某些测试条件。应参阅相关的规范材料，并且递交实际验证数据路线图文件中所论及的所有适用测试。此处提供的验证源、验证数据文件以及说明，仅作为参考。实际数据源和文件要取决于所涉及的特定机身/发动机组合。将这一示例应用于某一具体验证数据路线图文件时，应遵循以下指导原则。

1.4.1　应包括“测试参考号”列，以提供鉴定所需的每项测试的参考标识。

1.4.2　应包括 “测试描述”列、“条件”列、“重量”列和“飞行操纵模式”列（各列的实际名称可根据具体情况予以改动）以描述测试条件，至少包括：测试标题（按照本文件的定义）、汇总测试条件（以便能够确定鉴定标准所要求的每一测试条件）、重量条件（低、高、未定）和自动飞行操纵系统的条件（如：正常/降级）。

1.4.3　应包括一个“验证源”列，以确定验证数据的来源：用来确定数据类型（试飞、工程数据等）和所用平台（直升机参考等）的代码（在验证数据路线图中明确描述）。

1.4.4　应包括一个“验证文件”列，以便可以与匹配性证明和鉴定测试指南中使用的参考相联系。

1.4.5　应包括一个“说明”列，用于提供与验证数据路线图中给出的理由阐述有联系或无联系的附加说明。

1.5　表 D-1 仅为一个示例，其他格式也可被国家航空局接受。

1.6　此外，表 D-2 和表 D-3 提供了两个“理由阐述页”的示例。这些示例说明了直升机与航空电子设备构型信息的类型以及用于描述数据异常、提供备选数据，或为获准偏离鉴定测试指南验证要求向国家航空局提供可接受依据的描述性工程理由。

表 D-1　验证数据路线图（注明验证数据来源的矩阵示例）

测试参考号	测试描述	条件	重量	飞行操纵模式	验证源	验证文件 匹配性证明参考	说明
1.a.(1).(i)	发动机起动和加速	在地面上，旋翼刹车断开，发动机 1	U	ATT	FT 1	1a11.1n1a	关于发动机参数有效性，参见验证数据路线图理由阐述 003
1.a.(1).(i)	发动机起动和加速	在地面上，旋翼刹车断开，发动机 2	U	ATT	FT 1	1a11.1n1b	
1.a.(1).(i)	发动机起动和加速	在地面上，旋翼刹车断开	U	ATT	FT 1	1a11.1n2	
1.a.(1).(ii)	稳态空转	在地面上，两台发动机慢车	U	ATT	FT 2	1a12.1n1_t	抽点打印测试
1.a.(1).(ii)	工作转速	在地面上，两台发动机处于飞行状态	U	ATT	FT 2	1a12.1n2_t	
1.a.(2)	动力涡轮转速配平	在地面上，两台发动机处于飞行状态 发动机对第一个配平方向作出响应					不适用于该直升机机型 参见验证数据路线图理由阐述 004
1.c.(2)	起飞	一发失效继续起飞	U	ATT	FT 2	1c2.1n	出于安全理由采用一发失效训练模式
1.c.(3)	起飞	一发失效中断起飞	U	ATT	FT 2	1c3.1n	
1.f	平飞性能	V_y	L	SAS	FT 2	1f.5d1_t1	抽点打印测试
1.g	爬升性能	V_y所有发动机运行	L	SAS	FT 2	1g.4d1_1	
1.h.(1)	下降性能	V_y	L	SAS	FT 2	1h1.6d1	
1.h.(2)	自转	~50 海里/小时	L	SAS	FT 2	1h2.8d1_t1	抽点打印测试
2.b.(1)	低空速配平飞行操纵位置	左侧面飞行中间空速	U	ATT	FT 2	2b1.2nl_t1	抽点打印测试 关于后面和侧面飞行的平移空速，参见验证数据路线图理由阐述 007

测试参考号	测试描述	条件	重量	飞行操纵模式	验证源	验证文件 匹配性证明参考	说明
2.b.(2)	临界方位	右后方中间方位 最临界情况	U	SAS	FT 2	2b2.2d_t1	抽点打印测试
2.b.(3a)	低空速纵向操纵响应	悬停	U	ATT	FT 2	2b31.3n	
2.c.(1)	纵向操纵响应	巡航 V_y	U	SAS	FT 2	2c1.5d1	
2.c.(2)	纵向静态稳定性	巡航参考速度~20 海里/小时	U	SAS	FT 2	2c2.5d_t1	抽点打印测试
2.c.(3a)	纵向长期响应	巡航	U	SAS	FT 2	2c31.5d	非周期性响应：参见验证数据路线图理由阐述 006
2.c.(3a)	纵向长期响应	巡航	U	ATT	FT 2	2c31.5n	
2.d.(3b)	螺旋稳定性	左向巡航	U	SAS			使直升机明显出现螺旋稳定性的不可能性：参见验证数据路线图理由阐述 008
2.d.(3b)	螺旋稳定性	右向巡航	U	SAS			

— 重量：U：未定；L：低；H：高

— 飞行操纵模式：ATT 指增稳系统接通情况下的测试；SAS（训练）指增稳系统断开情况下的测试。

— 验证源：FT 1：已进行测试，来源是原型直升机试飞；FT 2：已进行测试，来源是系列直升机试飞；空白：尚未进行测试，在说明栏中进行了解释；ED：工程数据。

— 验证文件：用于确定匹配性证明文件中的测试的参考文件。

— 说明：附加解释，这些解释可能与验证数据路线图中提供的理由阐述相关联。

表 D-2　验证数据路线图理由阐述示例— 1

	验证数据路线图理由阐述	参考： 验证数据路线图理由阐述 **003** 期：**A**
主题：发动机起动测试期间的发动机参数有效性		
要求	标题	
1.a.(1).(i)	发动机起动和加速	
参考：		
相关的理由：		

细节：

在发动机起动测试期间，对不同的具体发动机参数进行了测量。

发动机参数测量中所使用的每一传感器有其自身的有效性域。例如，转速（NR、Nf）测量是齿轮和电磁计数器在明确规定的频率范围内运转的情况下进行的（计算每一时间单位的齿轮数），如果低于某一特定的转速值，则测量无效。

下面的汇总表提供了主要发动机参数传感器的测量有效性域的起点：

参数	有效性域起点
扭矩	N_f= 40%
燃料流量	45升/小时
N_g	4%
N_f	5 PRM
N_R	25 PRM

对于上述参数，发动机起动测试期间测得的所有值如果低于上述有效性域起点，则必须忽略，所以这些值已在飞行测试文件中被设为零，以防止出现异常值。

表 D-3　验证数据路线图理由阐述示例 — 2

	验证数据路线图理由阐述	参考： 验证数据路线图原理 **008** 问题：**A**
主题：在右方增稳系统模式下使直升机具有明显的螺旋稳定性的不可能性		
《联合航空条例》要求	标题	
2.d.(3).(ii)	螺旋稳定性	
参考：		
相关理由：		
细节： 尽管以不同的空速和不同的输入振幅重复进行了若干次所需的测试，该型直升机仍未出现明显的螺旋稳定性。 在这种构型下，荷兰滚总会把所研究的现象掩盖住。 荷兰滚是一种本征模式，在[0.2 Hz, 0.3 Hz]范围内具有相当高的频率。 当直升机处于增稳系统模式时，机动飞行的起动（仅松开脚蹬或仅松开驾驶杆的转弯）足以使滚转和偏航振荡开始。即使荷兰滚是稳定的，弱阻尼意味着需要很长时间才能使短时振荡消失，并使得长期滚转姿态改变得以演示。 当直升机处于自动保持姿态模式时，飞行能够在无重大飞行参数改变的情况下迅速稳定下来。 因此，匹配性证明中将不提供螺旋稳定性测试。		

附篇 E

附加或备用发动机或航空电子设备验证数据指导原则

1. 背景

1.1 对于新型直升机，大多数飞行验证数据是在具有基准发动机装置和基准航空电子设备构型的第一个直升机构型上采集的。然后使用这些数据来验证代表该型直升机的所有飞行模拟训练设备。

1.2 当飞行模拟训练设备所代表的直升机具有与基准发动机装置不同的发动机装置，或者具有修改后的或者具有不止一种航空电子设备构型时，可能需要额外的测试验证数据。

1.3 当要对一种带有多个发动机装置的飞行模拟训练设备进行鉴定时，如果预计发动机差异十分明显，则鉴定测试指南应包括所选情况的测试验证数据。

1.4 某一给定飞行模拟训练设备的主发动机装置是通过使用关于该发动机装置的整个鉴定测试指南加以验证的。该飞行模拟设备的附加发动机装置仅需要本附篇第 2 节中所规定的一个鉴定测试指南子集。

1.5 当要对具有备用航空电子设备构型的飞行模拟训练设备进行鉴定时，如果预计航空电子设备构型差异十分明显，鉴定测试指南应按照本附篇第 3 节的说明，包括所选情况的测试验证数据。

1.6 所要求的补充验证数据（如：试飞数据、工程数据）的性质应符合本附篇第 4 节规定的指导原则，除非明确允许使用其他数据（参见本部分附篇 B — 工程模拟验证数据）。

2. 鉴定测试指南中针对附加发动机装置鉴定的指导原则

2.1 下述指导原则适用于装备有多个发动机型号、功率状态或性能限制的飞行模拟训练设备。某一给定飞行模拟训练设备的基准发动机装置要通过运用关于该发动机装置的整个鉴定测试指南予以验证。为验证附加发动机型号或功率状态或性能限制在该飞行模拟训练设备中的实施情况，应提供一个鉴定测试指南子集以及对改变和影响的简要说明。作为最低要求，应列明表 E-1 中的测试条件（一个测试编号对应一个测试条件）。

2.2 一般而言，对配有不同旋翼系统（桨叶质量/结构、桨盘面积、标称旋翼速度等）的飞行模拟训练设备构型的验证，需要对直升机的空气动力学进行更为全面的验证，因此根据本节并不被视为备用发动机装置。在这种情况下，飞行模拟训练设备运营人应提前和国家航空局对飞行模拟训练设备数据要求进行协调。

2.3 备用发动机差异可大致划分为下列三类：

2.3.1 **单一改型**：发动机的制造、型号、旋翼系统（旋翼转速、旋翼质量、桨盘面积等）和主减速器与基准验证发动机装备相同。起飞或一台发动机不工作的性能限制（扭矩、温度或 N_1 速度）与基准验证发动机相

差在± 5%之内。差异通常限于全权数字式发动机控制系统性能（扭矩、温度等）和/或一台发动机不工作的限制。验证测试仅需证明全权数字式发动机控制系统性能限制差异的正确实施。

2.3.2 **正常改型：**发动机的制造、型号、旋翼系统（旋翼速度、旋翼质量、桨盘面积等）主减速器与基准验证发动机装备相同。起飞或一台发动机不工作的性能限制（扭矩、温度和 N_1 速度）与基准验证发动机相差超过± 5%。参考扭矩值可能与基准验证发动机构型的参考扭矩值不同。

2.3.3 **备用发动机：**备用发动机的关键之处在于发动机的制造和型号不同。旋翼系统（旋翼速度、旋翼质量、桨盘面积等）和主减速器与基准验证发动机装备相同。

表 E-1 附加发动机鉴定测试指南测试最低建议清单

测试编号	测试描述	单一改型	正常改型	备用发动机
1.a.1.i	发动机起动和加速（瞬时）		X[1]	X
1.a.1.ii	稳态慢车和工作转速状态		X[1]	X
1.a.2	动力涡轮转速配平		X[1]	X
1.a.3	发动机和旋翼转速控制		X[1]	X
1.c.1	所有发动机工作状态下起飞	X[2]	X	X
1.c.2	一发失效继续起飞	X[2]	X[3]	X[3]
1.c.3	一发失效中断起飞	X[2]	X[3]	X[3]
1.f	平飞性能			
1.g	一发失效爬升性能	X[2]	X	X
1.i	进入自转		X	X
1.j.1	所有发动机工作状态下着陆			X
1.j.2	一发失效着陆（A 类和 B 类）	X[2]	X[3]	X[3]
1.j.3	中断着陆	X[2]	X[3]	X[3]

1. 只有改型发动机显示出显著差异时才需要进行测试。
2. 由原始设备制造商（直升机或发动机制造商）提供的性能/工程数据验证的飞行模拟训练设备基准测试，可被用于证明起飞/着陆性能限制。
3. 如果直升机审定需要测试，则需要进行试飞验证。否则，由原始设备制造商（直升机或发动机制造商）提供的性能/工程数据验证的飞行模拟训练设备基准测试可被用于证明起飞/着陆性能限制。

3. 鉴定测试指南中针对备用航空电子设备鉴定的指导原则

3.1　下述指导原则适用于代表具有一个修改后的或一个以上的航空电子设备构型的直升机的飞行模拟训练设备。

3.2　直升机航空电子设备可以区分为会明显影响鉴定测试指南结果的系统或部件和不会明显影响鉴定测试指南结果的系统或部件。以下航空电子设备系统或部件是硬件设计变更或软件修改更新可能导致与基准航空电子设备构型明显不同的航空电子设备系统或部件示例：飞行控制计算机以及发动机和自动驾驶仪控制装置。诸如增稳系统之类的相关航空电子设备也应予以考虑。对每一个航空电子设备系统变化，鉴定测试指南都应确定并证实受到影响的测试。

3.3　对于可能影响某一鉴定测试指南验证测试，但是该测试不受这一特别变化（如：航空电子设备改变是内置测试设备的更新或不同飞行阶段的改装）影响的某一航空电子设备系统或部件的变化，鉴定测试指南测试可以基于先前验证过的航空电子设备构型的验证数据。飞行模拟训练设备运营人应明确声明该航空电子设备变化不影响该测试。

3.4　对于影响鉴定测试指南中某些测试，但是未增加新功能和航空电子设备变化对于直升机响应的影响微乎其微，且易于理解的航空电子设备变化，鉴定测试指南可以基于先前验证过的航空电子设备构型的验证数据。这些数据应该由源自数据提供者的航空电子设备专用验证数据加以补充。但是，如果航空电子设备变化已在不需要用综合飞行仪器包进行测试的情况下通过审定，那么可能就不再需要补充飞行验证数据。飞行模拟训练设备运营人应给出理由阐述，说明该变化的性质及其对直升机响应的影响。

3.5　对于明显影响鉴定测试指南中的某些测试的航空电子设备变化，特别是在增加了新功能的情况下，鉴定测试指南应基于源自数据提供者的，先前验证过的航空电子设备构型验证数据和验证备用航空电子设备修改所必需的补充航空电子设备专用测试数据。但是，如果航空电子设备变化已在不需要用综合飞行仪器包进行测试的情况下通过审定，那么可能就不再需要补充飞行验证数据。遇到这种情况，飞行模拟训练设备运营人应事先同国家航空局协调飞行模拟训练设备数据要求。

3.6　对于那些不影响鉴定测试指南的航空电子设备系统或部件的变化，鉴定测试指南测试可以基于先前验证过的源于航空电子设备构型的验证数据。对于这类变化，不必提供理由阐述。

4. 针对备用发动机装置和航空电子设备系统的验证数据要求指导原则

4.1　对于受第 2.1、2.2 和 2.3 段所述发动机型号差异影响的测试，最好使用试飞数据对该特定直升机发动机构型进行验证。

4.2　如果对配有一台新型发动机的直升机（无论起飞功率的百分比变化如何）的飞行特性进行的审定不要求使用综合稳定性和飞行操纵仪器包进行审定试飞，那么作为最低要求，表 E-1 中详述的测试清单应从试飞中获得，并包括在鉴定测试指南中。如果新的备用发动机构型已在不需要综合稳定性和飞行操纵仪器包的情况下在直升机上得到审定，则不再需要试飞数据。在这种情况下，备用源数据（如：工程模拟机和/或原始设备制造商性能数据）可用于验证鉴定测试指南中规定的所需测试。

4.3　如第 3.5 段所述的那样明显受到航空电子设备构型变化影响的测试，应该有试飞数据的支持。

4.4　提交鉴定测试指南时应同时提供一个矩阵或一个验证数据路线图，说明每一测试的适当的验证数据源（参见本部分附篇 D）。飞行模拟训练设备运营人应提前和国家航空局对备用发动机或航空电子设备构型的飞行模拟训练设备数据要求进行协调。

———————————

附篇 F

频域运动提示系统性能测试

1. 背景

1.1 本附篇的目的是为进行一种可被用来确保飞行模拟训练设备能以可接受的方式始终如一地提供运动提示的新的客观测试提供指导。这一指导应对准备测试的工程师以及使用该测试对飞行模拟训练设备进行鉴定的国家航空局监察员有所帮助。

1.2 该测试的目的是客观测量反映规定自由度关系的完整的运行提示系统的频率响应。其他运动测试，如运动系统频率响应，仅关注运动系统硬件本身的机械性能。驾驶员所体验的运动感觉高度依赖于运动提示算法及其在飞行模拟训练设备中的运用。该测试量化了从飞行模型的输出至运动平台响应的运动提示系统的响应。

1.3 运动提示系统对驾驶员在飞行模拟训练设备上的感觉和操纵具有直接的影响，特别是在人工飞行期间。驾驶员对飞行模拟训练设备逼真度的评定在很大程度上是根据来自于对所模拟航空器上的“感觉”，运动提示系统是影响这种感觉的诸多因素之一。运动提示系统中第一要素是运动驱动算法（MDA），一套将飞行模型的输出变换为运动平台指令的控制模块。有关运动提示算法基本图示的框图，见图 F-1。

1.4 在图 F-1 中，HP 滤波器和 LP 滤波器分别表示高通滤波器和低通滤波器。比例因子 f-比例调节和 ω-比例调节被选择出来，以便：

- 为驾驶员提供运动提示，使其感觉和操纵行为尽可能保持在与实际飞行相同的水平上；和
- 将模拟机运动保持在运动系统的可动空间内。

1.5 为了使模拟机提供某种代表所模拟航空器的感觉，运动驱动算法参数由测试驾驶员在验收期间根据不同的条件进行调节。通常都使用测试驾驶员的主观感觉来调节运动提示系统。然而，这并不能保证运动系统的调节始终是可靠的和可重复的，主要是因为各个驾驶员的偏好不同，同一个驾驶员每一天的感觉也不同。

1.6 始终需要做出折衷，一方面提供感觉适当的运动提示，一方面使运动平台保持在其固定界限之内。因此在整个频域增益会衰减。从这个意义上讲，运动提示系统（MCS）包括:

1) 运动提示算法；

2) 运动平台作动器伸出变换和控制律；

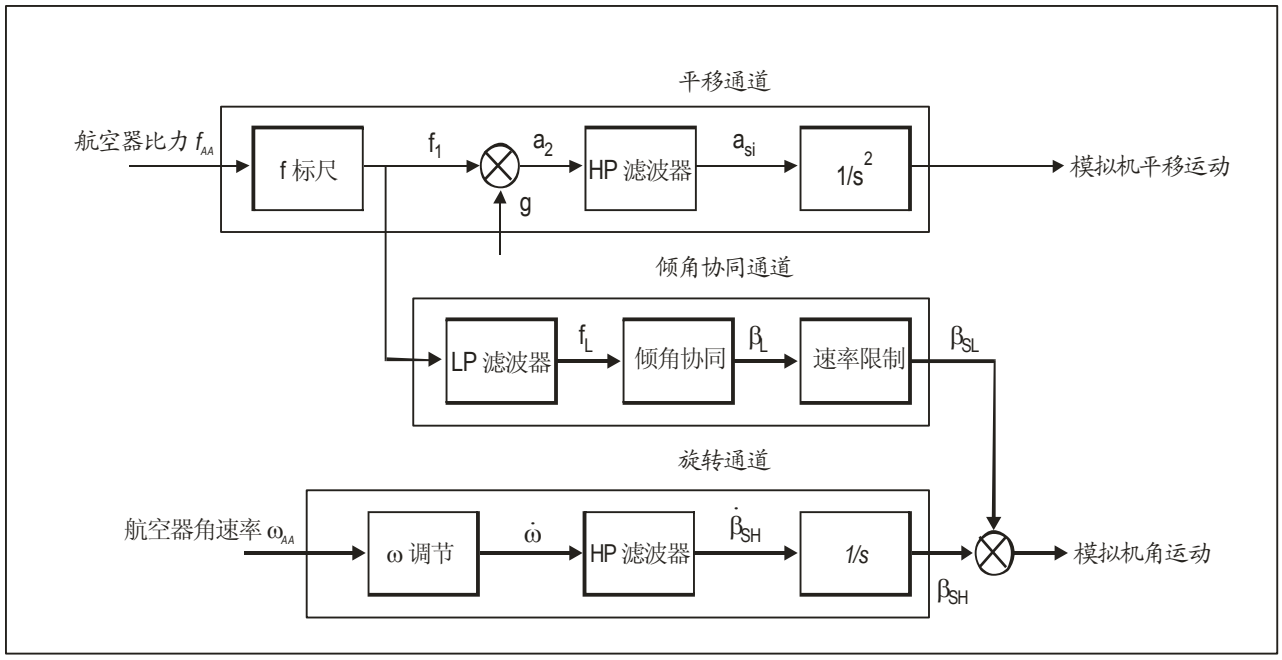


图 F-1　运动提示算法（自 Reid-Nahon）[1]的基本图示

3)　对这些变换后的航空器运动指令作出反应的运动平台硬件；和

4)　上述过程中引入的数字时间延迟。

1.7　模拟处理有一个模数和一个包括模拟处理延迟的相位。当这些模拟处理进行数字化处理时，会引入一个附加的数字时间延迟。

1.8　上述各项都影响到驾驶员对模拟运动的感觉。为了能够更为严格地比较和评定运动系统，在此对一种客观运动提示测试进行了描述。

1.9　对于这一测试，重要的是“参考”信号被界定在航空器中驾驶员的位置 F_{PA} 上，而不是在航空器的重心(CG_{AC})位置上。之所以重要是因为这是驾驶员坐在其驾驶座上时具有的感觉。模拟机响应在模拟机中的驾驶员位置 F_{PS} 上进行测量。在 F_{PS} 的响应应该与在 F_{PA} 的信号进行比较。这就提供了驾驶员感觉到的航空器运动向模拟机运动转换的信息，具体参见图 F-2 中的信号图。所测量到的运动提示系统的频率响应表明了在❶上测量到的响应同在❷上的输入相比较彼此之间的关系（图 F-2 中的“转换”位于向下的位置）。客观运动提示测试信号发生器发出的信号描述如下。

注：相关的参考系如 F_{PA} 和 F_{PS}，见第 7.4 段。

1. Reid L.D.和 Nahon M.A.（1986 年）《飞行模拟运动基础驱动算法》第 II 部分 —《选择系统参数》。加拿大多伦多大学航宇研究院报告第 307 号，多伦多大学。

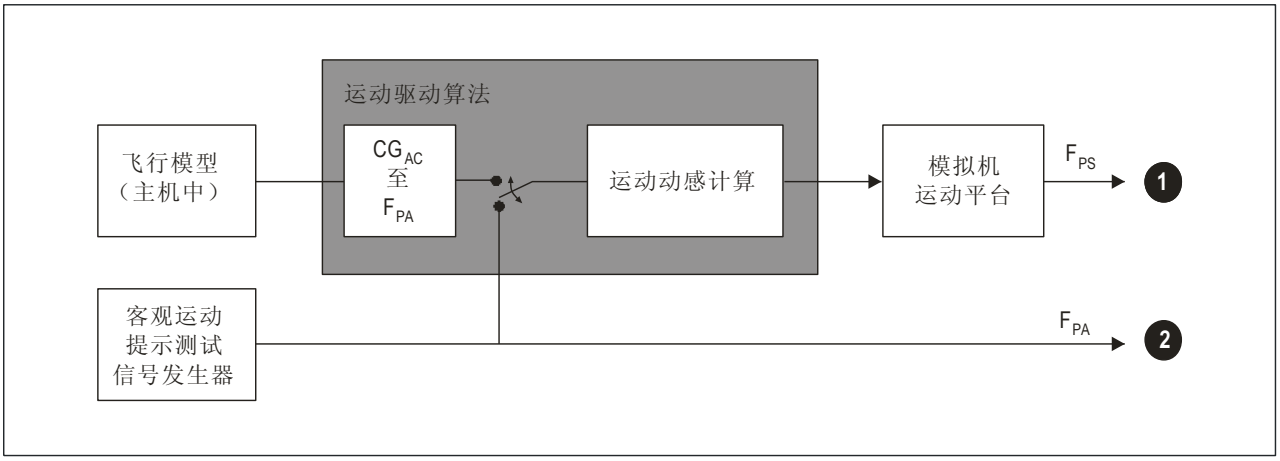


图 F-2　从模拟的航空器飞行模型输出转换到运动平台响应

1.10　运动驱动算法在此被定义为将 F_{PA} 运动转换为模拟机运动平台响应 F_{PS} 所需的所有过程。其中包括在训练设备运行使用中使用的运动提示算法，包含所有特殊效应和抖振计算、作动器反向变换和指挥该平台的闭环运动所需的控制律。该客观运动提示测试整体考虑了所有这些方面，以便同时捕捉由这些过程和运动系统中使用的相关计算机设备造成的输送延迟。在某些情况下，运动驱动算法可以整合到主机中，在其他情况下，运动驱动算法可以是运动控制计算机的一部分。

1.11　模拟机运动平台被定义为用于生成各种运动的机械硬件。

1.12　该测试所依据的标准规定，在对于人工操纵十分重要的有限频域内，为了尽可能真实地模拟航空器运动，对于直接转换和某些交叉耦合关系，整个系统的模数应该高（接近 1），相位应该小（接近 0）。因此，设立了该测试，以根据这一标准，在界定的整个频域内对模拟机的模数和相位进行评定。

1.13　理想的模拟机要提供旋转和平移，因为这些会在航空器中出现。然而，由于受运动平台的限制，这在实际上不可能实现。因此，模拟机的转换和旋转是以混合方式使用的，以产生航空器旋转和平移效果。从运动激发和驾驶员感知的角度，已经确定下述频率响应对于客观运动提示测试具有直接的重要意义：

1)　由于航空器单纯的旋转机动引起的模拟机的旋转响应；

2)　由于航空器单纯的平移机动引起的模拟机比力响应；

3)　由于航空器单纯的平移机动引起的模拟机旋转加速；和

4)　对航空器单纯旋转机动的模拟机平移响应。

1.14　前两种关系对于准确模拟运动具有直接的重要意义。在对于人工飞行重要的频域中，这些关系需要在航空器运动方面具有较高的增益和较小的相位失真。另外两种关系（3 和 4）提供了有关模拟机运动响应交叉耦合的信息，并且可以用于产生航空器环境错觉。

2. 客观运动提示测试程序

2.1 该测试分别在两种构型下进行，代表悬停和向前飞行中的运动提示算法设置。如果这些设置不在所涉模拟机上进行悬停和向前飞行的互换，那么进行一套测试是可以接受的。

2.2 测量频率。这些测试的目的是确定上面描述的四种关系的完整的运动提示系统的频率响应。对于这些测量，表 F-1 给出了输入信号的频率。

注：在表 F-1 中，以赫兹为单位的频率是与以弧度/秒为单位的频率相对应的频率，仅供参考。

2.2.1 频率和相对应的模数 M 与相对应的相位ϕ之间的关系确定着系统频率响应。该测试要求对于每一个自由度，在 12 个离散频率上进行测量。

2.2.2 在客观运动提示测试期间，对于所要求的测量，要独立地分别激活俯仰、滚转和偏航的单个自由度，并且给出修改后的喘振、摇摆和起伏的输入信息（在下文描述）。对于表 F-1 中定义的每一个离散输入频率，应该表明所测量的增益和相移关系。这项工作可以手动进行（通过测量类似于图 F-3 的最终绘图上的振幅和相位），也可以采用适当的数字方法。

2.2.3 模数 M 和相位ϕ的定义如下：

M (ω) = 输出振幅 u (ω)/ 输入振幅 I (ω)

$$\phi(\omega) = \Delta t\ \omega\ 360 / 2\pi \quad [^\circ] \qquad [1]$$

注：有关符号和标记说明，见图 F-3 和第 7 段。

表 F-1 输入测试信号频率和所需模数和相位测量

输入信号编号	频率 [rad/s]	频率 [Hertz]	模数 M [维度：见表 F-5]	相位ϕ [°]
1	0.1	0.0159		
2	0.158	0.0251		
3	0.251	0.0399		
4	0.398	0.0633		
5	0.631	0.1004		
6	1	0.1591		
7	1.58	0.251		
8	2.51	0.399		
9	3.98	0.633		
10	6.31	1.004		
11	10	1.591		
12	15.8	2.515		

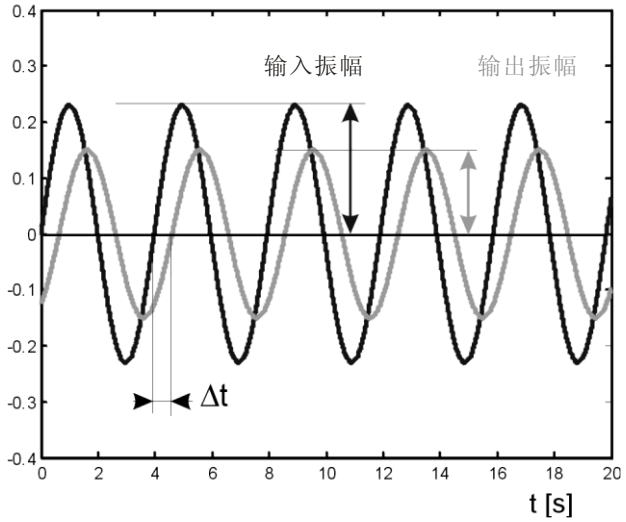


图 F-3 对输出信号 *u* 和输入信号 *i* 的振幅以及 *u* 和 *i* 之间的时移 Δt 的一般界定

3. 输入振幅

3.1 运动驱动算法的一个主要目标是在使平台处于其机械限度之内的同时产生运动响应。为了在对人工控制十分重要的方面测试运动提示系统，要界定输入振幅。

3.2 适用于运动提示系统的各项测试旨在用线性响应来量化其在机动操作期间对正常操纵输入（即非强势或过猛的操纵输入）的响应，以便保持连贯性。但是，有必要以适当方式激励运动提示系统，使响应可用高信噪比测量，并且不会过度激励运动提示系统中可能出现的非线性元素。

3.3 为了进行这些测量，要像图 F-2 中❷**点**显示的那样，将一个特定测试信号输入到运动提示系统中。这些测试用类似于飞行模拟训练设备中的航空器模型输出方式刺激运动提示系统。该测试信号代表航空器状态变量（$\varphi_{a/c}$、$\theta_{a/c}$、$\psi_{a/c}$、$f_{a/c}^{x}$、$f_{a/c}^{y}$ 和 $f_{a/c}^{z}$）。这些变量应与那些正常用于特殊运动提示系统的变量相一致。换言之，如果飞行模拟训练设备制造商采用角速率而非姿态的话，就要产生相对应的输入信号。

3.3.1 *比力*输入振幅。在比力通道，输入信号由等式 2 定义，表 F-2 中给出了振幅。

$$f_{a/c}^{x,y,z}(t) = A \sin(\omega t) \qquad [2]$$

表 F-2 比力输入振幅

频率信号编号	频率 [rad/s]	频率 [Hz]	振幅 A $[m/s^2]$
1	0.100	0.0159 Hz	1.00
2	0.158	0.0251 Hz	1.00
3	0.251	0.0399 Hz	1.00
4	0.398	0.0633 Hz	1.00
5	0.631	0.1004 Hz	1.00
6	1.000	0.1591 Hz	1.00
7	1.585	0.251 Hz	1.00
8	2.512	0. 399 Hz	1.00
9	3.981	0.633 Hz	1.00
10	6.310	1.004 Hz	1.00
11	10.000	1.591 Hz	1.00
12	15.849	2.515 Hz	1.00

3.3.2 旋转输入振幅。对于旋转输入，姿态、角速率和加速之间的关系见表 F-3，对应振幅见表 F-4。这些等式仅对以弧度/秒为单位的 ω 有效。只要这些输入与模拟机中执行的运动驱动算法保持一致，就可以用姿态、角速率或角加速输入进行这些测试。

表 F-3 旋转输入振幅

	航空器俯仰	航空器滚转	航空器偏航
姿态	$\theta_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$	$\varphi_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$	$\psi_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$
角速率	$q_{a/c}(t) = A \omega \cos(\omega t)$	$p_{a/c}(t) = A \omega \cos(\omega t)$	$r_{a/c}(t) = A\omega \cos(\omega t)$
角加速	$\dot{q}_{a/c}(t) = -A \omega^2 \sin(\omega t)$	$\dot{p}_{a/c}(t) = -A \omega^2 \sin(\omega t)$	$\dot{r}_{a/c}(t) = -A\omega^2 \sin(\omega t)$

表 F-4 由姿态、角速率或加速给定的旋转输入振幅

频率信号编号	频率 [rad/s]	频率 [Hz]	姿态振幅 A [°]	角速率振幅 Aω [°/s]	角加速振幅 A ω^2 [°/s^2]
1	0.100	0.0159	6.000	0.600	0.060
2	0.158	0.0251	6.000	0.948	0.150
3	0.251	0.0399	3.984	1.000	0.251
4	0.398	0.0633	2.513	1.000	0.398
5	0.631	0.1004	1.585	1.000	0.631
6	1.000	0.1591	1.000	1.000	1.000
7	1.585	0.251	0.631	1.000	1.585
8	2.512	0. 399	0.398	1.000	2.512
9	3.981	0.633	0.251	1.000	3.981
10	6.310	1.004	0.158	1.000	6.310
11	10.000	1.591	0.100	1.000	10.000
12	15.849	2.515	0.040	0.631	10.000

4. 客观运动提示测试矩阵

客观运动提示测试要求对表 F-5 中界定的转换中所述的运动提示系统从航空器中驾驶员参考位置 F_{PA} 到模拟机中驾驶员参考位置 F_{PS} 的频率响应进行测量。应该进行六项独立的测试（每一个航空器输入信号一项测试）。测试 1 和 2，测试 3 和 4，测试 6 和 7，以及测试 8 和 9 要用一个输入信号进行，同时测量两个输出响应。这样做是为了在一项测试中既测量直接响应也测量交叉耦合响应。

表 F-5　带测试编号的测试矩阵

(非对角线元素[阴影格中]的频率响应模数有维度；对角线元素的模数无维度)

	模拟机响应输出					
航空器输入信号	俯仰	滚转	偏航	纵摆	横移	升降
俯仰	**1**			**2**		
滚转		**3**			**4**	
偏航			**5**			
纵摆	**7**			**6**		
横移		**9**			**8**	
升降						**10**

5.　客观运动提示测试描述

5.1　频率响应描述了表 F-5 中界定的航空器运动和模拟机运动之间的关系。下面的每一项单个测试对这些关系进行了解释：

1)　飞行模拟训练设备针对航空器俯仰输入作出的俯仰响应；

2)　由于航空器俯仰输入，飞行模拟训练设备作出的纵摆平移响应；

3)　飞行模拟训练设备针对航空器滚转输入作出的滚转响应；

4)　由于航空器滚转输入，飞行模拟训练设备作出的横移平移响应；

5)　飞行模拟训练设备针对航空器偏航输入作出的偏航响应；

6)　飞行模拟训练设备针对航空器纵摆输入作出的纵摆响应；

7)　飞行模拟训练设备针对航空器纵摆输入作出的俯仰率和俯仰加速响应；

8)　飞行模拟训练设备针对航空器横移输入作出的横移响应；

9)　飞行模拟训练设备针对航空器横移输入作出的滚转速率和俯仰加速响应；和

10)　飞行模拟训练设备针对航空器升降输入作出的升降响应。

5.2　测试 1、3、5、6、8 和 10 显示了直接传递关系，而测试 2、4、7 和 9 显示了交叉耦合关系。

6. 结果的提交

6.1 应该提供表 F-5 中规定的每一项客观运动提示测试在表 F-1 中规定的每一个频率上得出的模数和相位结果。因此，对于上述全部十项测试，应分别呈交一个包含十二行（每个频率一行）的表格。每一组成部分的测试结果也应绘制在表 F-5 的测试矩阵中，模数沿水平轴从 0.0 到 1.0，相位的绝对值沿纵轴从 0 到 180 度。一个响应示例显示在图 F-4 中。5.1 段中规定的每一个测试都要产生这样一个曲线图。两个运动系统的响应也在图 F-4 中显示出来，以表明如何能够辨识它们复现航空器运动的相对能力。

6.2 由于这些测试显示了由模拟机运动提示系统引入的模数和相位，客观运动提示测试所依据标准规定，必须取得相对高的模数和相对低的相位。可以直接采用这一技术，对模拟机之间的运动提示性能进行比较。期望为模数规定最小范围，为相位规定最大范围，据此，那些处于这些范围之内的运动提示系统会被鉴定合格，而那些处于这些范围之外的运动提示系统，则需要由飞行模拟训练设备制造商或运营人进行修改。图 F-4 对范围进行了显示（模数从 0.5 至 1.0，相位从 0°至 50°）。对可接受性限度的界定是一个持续过程，要由国际飞行模拟训练模拟机鉴定委员会发布。

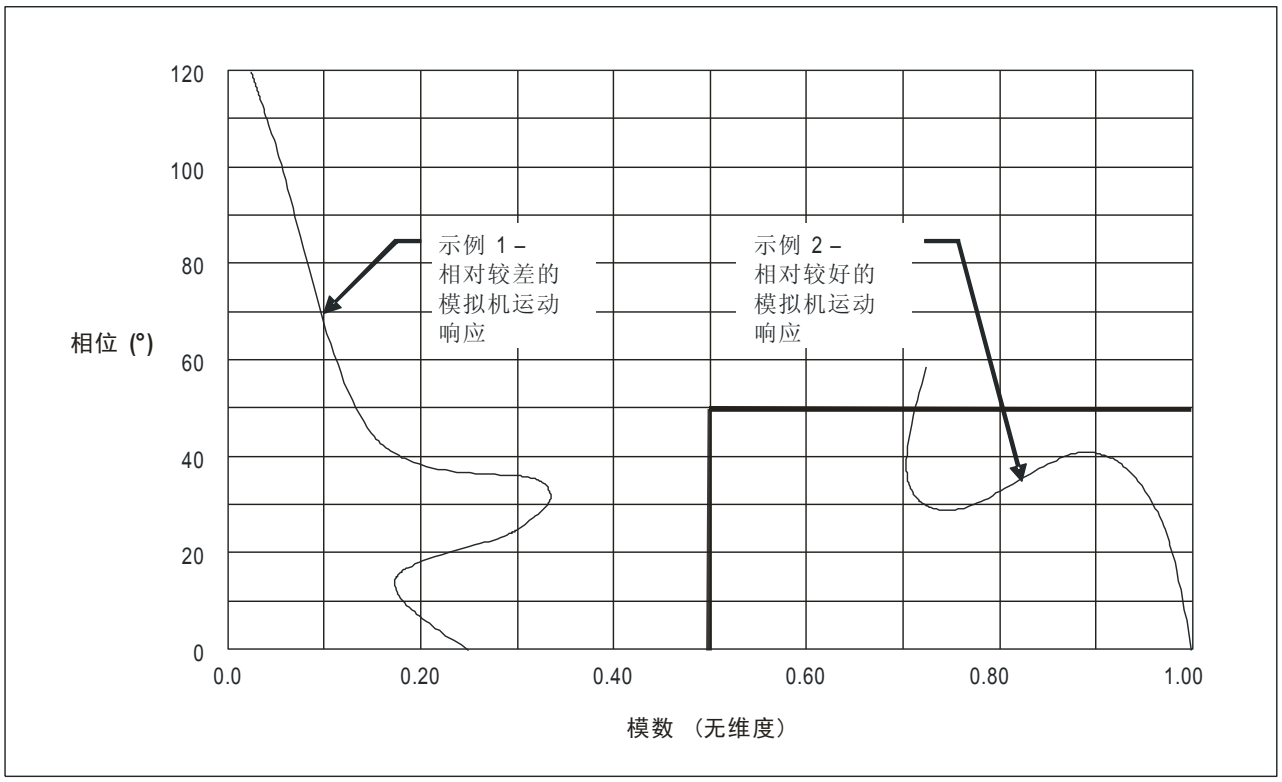


图 F-4 客观运动提示测试图示例（同时显示了差的运动提示系统和好的运动提示系统之间的相对响应差异）

6.3 图 F-4 所显示的示例不代表实际测量值，仅用于证明测试结果的价值。在示例 1 中，表示运动提示、运动系统和运动传输延迟联合响应的那条线，具有一个相对低的模数和相对大的相位范围。示例 2 中的那条线恰恰相反。寄生运动（表 F-5 中的测试 2、4、7 和 9）应具有相对低的模数。在一个规定的频率范围内，正确的直接运动（表 F-5 中的测试 1、3、5、6、8 和 10）应具有相对高的模数和相对低的相位。

7. 符号和参考系

7.1 符号

θ	俯仰角	[°]
φ	滚转角	[°]
ψ	偏航角	[°]
ω	频率	[rad/s]
ϕ	相位角	[°]
A	振幅	
M	模数	
a	线性加速	[m/ s^2]
f	比力	[m/ s^2]
g	重力	[m/ s^2]
i	输入信号	
p	滚转速率	[°/s]
q	俯仰速率	[°/s]
r	偏航速率	[°/s]
u	输出信号（或响应）	
t	时间	[s]
Δt	测得的相位延迟	[s]

7.2 **下标字母**

A	航空器
AC	航空器
a/c	航空器
PA	航空器驾驶员
PS	模拟机驾驶员
S	模拟机

7.3 **上标字母**

x, y, z 分别沿 X、Y 和 Z 轴。

7.4 **参考系**

为了确保结果在各模拟机之间的一致性，对如下参考系做了定义。

参考系 F_D

参考系 F_D 的起点位于这些测试中可能使用的运动测量系统的中心。x 轴箭头朝前，z 轴箭头朝下。x-y 平面与上方模拟机框架平行，假定该模拟机框架与驾驶舱地板平行。注意 F_D 并未在图 F-5 中明确标出。

参考系 F_I

惯性参考系 F_I 固定在地面上，z-向与重力矢量 g 成直线。该参考系常常在运动驱动算法中使用。

参考系 F_S

模拟机参照参考系 F_S 的起点位于为适合制造商的运动驱动算法所选择的参照点。它附属于模拟机驾驶舱，并且同参考系 F_D 平行。其起点可能与 F_D 相重合。

参考系 F_A

航空器参考系 F_A 的起点位于航空器重心位置。参考系 F_A 与参考系 F_D 平行。就座舱而言，参考系 F_A 与模拟机参考系 F_S 方向相同。

参考系 F_{PS}

这是附属于模拟机的参考系，位于与驾驶舱对称的平面上，高度大约为眼高以下 35 厘米。x-轴箭头朝前，z-轴箭头朝下。F_{PS} 与 F_D 平行。

参考系 F_{PA}

与 F_{PS} 相同，但用于航空器驾驶员。

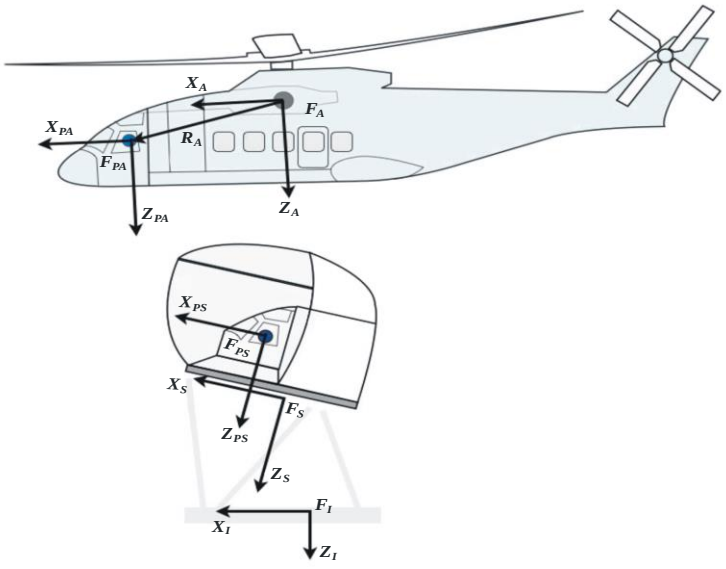


图 F-5 与运动驱动算法相关的航空器和模拟机参考系

附篇 G

传输延迟和滞后测试

1. 背景

1.1 本附篇旨在就进行传输延迟和滞后测试的方法提供指导。

1.2 传输延迟测试已经成为用于确定引入飞行模拟训练设备延迟的主要方法，这种延迟是由于计算过程通过飞行模拟训练设备操纵装置、主机、运动和视景计算机模块时所需的时间造成的。传输延迟测试不依赖试飞数据，但是在下述某些情况下，可能需要来自数据提供者的航空电子设备计算机和仪表数据。

1.3 滞后测试作为一种符合要求的备选手段，始终是可接受的第二种方法。图 G-1 展示了传输延迟和滞后测试的主体框架。

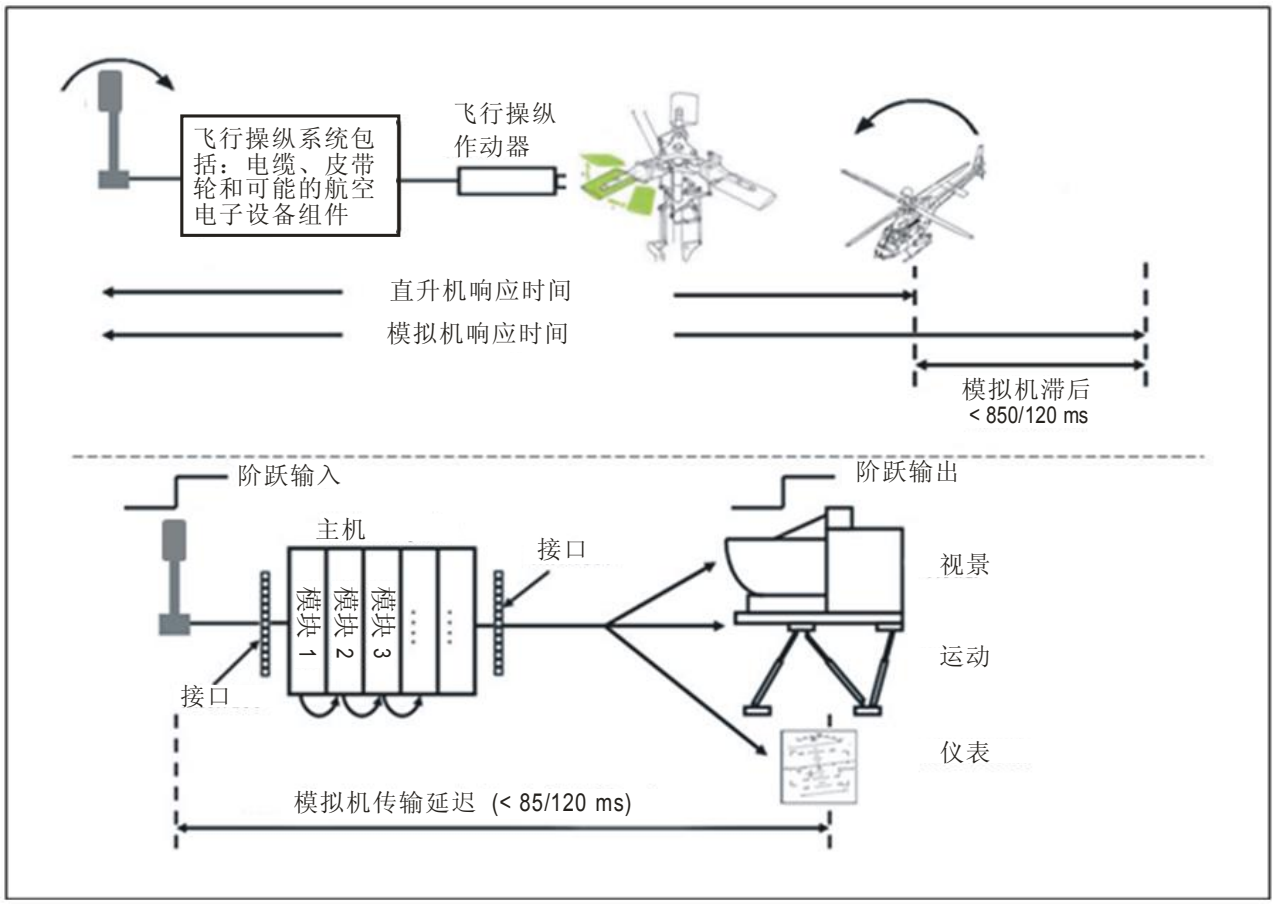


图 G-1 传输延迟和滞后测试

2. 传输延迟

2.1 目的。本附篇描述了应该如何测量引入飞行模拟训练设备系统的传输延迟并证明其未超出特定时间。传输延迟测试的意图并非是同直升机进行比较，而是证明模拟机初始鉴定时具有的可接受的性能，然后将其作为在每一定期鉴定时对软件系统结构进行的非回归测试。传输延迟的测量必须是操纵输入经过接口，经过每一个主机的模块，然后经过接口返回到运动系统、飞行仪表系统和视景系统所产生的延迟，并且要表明这种延迟不超过验证测试表中所要求的容差。

在所有情况下，鉴定测试指南中的许多动态测试和主观操纵测试都已证明，无论是短期模式还是在长期模式的模拟，其响应都在动态上与直升机等效。因此只需要测量由模拟机中的各种直升机中不存在的接口和计算元件附加的最大增加时间。为此，要使一个信号经过整个系统，即从输入进入到来自驾驶杆或操纵杆的第一个接口，经过随后的每一个计算元件或接口，然后通过运动系统、视景系统或驾驶舱仪表退出至给驾驶员的物理反馈。为了使这个信号更易追踪，在元件与元件之间可以采用信号交换方法，从而在整个系统的任何一点上都可看到一个清晰的前沿。但是，应该注意到，该信号必须通过软件和硬件结构的每一元件，并且模拟应该在所有软件元件都起作用的情况下以正常模式运行。这是为了确保在后续的重新鉴定中可以重复进行该测试，以检查软件的改进并未改变总的路径长度。应该提供对所选方法和信号路径，以及输入和记录点的完整描述。

测试结果分析仅要求根据飞行模拟训练设备的类型，输入和输出信号的测量间隔不得大于 85/120 毫秒。由于输入和输出信号都有清晰的前沿，因此确定移动点会非常简单。

2.2 非计算机控制的直升机。对于传统的、非计算机控制的直升机，不需要进行进一步的分析。

2.3 计算机控制的直升机。对于那些从驾驶员输入到最终的输出之间的路径上有电子器件的直升机的飞行模拟训练设备，在此情况下所测得的传输延迟，显然要包括直升机自身的各个器件。这些可以包括飞行控制系统航空电子设备或显示系统。由于传输延迟方法的使用仅仅是为了测量针对飞行模拟训练设备的时间，而非针对直升机的时间，因此，测试结果时间应该由这些航空电子设备元件的通过时间予以抵消。这种通过时间应该基于直升机或航空电子设备制造商提供的数据。直升机设备也可以加旁路，条件是就飞行模拟训练设备接口而言，信号路径被保持。应该提供一个示意图，以便显示正在以此种方式加以考虑的直升机设备的这一部分，以及对信号路径加以处理以使之能够代表所有模拟元件的方法。

对于那些通过变换宿主机、重定目标机或其他类似解决方法更换了所涉航空电子设备器件的飞行模拟训练设备，仍然需要用直升机元件的等量时间抵消测试结果。但是示意图在这种情况下必须证明模拟的航空电子设备与实际的航空电子设备在结构方面的等效性，如果无法做到这点（如，反向设计的航空电子设备模拟机），那么就应在必要时为了确保信号的可读性使用信号交换方法，使控制信号通过上述各种航空电子设备模拟模块。

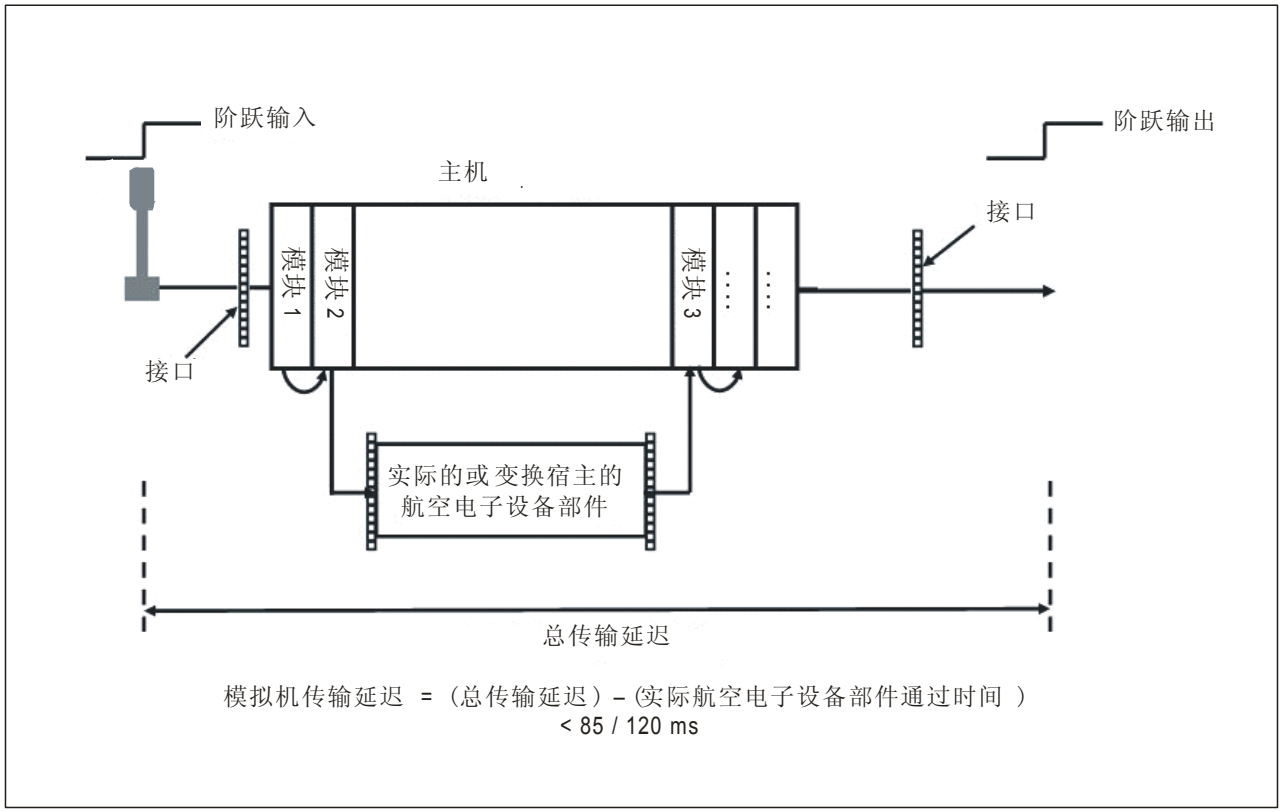


图 G-2 航空电子设备元件的传输延迟

2.4 结果判读。飞行模拟训练设备结果在不同测试之间随时间的变化有所不同是正常的。可以轻易地用一个称作“抽样不确定性”的简单因素对此做出解释。飞行模拟训练设备都以一个特定速率运行，而一台或多台主处理机中的所有模块都按顺序执行。飞行控制输入信号可能迭代出现在任何时间，但是这些数据不会在新的循环开始之前予以处理。就一个以 60 Hz 运行的飞行模拟训练设备而言，可以预想到的最大差异是 16.67 毫秒。当使用多个并行处理机或基于优先次序的执行系统时，散布可能会更大。此外，在某些条件下，飞行模拟训练设备的主计算机和视景系统不是以相同的迭代速率运行，因此主机到视景系统的输出不会一直保持同步。

当用航空电子设备元件的通过时间抵消测得结果时，还需要认识到数字设备通常会根据控制输入与内部设备帧时间的同步情况给出一系列响应时间。直升机或航空电子设备制造商必须通过提供最小和最大响应时间，以及指明该范围内的统计分布，量化应期待的结果范围。可能需要在飞行模拟训练设备上进行数次这种测试，以证明航空电子设备模拟在这些条件下的准确性。

2.5 记录的信号。为进行传输延迟计算而记录的信号应在示意方框图中予以说明。还应说明如何选择每个信号，以及其如何与以上描述相关联。

2.6 视景系统模型。传输延迟测试应既考虑到视景系统昼间运行模式，也要考虑到其夜间运行模式。在这两种情况下，容差以验证测试表中的要求为准，运动响应需要在包含新信息的首次视频扫描结束之前出现。

如果能够证明视景系统在昼间和夜间模式中都以相同的执行速率运行，在每一轴线上进行一个单一测试并辅以一个支持性说明就足够了。

3. 滞后

3.1 本节的目的是就如何进行飞行模拟训练设备延迟测试和如何进行测量给予指导。以下描述用于传统的非计算机控制直升机的情况。

3.2 需要进行 9 项延迟测试。要求在起飞、巡航和进近或着陆构型下进行滚转、俯仰和偏航三个轴线上的测试。所采用的容差同传输延迟测试规定的容差相同。需要用试飞数据支持这些测试。

3.3 该项测试的目的是将飞行模拟训练设备的记录响应同起飞、巡航和进近或着陆构型下在全部三个旋转轴线上驾驶员的突然操纵输入时的真实直升机数据的记录响应进行比较。其目的在于验证飞行模拟训练设备系统的响应时间中超出直升机响应时间（根据制造商数据）的部分不超过验证测试表中所规定的容差，并且运动和视景提示与实际直升机的响应相关。为了确定直升机响应时间，最好在适当的对应旋转轴线上加速。

3.4 因为测试容差是一个以毫秒测量的较小的时间值，所以为了能够获得一个有意义的测试结果，精确地测量直升机和飞行模拟训练设备的响应十分重要。

3.5 直升机响应时间

3.5.1 该测试是一项对运动、视景系统和驾驶舱仪表的定时检查，用来检查飞行模拟训练设备计算机架构的计算延迟。由于直升机数据被用作参照标准，因此有必要为每个测试情况确定直升机响应时间，以使飞行模拟训练设备的响应时间能够分离出来。

3.5.2 很难确定在所选择的轴线上驾驶员的操纵输入使得直升机何时首先移动，因为操纵输入不可能一直是一个阶跃输入。为了为进行这项测试的目的设定一个确定初始直升机移动的明确方法，有必要将适当轴线上的角加速度达到所经历的最大角加速度 10%的点确定为初始移动点。驾驶员操纵输入和直升机达到以毫秒为单位的最大加速度的 10%之间的经历时间应作为直升机的响应时间。

3.6 飞行模拟训练设备响应时间 — 运动。飞行模拟训练设备的运动响应时间为驾驶员操纵输入和运动平台上安装的加速计所记录的可察觉的最初运动移动之间以毫秒为单位的经历时间。运动系统的延迟时间为飞行模拟训练设备响应时间（运动）减去以毫秒为单位的直升机响应时间。该时间要符合测试容差。

3.7 飞行模拟机响应时间 — 视景系统。飞行模拟训练设备视景系统的响应时间为驾驶员操纵输入和以适合于视景系统的方式测量到的可察觉的最初视景变化之间以毫秒为单位的经历时间。视景系统的延迟时间为飞行模拟训练设备响应时间（视景系统）减去以毫秒为单位的直升机响应时间。该时间要符合测试容差。

注：视景系统响应时间测量至发生变化的那一帧开始之时。

3.8 飞行模拟训练设备响应时间 — 驾驶舱仪表。飞行模拟训练设备驾驶舱仪表响应时间为驾驶员操纵输入和以适合于所选择驾驶舱仪表的方式测量到的可察觉的最初变化之间以毫秒为单位的经历时间。驾驶舱仪表的延迟时间为飞行模拟训练设备的响应时间（驾驶舱仪表）减去以毫秒为单位的直升机响应时间。该时间要符合测试容差。

3.9 计算机控制的直升机和其他特殊情况。上面已经为计算机控制的直升机传输延迟测试和可以适用于延迟测试的其他特殊情况提供了指导。

———————————

附篇 H

定期鉴定 — 验证测试数据的提供

1. 背景

1.1 主鉴定测试指南是在飞行模拟训练设备初始鉴定期间产生的。它是与飞行模拟训练设备定期验证测试结果进行比较的经修订的主要文件。

1.2 本文件第 II 部分第 2 章第 2.5 节论述了对初始和定期鉴定的验证测试结果进行评估的过程。该过程随所要评估的飞行模拟训练设备特性的逼真度等级而有所不同。制定主鉴定测试指南是为后续定期鉴定做准备的一个重要步骤。逼真度等级为 S 时，批准的数据仍然为定期鉴定的基准。逼真度等级为 G 或 R 时（声音和运动（参见下文第 1.3.2 段）是可能的例外），主鉴定测试指南为初始鉴定期间确定的参照数据记录，并且是后续定期鉴定的基准。

1.3 当前可接受的提供定期验证测试结果的方法，是提供飞行模拟训练设备结果与批准的数据或参考数据标准的交叉绘图。测试结果要经过认真审查，以确定该测试是否在附录 B 的容差之内。这可能是一个十分耗时的过程，特别是当数据呈现急速变化或出现明显异常而需要在容差应用中进行工程判断时。在这些情况下，解决方法是将其结果同主鉴定测试指南进行比较，并且如果结果相同，就接受该测试。飞行模拟训练设备运营人和国家航空局都在查找自初始鉴定起飞行模拟训练设备验证测试结果中的任何变动。

1.3.1 当逼真度等级为 R 和 S，并且看到与主鉴定测试指南的较小偏离时，如果根据批准的数据进行测量，该测试处于附录 B 的容差之内，该测试结果可能仍是可接受的。

1.3.2 当逼真度等级为 R 时，仅对类型 V 的声音和运动而言：

a) 在未使用批准的主观做法，并且看到与主鉴定测试指南结果较小的偏差的情况下，如果根据批准的数据进行测量，该测试处于附录 B 的容差之内，则测试结果仍然是可以接受的；和

b) 在已使用批准的主观做法情况下，如果根据主鉴定测试指南或参考数据标准进行测量，该测试处于附录 B 的容差之内，该测试结果就是可以接受的。

1.3.3 当逼真度等级为 G 时，如果根据主鉴定测试指南或参考数据标准进行测量，该测试处于附录 B 的容差之内，该测试结果是可以接受的。

2. 定期鉴定测试结果提交

2.1 下文描述的提交定期验证测试结果的方法，完全是为了进一步提高运营人进行定期飞行模拟训练设备验证测试的效率。效率的提高来自即刻识别任何主鉴定测试指南和定期验证测试结果之间任何不一致的能力，

不管进行测试或评估测试人员的经验如何。这种方法实际上仅在飞行模拟训练设备采用为证明验证测试结果的连续可重复性而强烈建议采用自动测试时使用。

2.2 鼓励飞行模拟训练设备运营人绘制定期验证测试结果和主鉴定测试指南结果的交叉绘图。由于每一个主鉴定测试指南测试结果实际上是一个飞行模拟训练设备的“印迹”测试，因此验证测试结果中的任何不一致都会马上显现出来。出现在一个已建立的飞行模拟训练设备中的不一致很可能表明发生了什么变化。除非软件进行了改进或硬件发生了变化，否则这种不一致就可能表明是硬件耗损或某种其他漂移或衰退问题。连续的定期验证测试结果与一个新飞行模拟训练设备的主鉴定测试指南不同，可能表明该主鉴定测试指南测试出了问题，应该更新。这种事情通常仅发生在初次定期鉴定期间。

2.3 运营人应该能够绘制主鉴定测试指南结果或批准数据与定期结果的交叉绘图。交叉绘图的能力应既适用于自动验证测试结果（如适用），也适用于人工验证测试结果。

2.4 就所有类型的飞行模拟训练设备而言，定期鉴定测试结果和主鉴定测试指南测试结果之间的不一致，都可能是发生某种变化的体现。应该对主鉴定测试指南和定期飞行模拟训练设备性能之间的任何不一致进行研究，特别是当这些变化超过上述容差，并且不能简单地给出解释，而是要交由飞行模拟训练设备运营人和国家航空局判断时。

附篇 I

非特定型别飞行模拟训练设备的设计和鉴定指导

1. 背景

不同于特定型别飞行模拟训练设备，非特定型别飞行模拟训练设备旨在代表一个组类的直升机。在其他行业文件中，“通用设备”通常用于指这类非特定型别设备。但是，在本附篇中，“通用设备”已经由“非特定型别”替代，以避免同逼真度等级 “G”相混淆。它进一步减少了这些设备只同“G”模拟特性逼真度等级相联系的寓意，因为除了训练大纲中所关注的主要航空器型别外，它们也可能包括另外一种航空器类型的“R”，甚至“S”逼真度等级。本附篇所给出的指导主要适用于本部分第 2 章表 2-1 中界定的基准国际民航组织类型 I 和类型 II 模拟机类别，也适用于在下列与直升机相关的模拟特性中使用逼真度等级 G 或 R 的其他任何非特定型别设备：驾驶舱布局和结构、飞行模型（空气动力特性和发动机）、地面操纵、直升机系统（ATA）以及飞行操纵装置和操纵力。

2. 设计标准

2.1 *所模拟的直升机构型*。所选择的构型应为训练大纲中可能使用的直升机组类的构型。与国家航空局开展先期讨论，就某种适合的构型，即所谓的“*指定直升机构型*”达成一致意见，对所有各方都有好处。最好及时举行这类讨论，以避免延误设计/建造/验收/鉴定过程，进而确保顺利投入使用。

2.2 *驾驶舱*。驾驶舱应代表所指定的直升机构型。为了确保有一个良好的训练环境，驾驶舱应该尽量封闭，以减少任何干扰。操纵系统、仪表和航空电子设备控制器应反映指定直升机构型的触觉、感觉、布局、颜色和照明，从而创建一种积极的学习环境，并且能够很好地将训练所得用到直升机上。

2.3 *驾驶舱部件*。同任何训练设备一样，驾驶舱区域之内使用的部件不必是航空器部件。但是，所使用的任何部件都应代表典型的训练直升机，并且都应足够结实，以经得住训练任务的磨损。考虑到当前的技术状况，使用简单的基于平面显示技术的表现手段和触屏控制器来代表除了基本的按键型控制器的以外的部件是不能接受的。鉴于为这些设备设计的训练任务十分严格，具有适当的布局和感觉非常重要。如，高度计刻度的旋钮需要切实位于高度计上。使用平面显示技术是可以接受的，但须具有包括复制直升机仪表盘的操作开关/旋钮/按键的实体嵌板。

2.4 *数据包*

2.4.1 气动模型、飞行操纵系统和发动机的数据应准确地基于“指定直升机构型”。考虑到可提供的训练学分范围很广，只代表几个主要构型的模型是不可接受的，并且也不能支持很好的训练。

2.4.2 验证数据可以源自飞行模拟训练设备拟代表的直升机组类中的一架特定直升机，或者可以基于该组直升机中的数架反映“指定直升机构型”的直升机信息。建议在制造过程开始之前，将预期验证数据连同工程报告递交给国家航空局进行评定和批准。

2.4.3 对于具有G级逼真度要求的验证测试（此时所要求的容差为正确趋势和幅度），不需要提供验证数据。而是使用飞行模拟训练设备主观测试来产生基准（“印迹”）客观测试结果，然后再在定期鉴定期间将定期测试结果与该结果进行比较。在这种情况下，应提供一份工程报告。该报告可包括飞行测试数据、制造商设计数据、旋翼机飞行手册和维修手册中所载的信息、经批准的或得到共同认可的模拟结果或预测模型结果、得到公认的理论成果、来自公共域的信息，或飞行模拟训练设备制造商为证实拟用的模型认为有必要提供的其他资料。

2.4.4 *数据收集和模型开发*。对任何建模的一项基本要求都是用于反映所模拟的指定直升机构型的飞行品质和性能的数学等式和模型的完整性。在整个所要求的训练飞行包线中，这些模型都应保持连续性，并且展示正确的趋势和幅度。可以从许多来源获取用于改善非特定类型模型的额外数据，如直升机设计数据、飞行和维修手册、地面和空中观察等，而不必进行专门的试飞。从地面和飞行中获得的数据可以采用如摄影机、纸和笔、秒表或新技术（如全球定位系统）等简单手段进行测量和记录。

2.4.5 应该在具有代表性的质量和重心上收集这类数据。开发这类包括设计理由与原理以及预期性能、测量方法和记录参数（如：质量、重心、大气条件）在内的数据包应认真地形成文件，并且随时供国家航空局作为鉴定过程的一部分进行检查。

2.5 *飞行操纵系统*。对于飞行操纵系统和力模拟特性的有代表性的“R”逼真度等级，在适合于指定的直升机构型的情况下，可能需要有一个各种力不仅因位置而变化也因构型（速度、配平）而变化的主动力反馈提示系统。对于相同模拟特性的通用“G”逼真度等级，可以采用一个利用弹簧的被动力提示系统。但是应该牢记，防止负面学习至关重要，负面特性是不能接受的。

3. 测试和评定

3.1 本部分附录 B 中规定的各项验证测试可由具备适当技能的人员操作，并且人工记录结果。但鼓励使用自动记录和测试，从而增加所获得结果的可重复性。

3.2 所规定的容差旨在确保模拟设备年复一年地符合其原来的目标标准。因此，精心导出目标数据，并且在任何正式鉴定过程开始之前，同有关国家航空局就数值达成一致意见，至关重要。对于初始鉴定，使模拟设备达到其所列容差之内的设计标准极为可取。但是，不同于对特定类型模拟设备规定的容差，为非特定类型飞行模拟训练设备规定的容差旨在确保飞行模拟训练设备在使用寿命期间的可重复性，特别是在每一次定期鉴定中。

3.3 本部分附录 C 所列的各项主观测试应由具备适当资质且有经验的驾驶员操作。

附篇 J

国家航空局的规章修订对现有直升机飞行模拟训练设备数据包的适用性

1. 总则

1.1 除非本部分附录 B 中的飞行模拟训练设备验证测试表中另有明确说明，鉴定测试指南客观测试验证数据应源自直升机的试飞（关于其他例外情况，参见本部分附篇 I：非特定型别飞行模拟训练设备的设计和鉴定指导）。

1.2 所有新的飞行模拟训练设备的数据包，理论上要完全符合现行的飞行模拟训练设备鉴定标准。

1.3 对于国家航空局新的规章修订公布之后首次投入使用的直升机类型，提供支持飞行模拟训练设备鉴定过程的可接受数据需要进行规划和达成规章上的一致（参见本部分附篇 A：新型直升机飞行模拟训练设备的鉴定）。

1.4 对于在国家航空局规章新的修订适用之前得到型号审定的直升机，比照先前的规章修订为任何经修改的或附加的客观测试提供所需数据并非总是可能的。原型机审定之后，制造商通常都不会保留所用的试飞直升机和搜集额外数据所需的仪表。如果试飞数据是由独立的数据提供者搜集的，则仍然保留测试直升机的可能性是最小的。

1.5 尽管如此，最好的验证数据源仍是试飞，尽管其他类型的数据也是可以接受的（例如可参见本部分附篇 B：工程模拟验证数据）。预计数据提供者将竭尽全力地提供所需的试飞数据。如果有任何符合要求的试飞数据存在（在审定或任何其他试飞活动中收集到的），就应提供这类测试数据。如果有可能在新的试飞活动中获得这些试飞数据，就应该获得这些数据，并且在下一次发布数据时将其纳入数据包。当确实没有试飞数据时，可以依照下述优先次序，接受替代数据源：

a) 在一个替代的但是接近等效的条件/构型下进行的试飞，并由一个或多个理由对所做的选择加以说明；

b) 对于某些在执行实际一发失效机动飞行时有安全限制和/或损害考虑的多发动机直升机，运用针对某些所需一发失效测试情况的一发失效训练模式收集的飞行测试数据（参见下文 1.7）；

c) 来自一个可接受源的经审核的工程模拟数据（例如符合本部分附篇 B：工程模拟验证数据中所列指导原则），或者用于航空器审定的数据；

d) 航空器制造商在旋翼机飞行手册、运行手册、性能工程手册或类似手册等文件中公布的直升机性能数据，或者其他经批准的公布数据源（如：生产试飞计划）：

e) 当没有其他可用数据时，可使用未公布的但是可接受的数据源（如：计算结果、模拟结果），但须与相关国家航空局一同在考虑到飞行模拟训练设备所申请的鉴定等级的情况下对具体情况进行审查；和

f) 只有在不能满足上述 a) 至 e) 的情况下，才可使用驾驶员的主观评定来设立基准，并可将其记录为来自接受鉴定的实际飞行模拟训练设备的印迹测试。

1.6 在某些情况下，提供一个以上的测试以支持某一特定客观测试要求，从工程角度讲十分可取。试飞发动机和功率剖面与所模拟的发动机并不匹配的一发失效起飞测试便是一例。一发失效起飞测试在第一次做的时候可将试飞功率剖面作为输入，另一次可对所模拟的发动机上的燃油切断作出完全一体化响应。

1.7 现代多发动机直升机越来越多地配备有一发失效训练模式，以便提供飞行中一台发动机不给旋翼系统明显提供任何功率/扭矩的操作模拟。此类直升机的飞行手册通常禁止在飞行中实际关闭一台发动机，甚或使一台发动机减速至慢车。因此，模拟或验证真正的发动机失效所需的数据将极难获得，甚至实际上是不存在的。于是，这些数据就要在使用一发失效训练模式进行实际直升机试飞过程中获取。但是，建议一项证明与所有其他试飞结果匹配良好的综合模拟对可接受的发动机突然失效的模拟做出预测，是不无理由的。对于这些模拟机，应该最好通过交叉绘图，在对选择直升机上的一发失效训练模式的响应和模拟机对从教员操作台触发的一台发动机失效或突然减速至慢车的响应之间进行比较。如果通过对比显示出重大差异，足以质疑一发失效操作训练的有效性，那么就需要提供详尽的理由阐述。由于一发失效情况下自动发动机操纵的复杂性，通过使用一发失效训练模式下所收集的验证数据来验证直升机一发失效性能的任何提议，都需要在模拟飞行训练设备鉴定之前与国家航空局进行协调。

1.8 对于在国家航空局规章修订适用之前得到型号审定的直升机，在运营人经过几次合理尝试之后仍没有获得合适的试飞数据后，该运营人可以在主鉴定测试指南中说明就某项具体测试没有获得试飞数据或试飞数据不适合该项具体测试。对于每一得不到优选数据的情况，应该提供理由阐述，摆出不符合的理由，并对所使用的替代数据/测试做出合理解释。

1.9 这些理由阐述应该遵照本部分附篇 D 的规定明确记录在验证数据路线图中。

1.10 应该认识到有时可能几乎没有可兼容的试飞数据，因此就可能需要收集新的试飞数据。

2. 使用印迹测试的建议

2.1 只有在彻底调查了其他实用的可选择的数据源而未获成功后，进行印迹测试才是可接受的（关于例外情况，参见本部分附篇 I：非特定型别飞行模拟训练设备的设计和鉴定指导），且之前还必须与相关国家航空局一同在考虑到飞行模拟训练设备所申请的鉴定等级的情况下对具体情况进行审查。

2.2 印迹测试数据应该满足下述要求：

a) 以初始条件构建，并且模拟机按照所需数据要求的构型设置（如：正确的发动机功率状态）；

b) 包括代表所模拟的特定直升机的机动动作；

c) 基于由获得型别等级的驾驶员（见下面的注）且正在执飞该型直升机并得到国家航空局批准的驾驶员人工飞行的印迹测试机动动作；

d) 根据从印迹测试机动动作获得的验证数据构建，并且转换成一个自动测试；

e) 在作为一个带驾驶员输入操纵系统的完全一体化测试进行的自动测试中使用；

f) 对于初始鉴定和定期鉴定，自动进行；和

g) 在可能时由飞行测试数据补充，这些数据将进一步证实所提供测试的预期目的和主要方面。

注：飞机动动作的驾驶员应签名确认整个测试完全具有代表性。

2.3 每一个印迹测试的合格操作指南中都应包括一个明确的理由阐述。应依照本部分附篇 D 中的规定，将这些理由阐述增加到和明确地记录在验证数据路线图中。

2.4 当国家航空局认为印迹测试的数量太多时，飞行模拟训练设备的等级可能会受到影响。国家航空局应该审查验证测试数据中每一个提议使用印迹测试作为验证数据基础的方面。应对任何方面使用印迹测试的程度加以考虑。例如，如果全部或大部分悬停测试都是以印迹测试提出的，而只提交很少的或根本没有提交任何试飞数据，那是不会被接受的。因此应该认识到，如果不仅在总体上，而且在具体方面都过多地使用了印迹测试，可能就需要收集新的试飞数据。

2.5 为定期鉴定的目的，应该达到严密的匹配（参见本部分附篇 H：定期鉴定 — 验证测试数据的提供）。对那些采用印迹测试数据进行的未达到测试标准的验证测试，应该以令国家航空局满意的方式加以处理。

2.6 如果打算采用印迹测试，应该早在提交鉴定测试指南之前就与国家航空局商议。

———————————

附篇 K

飞行模拟训练设备平视显示器（HUD）的鉴定指导

1. 适用性

1.1 本程序适用于所有安装平视显示器（HUD）的飞行模拟训练设备。

1.2 就本文件而言，“平视显示器”将作为一个通用术语使用，是指通过一个固定于直升机机身上的组合仪向驾驶员显示正常“窗外”视景的任何备用直升机仪表系统。

1.3 本附篇详尽描述了评定和鉴定飞行模拟训练设备平视显示器系统的一种方法。如果运营人希望使用另一种方法，应向国家航空局递交一份建议，供其审查和批准。

1.4 在包含一个平视显示器系统的新的、更新的或升级的飞行模拟训练设备的鉴定测试指南(QTGs) 中，应有一个关于平视显示器的符合性声明。该声明证实平视显示器的硬件和软件，包括相关的显示器，与安装在直升机上的功能相同。一个描述信号输入输出流程并与相应直升机构型对照的方框图将用来支持该声明。

1.5 本部分附篇 L：飞行模拟训练设备增强型飞行视景系统（EFVS）鉴定指导提供了额外的和更加一般性的信息，该附篇描述了一种整合和鉴定增强型飞行视景系统的更为通用的方法，这些系统包括超越传统平视显示器功能（仅显示数值和符号）的平视显示器系统。

2. 飞行模拟训练设备/平视显示器标准

2.1 无论平视显示器系统是实际的直升机系统还是通过软件模拟的，都应证明该系统在每一次运行和每一飞行阶段中都能发挥其应有的功能。

2.2 在教员操作台上，或者位于由国家航空局核准的其他位置上，应该有能够重复显示驾驶员组合仪内容的复现器。该显示器的显示格式应复制组合仪的格式。

3. 客观测试

3.1 鉴定测试指南中应包括用于平视显示器姿态校准的静态校准测试。这些测试可以同飞行模拟训练设备视景系统的校准测试相结合。更多的信息，参见本部分的附录 B。

3.2 由软件模拟的（不是实际直升机系统）平视显示器系统应包括全部三个轴线上的传输延迟/通过测试。平视显示器系统的显示响应应在操纵输入的 100 毫秒之内。

4. 主观测试

4.1 国家航空局鉴定人员应对精确复制的平视显示器功能进行评估。

4.2 平视显示器系统应进行的地面和飞行鉴定测试如下，并可以同并非专用于平视显示器测试的主观机动操作相结合。只有那些批准使用特定平视显示器系统的飞行阶段才应进行测试。评定应在昼间、黄昏和夜间条件下进行。

1) 飞行前：

a) 平视显示器系统的飞行前检查。

2) 滑行：

a) 平视显示器滑行引导。

b) 组合仪的地平线与视景地平线吻合，不超过制造商的容差。

3) 起飞：

a) 目视气象条件下的正常起飞。

1) 中线引导 (如果有)。

b) 采用批准用于特定平视显示器的最低跑道视程进行的仪表起飞。

c) 发动机停车起飞。

d) 最大侧风起飞演示。

e) 起飞风切变。

4) 飞行中：

a) 爬升。

b) 转弯。

c) 巡航。

d) 下降。

5) 进近：

a) 目视气象条件下的正常进近。

b) 侧风仪表着陆系统进近：

1) 飞行航径航向应代表航空器的惯性航径；

2) 航道显示与地面上方的航迹相吻合；和

3) 平视显示器组合仪不应过度减弱进近灯光。

c) 发动机停车进近和着陆。

d) 非精密进近。

e) 盘旋进近（如适用）。

f) 复飞 — 正常和发动机停车。

g) 最大演示侧风进近和着陆。

h) 进近风切变。

6) 故障：

a) 导致非正常飞行前测试的故障。

b) 符合起飞和进近期间的训练逻辑的故障。

c) 上面未包括的任何与批准的飞行手册非正常程序相关的故障。

4.3 某些平视显示器系统已经在没有紧急备用电源的情况下通过认证。因此，如果发生短暂的电源中断情况，它们会从失效状态转入重新有效启动状态。这一点应该通过检查制造商的数据得到确认。

———————————

附篇 L

飞行模拟训练设备增强型飞行视景系统（EFVS）鉴定指导

1. 背景

1.1 直升机运行中越来越多地使用增强型飞行视景系统（EFVS），这导致越来越多地需要通过飞行模拟训练设备进行相关训练，特别是因为能够十分安全地将此类设备纳入综合设备中。由于有很多可用的系统，如雷达、热成像（TI）和影像增强夜视镜（NVG）系统（可通过符号提示、激光信息、人工图像和真实图像为飞行机组提供指导），使得要想满足各个系统的具体要求变得十分复杂。然而，下文对增强型飞行视景系统进行了分类，并探讨了将其包含到飞行模拟训练设备中的问题。

1.2 本附篇为直升机飞行模拟训练设备中增强型飞行视景系统的设计和整合提供了指导，并述及了受影响的模拟特性。

1.3 从下列文件中可找到额外指导：

- 美国联邦航空局 AFS-205 10-01（《直升机飞行模拟训练设备的夜视镜（NVG）鉴定》）
- 美国联邦航空局 AFS-205 03-02（《平视显示器（HUD）模拟机鉴定》）
- 美国联邦航空局 AFS-205 03-03（《增强型飞行视景系统（EFVS）飞行模拟训练设备鉴定》）
- 欧洲联合航空局临时性指导文件 12（《增强型视景系统（EVS）模拟机鉴定指导》）
- 新西兰民航局 AC91-13（《夜视成像系统 — 直升机》）。

2. 增强型飞行视景系统分类

2.1 概述

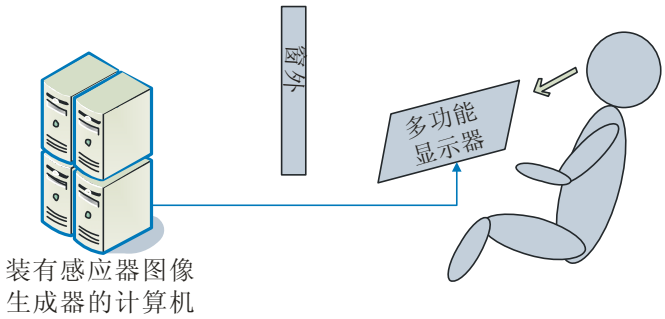
由于有多种设备技术，根据受影响的模拟特性对分立的设备类型进行分类是合理的。人们可独立于实际直升机系统中使用的增强型飞行视景系统技术对此类设备或系统进行分类，然后根据人工生成图像的产生方法对其进行分类。同时，还可对提供给机组成员的图像进行区分，这些图像或是通过受训人员观看的设备（如多功能显示器（MFD））提供的，或是通过受训人员用来观看窗外投影的设备（如平视显示器或头盔显示器）提供的。

2.2 分类

通过分类确定了三个分立的设备类型，并由此可得出专门的实施要求。

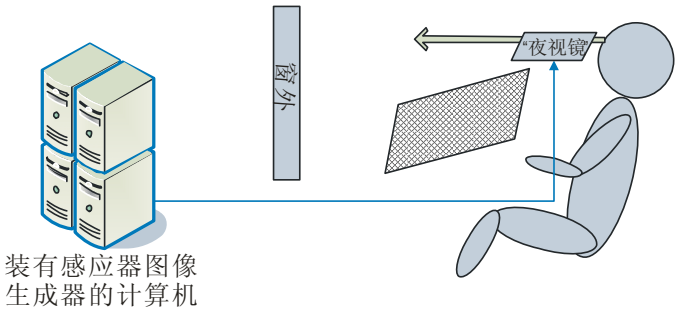
类型 1 在受训人员观看的驾驶舱显示器上模拟的、采用人工生成的图像的增强型飞行视景系统。

示例：由感应器图像生成器（IG）提供并显示在多功能显示器上的热影像。



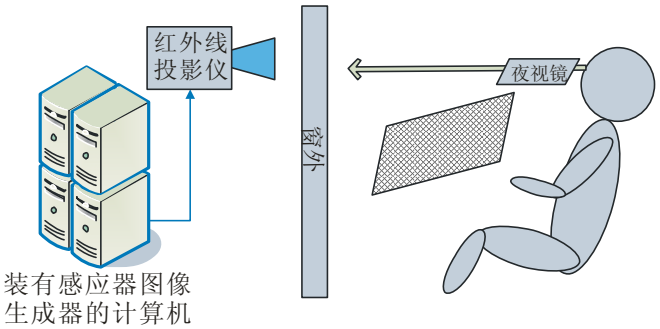
类型 2 在头盔显示器或平视显示器等“透明”显示设备上模拟的、使用人工生成的图像的增强型飞行视景系统。

示例：头盔显示器上显示的热图像；为戴有头盔显示器的驾驶员提供目视辅助的褐视/白视条件着陆系统；通过模拟夜视镜显示的人工生成的夜视镜图像。



类型 3 使用实际设备并由物理刺激驱动的受激增强型飞行视景系统。

示例：使用实际设备和红外线投影的受激夜视镜。



注：目前只有夜视镜可被分类为类型 3 设备。

3. 受影响的模拟特性

3.1 根据增强型飞行视景系统设备的类型，某些特定的模拟特性会受到影响，需要满足特定要求以提供可接受的视景提示。

3.2 如果使用类型1增强型飞行视景系统，下列模拟特性将受到影响：

- 增强型飞行视景系统图像生成器/窗外数据库同步化。
  增强型飞行视景系统的设计和整合应确保相关的显示与传感器方位、窗外视景内容、相关仪表/提示指示相一致。

3.3 如果使用类型2增强型飞行视景系统，下列模拟特性将受到影响：

- 传感器图像生成器/窗外数据库同步化。
  增强型飞行视景系统的设计和整合应确保相关的显示与传感器方位、窗外视景内容、相关仪表/提示指示相一致。

- 增强型飞行视景系统显示设备。
  增强型飞行视景系统显示设备的校准调整、定位、视准和焦点应确保在增强型飞行视景系统显示器上提供一致的内容。

- 驾驶舱。
  驾驶舱照明应通过在使用增强型飞行视景系统时提供适当的照明水平，支持在培训中使用增强型飞行视景系统。

3.4 如果使用类型3增强型飞行视景系统，下列模拟特性将受到影响：

- 窗外数据库同步化。
  增强型飞行视景系统的设计和整合应确保窗外场景刺激设备，同时显示相关夜视场景内容。

- 增强型飞行视景系统显示设备。
  增强型飞行视景系统显示设备的校准调整、视准和焦点应确保在增强型飞行视景系统显示器上提供一致的内容，符号提示应反映一致的仪表指示。

- 窗外场景。
  - 对于使用特定的（S）驾驶舱的飞行模拟训练设备：
    显示设备的类型，根据国家航空局法规，必须与补充型号合格证（STC）中提到的所模拟的特定直升机的显示设备类型相同。

  - 对于使用有代表性的（R）驾驶舱的飞行模拟训练设备：
    显示设备的类型必须代表在真实直升机中进行训练时采用的类型。这包括构型（单目、双目、平视显示器、头盔滤光镜等）以及光谱刺激和光谱响应。

- 对于使用通用的（G）驾驶舱的飞行模拟训练设备：
  可使用任何类型的显示设备，只要该设备可为拟进行的训练提供支持。

- 投影系统。
  投影系统应向初始增强型飞行视景系统设备提供正确的刺激，包括但不限于刺激的光谱范围、刺激强度和造成受激增强型飞行视景系统训练相关反应（如图像散焦）的典型影响。投影系统不仅必须刺激增强型飞行视景系统，还必须提供可视光谱夜景内容。

- 驾驶舱。
  窗户透明度和驾驶舱照明应与增强型飞行视景系统相融合。

4. 关于模拟特性所受影响的指导

4.1 符合性声明

4.1.1 对于增强型飞行视景系统硬件未作为初始设备提供而是在随后才添加到模拟机上的飞行模拟训练设备，要求有符合性声明。符合性声明必须说明，对新添加的增强型飞行视景系统硬件/软件（包括相关驾驶舱显示器和指示）的模拟复现了直升机内安装的原始增强型飞行视景系统。

4.1.2 应有一个说明输入/输出信号并将其与直升机增强型飞行视景系统功能和构型进行对比的框图来支持这项声明。

4.2 感应器图像生成器/窗外数据库同步化（适用于增强型飞行视景系统的所有类型）

- 地面可视段。
  鉴于感应器位置通常远离驾驶员的眼点位置，应重复进行地面可视段测试 （见本部分附录 A，7.12），并在复制每一个所模拟的感应器时特别注意感应器在直升机上的真实位置。

- 增强型飞行视景系统—窗外—驾驶舱指示读数的一致性。
  应进行主观测试以确保增强型飞行视景系统显示内容、窗外显示和仪表指示读数的一致性。测试应包括增强型飞行视景系统显示器所显示的所有信息（人工图像、数据和符号），并检查与所有相关驾驶舱指示读数和仪表的相关性。

- 下列示例可以说明所进行的测试类型：
  - 对于成像感应器，应检查与窗外的一致性，如果适用，也应检查增强型飞行视景系统所显示的物体与这些物体在其他显示（如数字地图）上的表现的相关性。
  - 对于显示所计算的姿态数据（如：褐视情况下的头盔显示器）的增强型飞行视景系统，应将增强型飞行视景系统的指示读数与这种情况下的直升机正常姿态指示读数（如在主飞行显示器和备用仪表上的指示读数）和其他感应器和窗外显示器进行核对。

4.3 教员操作台（IOS）（适用于增强型飞行视景系统的所有类型）

教员操作台应包括所模拟增强型飞行视景系统的显示中继器，如通过驾驶员的平视显示器、头盔显示器或在驾驶舱显示器上所看到的。这包括所显示的任何数据和符号。应复制显示格式（纵横比）。

4.4 类型2增强型飞行视景系统显示设备

4.4.1 类型2设备显示器应为可调节的（根据实际直升机）和可调谐的，以便使增强型飞行视景系统显示器的亮度与原始直升机内的驾驶舱照明和窗外亮度相匹配。

4.4.2 类型2显示设备应该进行适当的轴线校准，并与飞行模拟训练设备平台或实际直升机的驾驶员眼位对齐。应对用于窗外图像生成的可视数据库以及用于感应器图像生成的数据库进行适当的校准。

- 平视显示器校准
  应通过静态校准测试来确保平视显示器校准（参见美国联邦航空局飞行标准处《国家模拟机计划》（AFS-205 03-02）第1.3段）。由点和/或刻度组成的图形应被投射在窗外视景和平视显示器设备上。图形应由相应的图像生成器产生，并至少应涵盖从驾驶员眼点位置看平视显示器设备所覆盖的视场。

  在非准直显示器中，必须确保平视显示器设备的准直距离与距投影面的距离相匹配。在准直显示器中，平视显示器设备的准直距离应与窗外投影距驾驶员设计眼点的距离相匹配。

- 头盔显示器校准
  在提供头盔显示器的系统里，通常需要对驾驶员头部位置进行跟踪，以抵消航空器电子视线和驾驶员目视视线之间的误差，并向遥感器提供定位命令。通过该方法可根据驾驶员的视线以及头部相对于设计眼点位置的绝对位置对感应器图像和符号（如适用）进行计算。头部跟踪器和投影系统几何图会使头盔显示器和窗外图像之间的图像校准出现额外的角度误差。这些误差不是静态的，而是取决于驾驶员的视线以及驾驶员头部在头部跟踪器能够探测到头部位置的区域（“头部运动框”）内的绝对位置。

  鉴于这些原因，特别是如果增强型飞行视景系统提供了窗外相关图像或符号，则应进行头盔显示器动态测试，以便在驾驶员沿直升机纵轴向前看时的头部位置进行测量，同时也在头部运动框左/右和上/下（转头时）的最大角度位置、中心以及边缘（头部移动时）进行测量。

  由点和/或刻度组成的图形应被投射在窗外视景和头盔显示器设备上。图形应由相应的图像生成器产生，并至少应涵盖在驾驶员头部转向其最大角位置时从驾驶员眼点位置看头盔显示器所覆盖的视场。

  在非准直显示器中，必须确保头盔显示器的准直距离与距投影面的距离相匹配。在准直显示器中，头盔显示器设备的准直距离应与窗外投影距驾驶员设计眼点的距离相匹配。

- 延误
  感应器图像生成器生成的并显示在增强型飞行视景系统设备上的图像或符号不应在窗外视景系统之后延迟超过 30 毫秒（参见 AFS 205 03-03《客观测试》第 1.3 段）。

4.5 类型 2 驾驶舱照明

4.5.1 关于类型 2 设备，受训人员要观看两种不同的人工生成的图像。窗外图像应根据第 II 部分或第 III 部分附录 A 的 7.5（光点对比率）和 7.6（系统亮度）给出的要求进行调整。

4.5.2 驾驶舱照明应该是可变的，可调整到在使用增强型飞行视景系统时机组成员的注意力在照明情况下不被分散的水平。这适用于驾驶舱仪表盘照明（“模拟灯光”），以及飞行模拟训练设备驾驶舱提供的各种补光，例如环境光。

4.6 类型 3 增强型飞行视景系统驾驶舱

4.6.1 增强型飞行视景系统类型 3 驾驶舱必须与夜视镜兼容，因为飞行模拟训练设备中使用了原始设备（类型 3 增强型飞行视景系统设备目前仅限于夜视镜）。

4.6.2 针对白天视景的窗外投影通常不复制真实的照明度，亮度较低。驾驶舱灯光通常适合于模拟照明度，因此也要比自然环境的亮度低。

4.6.3 对于受激夜视镜设备的使用，非白天照明度应复制自然环境的照明条件而不需根据模拟条件进行任何调整，因为实际夜视镜设备要求有与实际情况完全相同的刺激水平。

4.6.4 在图像的可视和红外线部分，驾驶舱窗户的透明度应尽可能与原始驾驶舱窗户的透明度接近，包括涂层效果。实际直升机所具有的效果（例如内部照明反光）如果影响到训练的进行，则应进行复制。

4.6.5 通常来说，证明飞行模拟训练设备驾驶舱夜视镜兼容性有两种可行的方法：

- 目前，测试飞机/直升机驾驶舱夜视镜兼容性的方法有很多（如：RTCA/DO-275 —《综合夜视成像系统设备的最低运行性能标准》，2001 年 10 月 12 日；ASC/ENFC 96-01 REV 1 — 接口文件，《照明、航空器、内部、夜视成像系统（NVIS）兼容》，1996 年 3 月 22 日；MIL STD-3009 — 国防部，《照明、航空器、夜视成像系统（NVIS）兼容的接口标准》，2001 年 2 月 2 日），所有方法都遵循了一个基本概念，即经改装的驾驶舱的光源不应比参考航图（USAF 1951 三柱分辨率图）更亮，该参考航图的照明所采用的夜视成像系统亮度[1]是夜视成像系统-A：1.7 x 10^{-10} W/cm²-sr 或夜视成像系统-B 兼容驾驶舱：1.6 x 10^{-10} W/cm²-sr，大约相当于晴朗星光的亮度。该航图距驾驶舱前方的距离要适合于解析航图上所打印的图案的分辨率。当关闭和开启驾驶舱照明时，目标分辨率不应出现下降。

  飞行模拟训练设备环境可使用同样的原则。可将包含可解析的分辨率图案的 USAF 1951 三柱分

1. 对夜视成像系统亮度、夜视成像系统-A、夜视成像系统-B 这些术语的解释，见载于 http://www.hf.faa.gov/docs/508/docs/VF%20-%20NVG%20Pinkus.pdf.的“夜视成像系统照明兼容性评估方法”的文件首页。

辨率图或亮度相当的区域投射在驾驶舱正前方。该区域的亮度可通过标准亮度测量设备进行核实，以便与晴朗星光照明条件下的照明亮度相匹配。检查兼容性的原则可与实际直升机所用的原则相同。

- 根据该测试方法制定出了 MIL-STD-3009 中关于仪表照明的光谱要求。可通过直接测量模拟驾驶舱内部的设备，在核实模拟仪表板亮度时直接使用这些数值。每个驾驶舱控制面板的光谱发射和照明亮度应与标准中提出的要求相匹配。但是，应对夜视镜设备在模拟中的使用情况进行测试，以便于检测实际直升机中没有的额外光源（如模拟机设备或部件的测试灯光）。

4.7 类型 3 增强型飞行视景系统的驾驶舱环境/航行舱

环境（包括所有补充灯光、应急照明等），不得干扰夜视镜训练。因此，环境照明至少应该不影响夜视镜，并可在执行训练程序时关掉。

4.8 类型 3 投影系统

- 概述

受训人员的眼睛由窗外 RGB 投影所刺激，从而在人眼敏感的正常光谱范围内（约 350 海里至 700 海里）提供窗外图像，该范围在后面被称为目视或 RGB 图像部分。夜视镜设备主要由近红外线的辐射所刺激（约 625/665 海里至 900/1 100 海里，根据夜视镜镜片涂层和所使用的夜视镜设备而定）。图像的两个部分，RBG 和红外线部分，在投影屏幕上应该是一致的。

鉴于本节涉及的是图像的 RGB 和红外线部分，这并不意味着需要使用两个不同的投影仪或两个独立图像。一些系统通过红外滤波来使用 RGB 图像，因此仅使用一个图像。对于这些系统，关于红外线图像的章节内容也相应地适用于所投射的 RGB 图像的红外线部分。

使用夜视镜在远距离是可以检测到自然环境中的照明的，在人工环境中也需要这一方面；同样，用来刺激夜视镜的任何图像对飞行模拟训练设备环境中的肉眼来说也应是可见的，仅靠近红外能的投影不足以复制夜间视景。

- 校准

这一节仅适用于使用两个图像进行夜视镜窗外投影。由于要求在投影面上叠加图像，当图像是由两个不同的投影仪生成时，这些图像之间的校准误差可成为能否准确感知图像的关键点。特别是在眼睛适应夜间的低亮度条件下，受训人员必须同时看到两个图像 — 在其夜视镜设备中看到夜视镜或红外线图像部分，以及在其周边视野（或者在抬起/移除夜视镜时的直接视野）中看到 RGB 图像部分。尽管对窗外图像的感知通常局限于轮廓，但灯光在可见光谱中应是可见的，在包含高亮度文化照明（街灯或城市灯光）的地区飞行时，或在月光很亮的时段飞行时，视景内容的可识别性可能需要提高。在某些机动飞行过程中，特别是在起飞和着陆期间以及在限定区域运行过程中，重合的可见图像和近红外线图像是必不可少的。

- 图像的独立性

  窗外 RGB 图像部分和红外图像部分应该可以彼此独立地进行调谐，以便在两个图像对机组成员来说都可见（借助眼睛可看到窗外 RGB 图像部分，通过夜视镜设备可看到红外线图像部分）的情况下，可以根据夜视镜亮度水平对 RGB 窗外亮度水平进行实际调整。

  应确保图像的可见部分和红外线部分不会相互干扰或影响。这尤其适用于在图像的两个部分都可见的照明条件下（如黄昏或黎明），RGB 图像红色或淡红色发生退化的情况。

- 光谱和对比要求

  当在飞行模拟训练设备中的实际夜视镜设备被刺激时，诸如噪声和光晕等与设备相关的所有效应都应被刺激，因为这些效应都是该设备固有的。这是关于对比度和亮度的下列要求的基本原理。

  窗外 RGB 图像应正确模拟黄昏、黎明和夜间情况下的可见度条件，并应支持在低照明强度下对典型夜视镜效果的刺激。整体投影亮度应可调低至可以产生计划的训练所需的足够信噪比的水平。

  在正常照明条件下，窗外 RGB 图像的对比应符合第 II 部分或第 III 部分附录 A 的 7.5（光点对比率）和 7.6（系统亮度）中提出的要求。图像的红外线部分不应影响或限制这些要求。

  窗外图像的 RGB 和红外线部分的组合对比度和亮度应足以刺激夜视镜的典型效果，如噪声、光晕、强光和眩光。这些效果通过提供图像的 RGB 部分和红外线部分的正确强度来刺激。夜视镜设备噪声通过夜视镜设备敏感光谱范围内的低照明强度来刺激。而饱和效应则通过相应的高投影强度（目视和红外线光谱照明可使夜视镜设备出现散焦现象，甚至关闭）来刺激。

  因此，图像的红外线部分所提供的照明条件应至少与下面这样一种照明条件相同，即其照度可以使所选择的训练用夜视镜设备产生与实际夜间条件、晴朗天空和无月光（新月）情况下该设备将产生的噪声水平相当的图像噪声水平。鉴于夜视镜设备的光谱响应远远高于红外线光谱范围，这一数值必须比图像 RGB 部分的低。

  为了刺激饱和效应（如光晕），光点强度应足以刺激训练中使用的夜视镜设备的光晕和完全饱和效应。

- 模拟效应

  夜视镜设备的固有效应，如噪声、光晕、强光和眩光，是由设备本身所产生的，不需要由红外线图像生成器进行模拟，但复合的 RGB/红外线图像必须能够通过投射正确的强度和对比率（参见 4.8d））刺激这些效应。

  复合的 RGB 和红外线模拟应包括夜视镜的典型效应，例如：

- 天气：雾、悬浮微粒、雨、雪、冰雹和云（包括利用夜视镜透视薄雾和薄云的透明效应）；
- 月亮：光线、阴影、晕轮效应的强度；
- 人工灯光（障碍物灯光、跑道灯光、城市灯光等）；
- 所模拟的直升机的任何类型的可见灯光，如探照灯、红外线探照灯、夜航标位灯、频闪灯等）；
- 发热物体；
- 植被、明亮的叶绿素；和
- 发动机排气。

4.9 拟议的验收程序

4.9.1 下文列出了拟议的地面和飞行测试。测试应确保增强型飞行视景系统可在进行经批准的训练大纲中规定的驾驶员训练和检查时运转正常。应采用昼间、黄昏和夜间条件进行评定。

4.9.2 飞行前：

a) 增强型飞行视景系统的飞行前检查；和

b) 起动程序，对起动时间设置的检查，冷却时间（如适用），初始化顺序等。

4.9.3 滑行：

a) 对增强型飞行视景系统滑行指导的评定（如适用）；和

b) 如果增强型飞行视景系统提供了附加符号或信息，检查指导符号（如所显示的地平线）是否与制造商规定的容差（如有）范围内的相应视景显示（如：视景地平线）相匹配；检查增强型飞行视景系统显示器显示的其他任何信息是否与相应驾驶舱指示相一致。

4.9.4 起飞：

a) 目视气象条件下的正常起飞：

对于成像系统，检查与窗外显示的一致性；如果增强型飞行视景系统提供了附加符号或信息，检查符号（如所显示的地平线）是否与制造商规定的容差（如有）范围内的相应视景显示（如视景和人工地平线）相匹配；检查增强型飞行视景系统显示器显示的其他任何信息是否与相应驾驶舱指示相一致；

b) 采用针对接受测试的特定增强型飞行视景系统批准使用的最低能见度进行的仪表起飞。测试应

考虑到为增强型飞行视景系统设计的任何特殊情况（如：白视/褐视情况、热成像感应器的热交叉、零能见度条件下的飞行）；

c) 起飞期间的风切变；和

d) 发动机停车时的起飞。

注：一些增强型飞行视景系统已经获准不带应急备用电源。因此，如果发生任何暂时性功率损耗，这些系统将关闭并有效地重新启动。应通过检查制造商的数据对此类情况进行确认。

4.9.5 飞行中：

a) 对于成像系统，检查与窗外显示的一致性 — 建议在该测试中采用目视气象条件下的昼间场景；

b) 如果增强型飞行视景系统提供了附加符号或信息，检查符号（如所显示的地平线）是否与制造商规定的容差（如有）范围内的相应视景显示（如视景或主飞行显示器地平线）相匹配，；检查增强型飞行视景系统显示器所显示的任何其他信息是否与相应驾驶舱指示相一致；

c) 检查所有可用的操作模式：所观察到的特性应代表原始设备；

d) 执行转弯，以验证与其他所有驾驶舱仪表（如主飞行显示器）的正确关联性；

e) 执行爬升、下降、加速和减速，以确认正确显示了趋势指示和加速度矢量（如有）；

f) 验证增强型飞行视景系统显示器对操纵输入和引导面板选择（如：V/S（垂直速度模式）、指示空速）是否作出了响应（如适用）；

g) 拦截并跟踪导航航线，检查导航指示（如有）；和

h) 通过充分的俯仰和滚转偏移进行机动飞行，以检查格式改变和水平定位器指示或“V 型姿态”。

4.9.6 进近：

a) 目视气象条件下的正常进近；

b) （目视气象条件下）有侧风和无侧风情况下的仪表着陆系统进近。检查增强型飞行视景系统显示器上的飞行航径指示器是否代表航空器的惯性航径（如适用）；

c) 发动机停车时的进近和着陆；

d) 为增强型飞行视景系统设计的特殊情况进近，如：白视/褐视情况、在零能见度条件下着陆、检测限定区域着陆地点内的障碍物；和

e) 非精密进近。

4.9.7 故障：

a) 导致非正常飞行前测试的故障；

b) 逻辑上讲与起飞和进近期间的训练相关的故障；

c) 与增强型飞行视景系统输入参数相关的故障，例如使增强型飞行视景系统运转不正常的照相机失效、感应器失效、无效输入等；和

d) 与上文未包括的任何《旋翼机飞行手册》程序相关的故障。

附篇 M

飞行程序训练器评估指导

1. 引言

1.1 多年来，运营人已经将飞行程序训练器（FPTD）（以前称为部分任务训练器），作为他们其训练大纲不可分割的一部分。本附篇就这类装置的评定评估提供了指导，在评估是否可将其纳入运营人批准的训练大纲中时或许不无补益。

1.2 某些飞行程序训练器已被用于获得飞行时间训练学分，而其他飞行程序训练器则没有。那些提供飞行时间训练学分的飞行程序训练器已经通过国家航空局的鉴定。就本附篇而言，飞行时间训练学分是可用于减少在直升机上或在更高等级飞行模拟训练设备上所需飞行训练时间的被认可的时间。考虑申请飞行程序训练器鉴定的运营人，应参照第 I 和第 III 部分，并咨询其所属国家航空局。本附篇可对这类训练器的鉴定要求提供有益的指导。

2. 要求

2.1 飞行程序训练器是用于进行特定直升机类型明确训练任务的装置。它不必飞行，也不必配备飞行操纵系统。它至少应该模拟一个系统。这种装置的复杂程度可以从非常简单到非常复杂，即从一个简单的飞行管理系统操纵控制和显示装置的训练设备到一个复制直升机所有自动飞行功能的全尺寸驾驶舱。平板显示器训练器在运营人地面训练大纲中具有十分重要的作用，特别是当装有某些相关硬件时，也可在运营人批准的训练大纲中当作飞行程序训练器使用。

2.2 表 M-1 载有对这类装置的最低要求。表格中的第一列是本部分附录 A 表格中的要求编号。没有验证测试要求。对该装置的鉴定将通过第 III 部分附录 C 中适用的测试进行。

2.3 表 M-2 是使用该训练器时记录训练能力和可能的检查能力的建议方法。该表是通用的，涵盖大多数直升机类型和系统。鼓励运营人根据自己的需要对该表格进行修改，可以增加新的事件和/或删除无关项目。建议使用表 M-2 是为了让运营人在该表中记录所有的计划的训练任务。在对飞行程序训练器进行鉴定期间，国家航空局可同意或反对在所列的每项任务中使用飞行程序训练器。当运营人仅打算在有限的一些任务中使用训练器时，这样做会避免运营人将时间浪费在试图确定该装置能够胜任的每一项任务上。本文件应被视为一个“活的”文件，运营人可以就某些变更与国家航空局进行商讨。

表 M-1　飞行程序训练器要求

附录 A 编号	要求	说明
1.1	驾驶舱布局和结构	
	一个开放的、封闭的或感觉封闭的驾驶舱区，备有与直升机相类似的主、辅助飞行操纵装置、发动机与旋翼操纵装置、设备、系统、仪表、面板和足以完成训练任务的相关操纵装置，上述设备安装在与所模拟的直升机相似的空间中。	安装的部件应该相互兼容，并且能够协调工作。 使用带有或不带有实体外罩或蒙罩的电子显示图像的飞行程序训练器仪表和/或仪表板，都是可以接受的。如果训练期间需要驾驶员进行输入，就应该安装可操作的操纵装置。所显示的仪表不应量化失真（步进）。 如安装了类似直升机的操纵装置、仪表和设备，它们应与所模拟的直升机上使用的相对应。如果飞行程序训练器可转换类型，其中一些操纵装置、仪表和设备就需要根据某些转换类型做出改变。 任何训练活动中所要求的跳开关应在功能上代表直升机上的那些跳开关，并且其效果应该准确。 如果有跳开关面板，这些跳开关面板不必在空间上处于正确位置。 在平板显示器上呈现的跳开关，在程序知识训练学分中，应被视为“具有功能代表性”（参见下文的表M-2）。
1.2	座位	
	飞行机组成员的座位应该为机组成员提供具有代表性的适合于所模拟直升机的、相对于设备和仪表而言（如适用）的设计眼点和操纵装置前坐姿（如果安装了这些装置）。 除了飞行机组成员和教员台的座位之外，还应为观察员和国家航空局监察员提供两个合适的座位。	这些座位可以是一般的座椅。

附录A 编号	要求	说明
1.3	驾驶舱/驾驶舱照明	
	控制面板和仪表的照明环境应足以进行操作。	
2.	飞行模型	
2.1	不要求训练器能够飞行，但是，如果适用，空气动力学和发动机模型应能大致代表所模拟的直升机，并且其逼真度足以支持所计划的训练。	
4.0	航空器系统（按ATA章节）	
4.1	正常、非正常和应急系统运行	
	飞行程序训练器中所代表的系统应模拟直升机系统的运行，并包括在地面和在空中的系统相依性（如适用）。至少应代表直升机的一个系统。	一旦启动，正常的系统运行应源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵系统的任何进一步输入。 仅要求进行正常的系统运行，除非运营人的经批准的训练大纲提出其他要求。
4.2	仪表指示	
	在适用的情况下，任何直升机模拟中所涉及的相关仪表指示都应自动地对飞行机组成员或自动飞行装置（包括自动驾驶系统）的操纵动作作出响应。	不要求该装置能够飞行。
4.3	通信、导航、注意和警告系统	
	如果安装了通信、导航、注意和警告设备，这些设备应该与直升机的相似，并且在为适用的设备规定的容差之内运行。	作为最低要求，如果安装了类似直升机的通信、导航、注意和警告设备，它们应与所模拟的直升机上使用的相同。如果飞行程序训练器可转换类型，其中一些设备就需要根据某些转换类型做出改变。
5.	飞行操纵和力	
5.3	（飞行）操纵系统运行	
	如果安装了飞行操纵系统，该系统应该与直升机的相类似，同时应可以进行基本的直升机运行并带有相应驾驶舱指示。 不要求有力反馈。	如果安装了飞行操纵装置，作为最低标准，按照附录A，该装置应该具有“G”逼真度等级，只是操纵装置应与所模拟的直升机相一致。

附录 A 编号	要求	说明
6.	声音提示	
6.1	声音系统	
	如果安装了声音系统，所模拟的正常和非正常运行中任何重要的驾驶舱声音应该类似于直升机，与所模拟的直升机相称，并且可以包括发动机、传动装置、旋翼和机身的声音，以及驾驶员或教员动作引起的声音。	如果安装了声音系统，作为最低要求，按照附录 A，声音提示应该具有“G”逼真度等级，只是该声音应该与所模拟的直升机相同。 不需要符合性声明。
6.4	音量	
	音量控制应该有一个达到所有鉴定要求的音量级设置的指示。 全音量应与初始鉴定时所商定的实际音量大小相一致。如果未选择全音量，应该向教员提供一个非正常设置指示。	如果安装了声音系统。
7.	视景显示提示	不要求，但是如果安装了视景系统，该系统应该至少达到附录 A、B 和 C 中对“G”逼真度等级的视景提示要求。
10	环境 — 导航	
	含有计划运行区域内相应的离场、航路和进近设施与程序的导航数据库（如适用）。 在适用的地理区域内，导航设施应该可以毫无限制地在所涉范围或视线内使用。	应该根据国家航空局对这种系统的要求，对导航数据库进行定期更新维护。
13.	环境 — 空中交通管制（声音）	不要求，但是如果安装了，该系统应该至少达到附录 A、B 和 C 中对“G”逼真度等级的环境 —空中交通管制要求。
14	其他	
14.2	教员操纵装置	
	用于所有所要求的系统变量、冻结、重置以及设置故障以模拟非正常或紧急情况（酌情）的教员操纵装置。	

附录A 编号	要求	说明
14.4	计算机容量	
	飞行程序训练器具有足够的计算机容量、精确性、分辨率和动态响应，以充分支持达到所计划的训练所需的飞行程序训练器总体逼真度。	
14.6	飞行程序训练器的硬件和软件更新	
	根据飞行程序训练器制造商的建议，及时对飞行程序训练器的硬件和软件进行常久性更新，如果该建议关系到训练和/或安全的话。	
14.7	每日飞行前文件	
	要求将每日飞行前文件放在日志中或放在便于查阅的地方。	

注：表M-1第一列中不连贯的编号反映了与附录A所列各项要求的相同编号。

表 M-2 建议的飞行程序训练器训练和检查任务清单
（公司名称）飞行程序训练器识别编号

说明：

N — 训练器不适合或不适用于任务。
1 — 适合于程序知识训练。
2 — 适合于与任务（T）相关的技能训练。
3 — 适合于该任务（TP）的机动操作训练和检查。

事件	1	2	3
飞行准备			
功能检查（飞行前检查）			
飞行前驾驶舱检查			
起动前检查			
直升机自动化程序设计			
导航设备和通信设备安装			

事件	1	2	3
地面操作（起飞前）			
辅助动力装置/发动机起动和试车			
正常起动			N
备用起动程序			N
非正常起动和关车			N
旋翼起动/啮合和加速			
旋翼启动/啮合和加速		N	N
旋翼啮合		N	N
起动系统检查之后			N
滑行 — 地面			
总距杆/驾驶杆摩擦		N	N
滑行/驾驶杆输入所需功率		N	N
刹车操作（正常、备用、紧急）		N	N
地面操纵		N	N
水上滑行/操纵（如适用）		N	N
尾轮/前轮锁定操作			
滑行辅助设备（如移动地图）			
起飞前检查			N
其他			
滑行 — 悬停/空中滑行			
升空特性		N	N
悬停特性、发动机和飞行仪表响应			
有地面效应（IGE）		N	N
无地面效应（OGE）		N	N
悬停功率检查			
有地面效应（IGE）		N	N
无地面效应（OGE）		N	N
悬停转弯			
围绕一点转弯		N	N
在头部周围转弯		N	N
在尾部周围转弯		N	N

事件	1	2	3
反扭矩效应/方向操纵效应		N	N
平移倾向		N	N
无风/逆风/侧风/顺风悬停		N	N
临界方位		N	N
空中滑行/过渡/平移飞行			
前飞		N	N
横飞		N	N
后飞		N	N
起飞和离场			
正常起飞和离场			
从地面起飞和离场		N	N
从悬停状态起飞和离场			
A类和/或1级性能/2级性能（对于所有审定剖面）		N	N
B类或3级性能		N	N
滑跑		N	N
侧风/顺风		N	N
最大性能		N	N
最大审定起飞质量		N	N
限定区域		N	N
坡度		N	N
超障高度		N	N
高于周围的直升机场/起降平台/直升机起降甲板/尖顶		N	N
垂直		N	N
自动化管理			N
转为向前飞行		N	N
离场后检查			
非正常/紧急程序			
发动机失效		N	N
中断起飞			
地面上空		N	N
水面上空（如配备浮筒）		N	N

事件	1	2	3
A 类和/或 1 级性能/2 级性能			
在接地点之前发动机失效		N	N
在接地点或接地点之后发动机失效		N	N
仪表离场			N
其他			
爬升			
正常爬升			N
超障高度		N	N
最佳速度		N	N
最佳角度		N	N
垂直爬升		N	N
一台发动机不工作		N	N
平飞			N
A 类和/或 1 级性能/2 级性能运行（对于所有审定剖面，并且在直升机场标高 300 米（1 000 英尺）以下发动机失效）。		N	N
其他			
巡航			
性能特性			
平直飞行			N
低速飞行（不低于有效平移升力速度）		N	N
加速和减速			N
高速警告			N
转弯			
正常转弯			N
标准速率（速率 1/2、1 和 2）			N
大坡度（30 度和 45 度倾斜角）		N	N
飞行操纵装置伺服系统透明效应		N	N
下降和进场			
正常下降			N
最大速率下降		N	N
自转下降			

事件	1	2	3
直接进场		N	N
有转弯		N	N
仪表气象条件		N	N
至着陆		N	N
功率恢复		N	N
仪表进近			N
仪表进近和着陆			
精密进近至决断高/高度（所有发动机工作）			
仪表着陆系统			
一类进近 — 自动驾驶			N
一类进近 — 人工驾驶			N
有飞行指引仪			N
无飞行指引仪			N
二类进近			
自动驾驶仪交联进近（三轴）			N
自动总距杆（四轴）			N
差分全球定位系统/陆基增强系统的着陆系统			N
精密进近雷达			N
平视显示器/增强型飞行视景系统			N
其他			
精密进近（一台发动机不工作）		N	N
非精密进近至最低下降高度（所有发动机工作）			
无自动驾驶仪			
监视雷达进近			N
机载雷达进近			N
无向信标			N
甚高频全向信标、甚高频全向信标/测距仪、塔康导航系统			N
区域导航/所需导航性能/全球卫星导航系统/所需导航性能进近/要求授权的所需导航性能进近/空间点			N
仪表着陆系统定位信标（航向信标）、定位信标背航道（或仪表着陆系统航向道 — 背航道）			N
具有偏移的仪表着陆系统定位信标/简易定向设备			N

事件	1	2	3
盘旋进近（在目视航段之前）			N
无自动驾驶仪			
有飞行指引仪			
机载雷达进近			N
无向信标			N
甚高频全向信标、甚高频全向信标/测距仪、塔康导航系统			N
区域导航/所需导航性能/全球卫星导航系统/所需导航性能进近/要求授权的所需导航性能进近/空间点			N
仪表着陆系统定位信标（航向信标）、定位信标背航道（或仪表着陆系统航向道-背航道）			N
具有偏移的仪表着陆系统定位信标/简易定向设备			N
盘旋进近（在目视航段之前）			N
无飞行指引仪			
监视雷达进近			N
机载雷达进近			N
无向信标			N
甚高频全向信标、甚高频全向信标/测距仪、塔康导航系统			N
区域导航/所需导航性能/全球卫星导航系统/所需导航性能进近/要求授权的所需导航性能进近/空间点			N
仪表着陆系统定位信标（航向信标）、定位信标背航道（或仪表着陆系统航向道 — 背航道）			N
具有偏移的仪表着陆系统定位信标/简易定向设备			N
盘旋进近（在目视航段之前）			N
平视显示器/增强型飞行视景系统			N
复飞			
所有发动机工作，人工和自动驾驶仪交联			N
一台（或多台）发动机不工作，人工和自动驾驶仪交联			N
自动驾驶仪/增稳系统失效			N
非精密进近，一台发动机不工作		N	N
目视进近			
正常目视进近			
采用目视进近下滑道灯光标志系统/精密进近航道指引器		N	N

事件	1	2	3
不采用目视进近下滑道灯光标志系统/精密进近航道指引器		N	N
大坡度		N	N
小角度		N	N
高于周围的着陆地点		N	N
船舶上的直升机起降甲板或钻井平台		N	N
限定区域		N	N
侧风/顺风		N	N
仪表进近之后目视盘旋至着陆机动操作		N	N
急停		N	N
迫降进近		N	N
过渡至悬停		N	N
平视显示器/增强型飞行视景系统			N
其他			
中断着陆			
所有发动机工作		N	N
一台发动机不工作		N	N
钻井平台或甲板中断着陆		N	N
A类或1级性能/2级性能运行（对于从直升机场标高之上300米（1 000英尺）至着陆决断点或在着陆决断点之后的所有审定剖面）。		N	N
着陆过渡/接地			
从悬停		N	N
滑跑		N	N
坡度		N	N
侧风/顺风		N	N
高于周围的直升机场/起降平台/直升机起降甲板/尖顶		N	N
从目视进近		N	N
从仪表进近		N	N
从自转		N	N
A类运行（1级性能/2级性能）			
在着陆决断点之前发动机失效时着陆		N	N
在着陆决断点之前或之后发动机失效时着陆		N	N

事件	1	2	3
发动机关车和停机（包括适用的检查）			
发动机和系统运行			
停留刹车操作			
旋翼断开和减速			N
旋翼刹车操作			N
其他			
任何飞行阶段			
空调和通风系统			
自动驾驶仪和飞行指引仪			
正常飞行动态特性			N
非正常飞行动态特性		N	N
增稳系统			
正常飞行动态特性			N
非正常飞行动态特性		N	N
通信			
电气系统			
火情和烟雾探测与扑灭系统			
飞行操纵装置			
正常飞行动态特性			N
非正常飞行动态特性		N	N
飞行控制计算机（CCH）			
正常飞行动态特性			N
非正常飞行动态特性		N	N
安定器/稳定器			
正常飞行动态特性			N
非正常飞行动态特性		N	N
燃料和滑油系统			
液压系统			
正常飞行动态特性			
非正常飞行动态特性		N	N
防冰/除冰			

事件	1	2	3
起落架			
正常运行			
备用/紧急/浮筒操作			N
照明			
氧气			
气源			
辅助动力装置			N
发动机			
正常飞行动态特性			N
非正常飞行动态特性		N	N
传动装置			
正常飞行动态特性			N
非正常飞行动态特性		N	N
雷达			
碰撞/地形避让系统（直升机地形提示和警告系统、增强型近地警告系统、近地警告系统、空中交通防撞系统）			N
飞行数据显示/通告			
飞行管理和引导系统			
飞行指引仪/系统显示			
常规			N
平视显示器（包括增强型飞行视景系统，如适用）			N
导航系统			
风切变避让		N	N
电子飞行包		N	N
电子设备清单			
正常运行			
非正常/紧急运行		N	N
语音激活系统			
其他			
机载程序和故障			
等待			

事件	1	2	3
空中危险避让			N
急停		N	N
与旋翼轴碰撞		N	N
失去方向控制		N	N
失去反扭矩有效性		N	N
涡环/主旋翼涡环状态		N	N
地面共振		N	N
自转		N	N
仪表气象条件自转		N	N
无意中进入仪表气象条件			N
从异常姿态改出		N	N
部分仪表			N
旋翼、机身和发动机结冰		N	N
水上迫降		N	N
风切变/微暴流			N
机载气象雷达			N
发动机失效 — 重新起动			N
其他			
增稳系统在飞行中发生故障		N	N
自动驾驶仪在飞行中发生故障		N	N
发动机失火			
在地面上			N
旋翼刹车失火			N
在悬停时		N	N
发动机在向前飞行时失火			N
发动机故障		N	N
机身失火和冒烟		N	N
在地面上			N
在悬停时		N	N
机身在向前飞行时失火和冒烟			N
发动机在临界决断点/中断起飞前失效		N	N

事件	1	2	3
发动机在临界决断点或之后失效（多发）		N	N
在单发失效的情况下进行仪表进近和复飞		N	N
在单发失效的情况下进行仪表进近和着陆		N	N
自转至发动机停车着陆		N	N
在一定高度初发涡环状态/主旋翼涡环状态		N	N
在进近时初发涡环状态/主旋翼涡环状态		N	N
悬停时主减速器/中减速器/尾减速器芯片检测仪/油压警告			N
向前飞行时主减速器/中减速器/尾减速器芯片检测仪/油压警告			N
悬停时液压失效		N	N
向前飞行时液压失效			N
液压作动筒停止工作（伺服系统透明效应）		N	N
目视气象条件下仪表/指示失效			N
仪表气象条件下仪表/指示失效			N
直流电系统失效			N
交流电系统失效			N
电池失效			N
电气设备全部失效			N
燃油传输失效			
燃油供给发生故障			N
起落架发生故障			N
交联操纵装置发生故障		N	N
非交联操纵装置发生故障		N	N
发动机控制单元失效		N	N
其他			

教员操作台（IOS）		是	否
电源开关			
直升机状况：			
总质量、重心、油载，等			
直升机系统状态			
地勤人员职能			
机场和着陆区：			
编号和选择	#：		
跑道选择			
跑道（和其他）道面状况			
预定的位置			
灯光控制			
环境控制：			
昼间/夜间/黄昏或黎明			
云（云底和云顶）			
能见度			
跑道视程			
温度			
风速和风向			
直升机系统故障：			
插入/删除			
排除/重置故障			
锁定、冻结、复位：			
问题冻结/释放			
位置冻结/释放			
复位			
地面速度控制			
遥控教员操作台			
声音控制			
开/关/电阻器			
观察员台			

附篇 N

飞行操纵系统动态特性评定的替代参照线评定方法

1. 背景

在评定飞行操纵系统动态响应时，周期、振幅和误差带是根据一条基准线界定的，该基准线是该操纵装置的稳定状态值。做出这种选择是因为假定该稳定状态值代表着操纵装置在整个测试中的静止位置。对于标准的不可逆操纵系统，这常常是一个有效的假定。但是，如对于可逆操纵系统，操纵装置表面的空气动力影响着操纵装置的瞬间静止位置[1]。在动态测试期间，操纵装置的静止位置会随着飞行条件的变化而变化。在这种情况下，测试结束时瞬间静止位置和稳定状态值并不相等。当根据稳定状态值将容差适用于整个动态响应时，这些容差可能会变得不正确，并且会导致对测试项的评判出现问题。

2. 替代参照线

2.1 在这种情况下，可以采用一个替代参照线，该基准线力求更接近于操纵装置在整个阶跃响应中的真实静止位置。该基准线按照本段其余部分中所述的方法获得。

2.2 在操纵装置的位置曲线上确定中间点，这些中间点被定义为以垂直方式测量，操纵装置位置曲线上等距位于两个连续峰值之间的各点（见图 N-1）。最后一个中间点是动态响应部分已经结束的第一个点，而非最后一个峰值和动态部分结束之间的那一个中间点。

2.3 将中间点连在一起形成“中位数线”。然后，确定基准点，这些基准点被定义为一条通过一个位置峰值的垂直线和中位数线的交叉点（见图 N-2）。

2.4 第一个基准点是激活开始之前操纵装置的最后位置。当这部分没有数据时，将第一个可获得的基准点水平投射到计时起点。最后一个基准点即最后一个中间点。

2.5 将所有基准点连接起来以获得替代参照线（见图 N-2），并且将最终的非动态部分附加到该基准线上。

1. 静止位置被定义为桨叶在驾驶员不施加力（任其自由运动）的情况下最终停下的位置。该位置可能会也可能不会受到空气动力条件、直升机构型（起落架收上或放下）和其所经受的加速度的影响。这要取决于直升机上的飞行操作系统的类型。通常，可逆操纵系统会受到影响，而不可逆系统则不会受到影响。瞬间静止位置被定义为在该瞬间和相同条件下，在某一特定点上的理论静止位置。

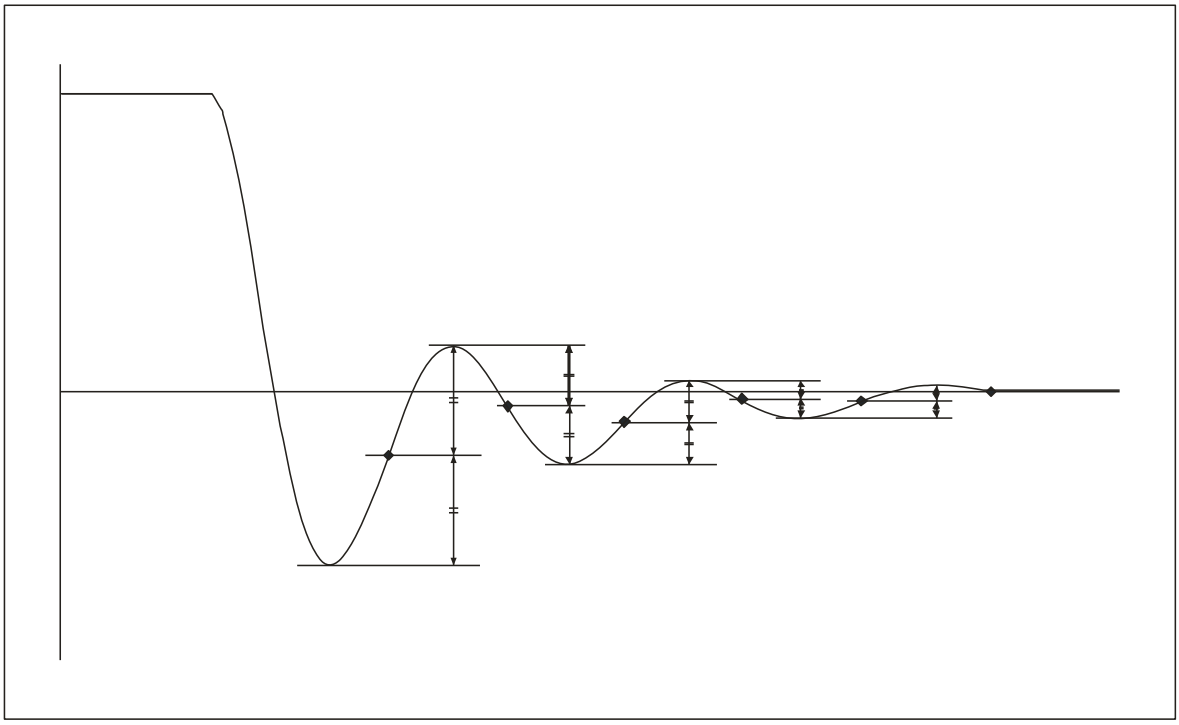


图 N-1　确定中间点位置

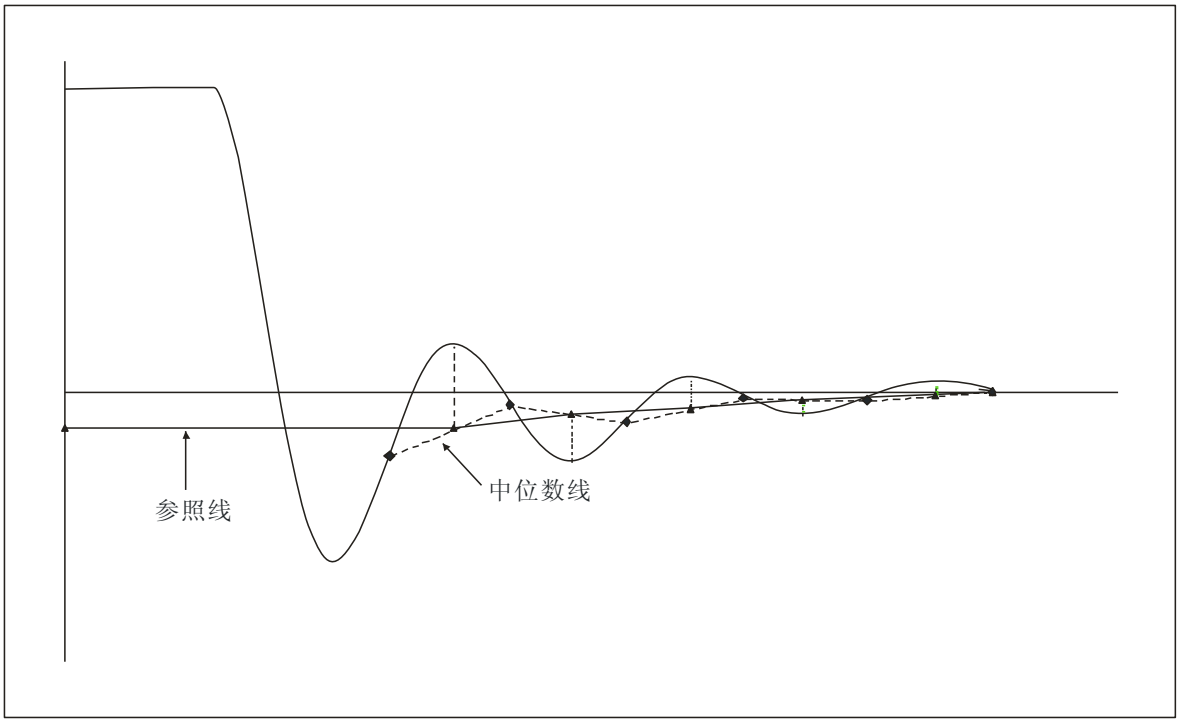


图 N-2　生成最终替代参照线

3. 容差

最终替代参照线（见图 N-3）可以用于计算本部分附录 B，第 3.2.2.2 段中所描述的常规容差。请注意误差带 $T(A_d)$与替代参照线的距离必须为 A_d 的 5%或总操纵行程（停止至停止）的 0.5%。因此，其形状要跟随备用基准线。

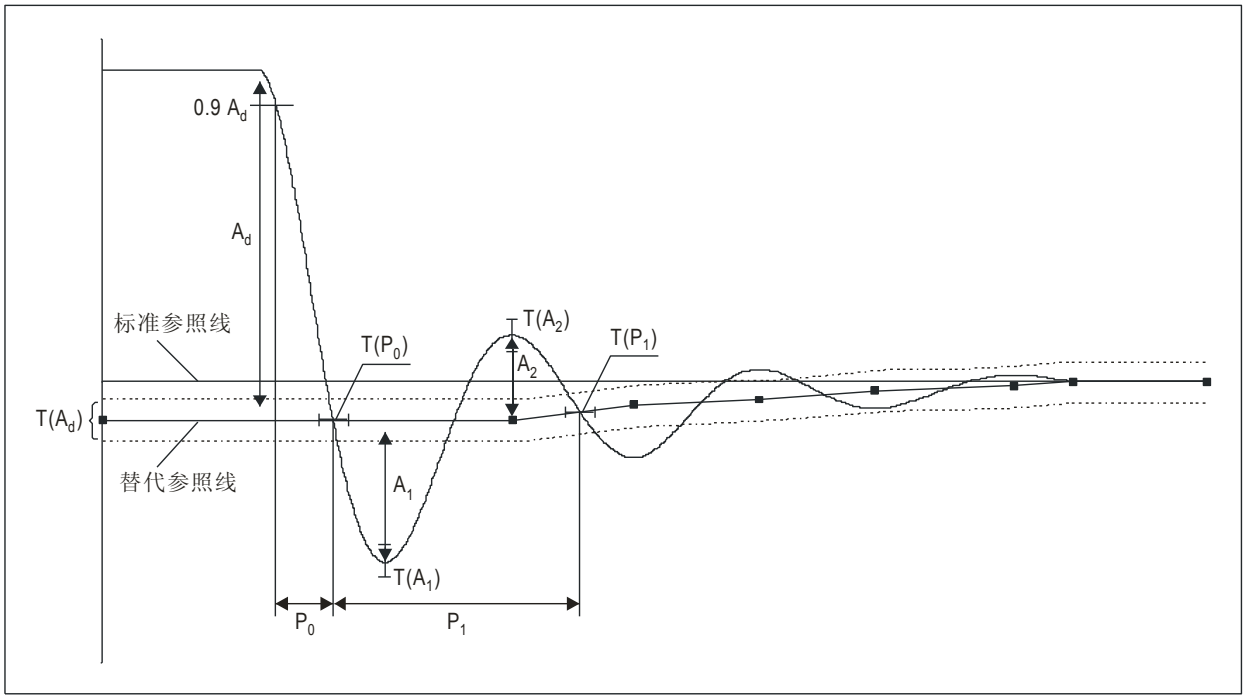


图 N-3　采用替代参照线时所适用的容差

附篇 O

空中交通管制环境指导

众所周知，为了在飞行模拟训练设备上实现具有最高逼真度等级（特定的）的空中交通管制环境模拟，飞行模拟和训练行业目前正在开发技术应用和训练要求。但是，在飞行模拟训练设备中实现最高逼真度等级的空中交通管制环境模拟仍然处于开发阶段。当积累了足够的经验，并且其各项要求经行业审查之后，就会编制出适当的指导材料并在本文件的更新版中予以公布。

本文件第 III 部分的附录 A、B 和 C 中关于空中交通管制环境模拟要求和测试的临时材料，目前不应作为飞行模拟训练设备鉴定的规定。这三个附录的内容应作为行业中继续开发飞行模拟训练设备空中交通管制环境模拟的指导。

附篇 P

振动指导

1. 背景

1.1 旋翼机的运动反馈有很宽的频率和振幅带宽，所包括的提示多种多样，从大幅的持续加速一直到旋翼谐波产生的高频振动。直升机的振动除了会制造刺耳的运行环境之外，还可为驾驶员提供对其操纵航空器的能力至关重要的旋翼动态反馈。因此，驾驶员可通过振动水平和振幅来感知正常和非正常飞行条件，这是直升机飞行不可缺少的组成部分。通过感知振动水平的提高和特性的改变，驾驶员可对旋翼故障或者结冰、损坏等情况迅速做出主观识别。

1.2 飞行模拟训练设备训练环境应将驾驶员置于高逼真度和真实的振动水平之中，以强化训练的迁移效果。如果振动得到精确模拟并与视景和声音系统提示协调一致，便可确保驾驶员在经历具有代表性的工作负荷时制定出适当的操纵战略。

1.3 认识到振动提示对直升机训练的重要性后，就必须注意到这样一点，即飞行模拟训练设备中的此类提示效应可通过使用几种具有不同复杂性和逼真度等级的装置来产生。这些装置既包括使用机械或声学驱动系统的振动座位，也包括对可安装在飞行模拟训练设备上的运动系统加以补充的三自由度（3 DOF）振动平台。尽管本附篇探讨了将三自由度振动平台安装到配有运动系统的飞行模拟训练设备上的多种方案，但人们应该牢记，即使逼真度较低的飞行模拟训练设备类型也可配备相当简单的振动系统，以提供永久性的振动环境，更准确地说，以提供由有助于增强情景意识（应训练驾驶员保持情景意识并对其作出反应）的飞行条件变化或非正常效应引起的可变提示的过渡变化。

1.4 振动的三种特性必须得到精确复制，以营造一种真实的飞行环境，并通过具有代表性的航空器振动来刺激驾驶员：振动趋势、振动轴和振动水平。例如，振动趋势将告知驾驶员直升机已进入悬停和低速平飞之间的过渡阶段。直升机振动是多维的，每次发生在一个以上的自由度上时都将被感知。模拟 X、Y、Z 轴的振动组合已被证明对驾驶员训练来说非常重要。对振动水平的精确复制可提供关于特定机动动作给直升机施加的应力的主观信息。

2. 使用六自由度振动系统产生振动的局限

2.1 对常规六自由度（6 DOF）运动系统产生的旋翼机振动提示进行模拟是有局限性的。虽然大多数运动系统能够复制振动，但直升机的振动幅度和频率（通常为 3 赫兹至 50 赫兹）的动态范围超出了协同运动系统的有限带宽能力（通常在垂直轴上最高为 10 赫兹，在纵轴和横轴上低于 10 赫兹）。

2.2 此外，将有代表性的振动应用于整个飞行模拟训练设备结构，可能对某些飞行模拟训练设备组件的使用寿命有不利影响，例如视景系统。

3. 专用三自由度振动平台的优势

3.1 为增强六自由度运动系统的性能并精确复制振动，同时最大限度地减小对飞行模拟训练设备结构产生的应力，运动提示频率带宽可一分为二。然后可将专用提示装置用于复制每一具体的频段。将较低的频段用于驱动运动系统，将带有大多数振动信息的较高频段用于驱动振动平台。

3.2 可使用两种方案来模拟三自由度的振动：

a) 由一个可根据振动进行调整并按照图 P-1 所示安装在驾驶舱下面的三自由度系统组成的振动平台。该系统将高带宽、独立驱动轴（以避免串扰）和高刚性结合在了一起。

b) 由一个可使座位、操纵装置和主仪表板独立于驾驶舱而振动的三自由度系统组成的振动平台。该方案可减少相对于有效载荷的移动质量，因此可使共振的风险最小化。

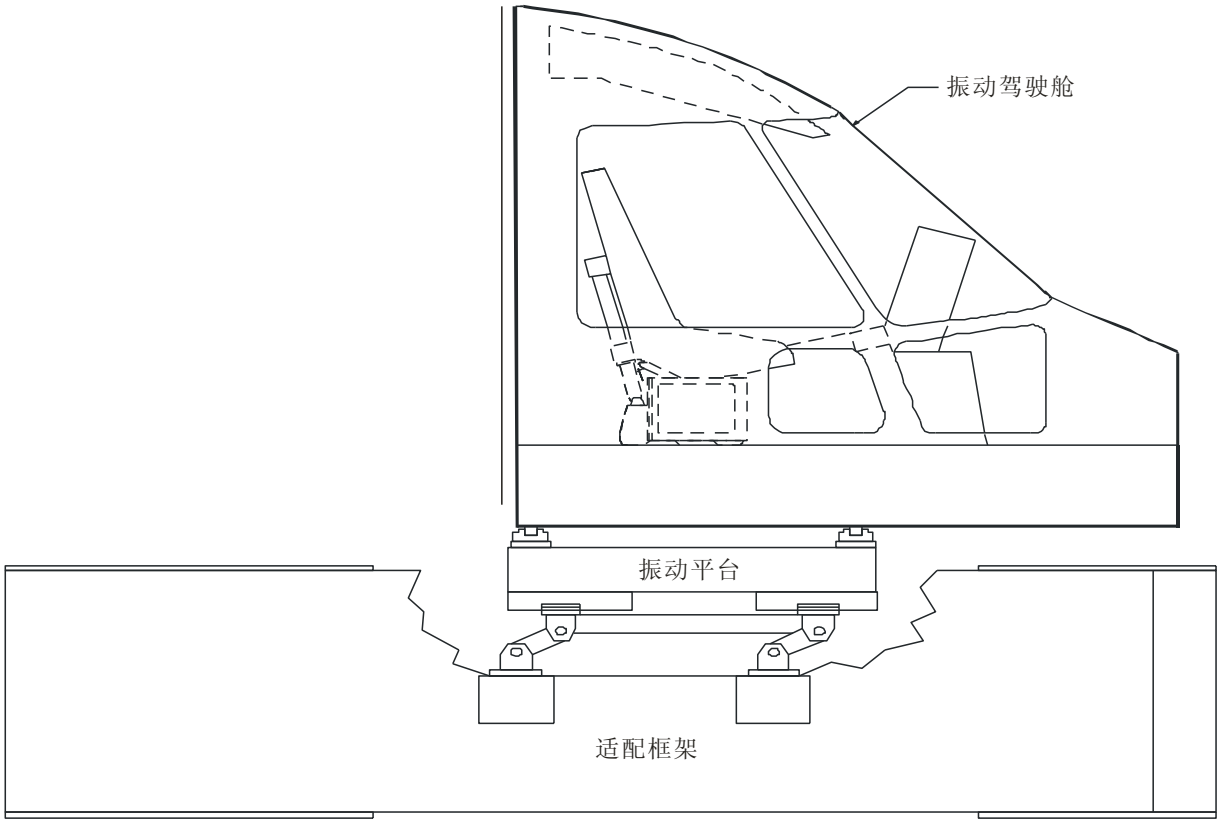


图 P-1 三自由度驾驶舱振动系统示例

附篇 Q

移动式飞行模拟训练设备

1. 背景

移动式飞行模拟训练设备是指飞行模拟训练设备及其独立运行所需的所有相关辅助设备都安装在独立平台上。移动式飞行模拟训练设备被设计得只需进行有限的拆分即可迁移至不同地点，并且在投入运行时不会感到迁移对其之前的鉴定状态产生任何非预期影响（另见第 II 部分第 2 章 2.11.5）。根据设计和运输方式（如：地面运输、空运或海运）的不同，对这种复杂系统进行迁移可能造成之前飞行模拟训练设备接受鉴定时所依据的结果发生些许变化。本附篇的目的是确保最初的主观和客观标准仍能得以保持。固定飞行模拟训练设备的迁移通常需要进行完整的重新鉴定，本附篇并不涉及这一内容。

2. 移动式飞行模拟训练设备的鉴定方案

2.1 为确保初始鉴定的依据在新地点依然有效，国家航空局将在设备迁移之后再次进行鉴定。如果两次鉴定都很成功，则可颁发初始鉴定证书。

2.2 此外，飞行模拟训练设备运营人应在标准飞行模拟训练设备质量管理系统计划之外，向国家航空局再提供一份质量管理系统计划，以确保考虑到迁移的所有方面。迁移前后的检查单应得到国家航空局的认可。质量管理系统计划应至少确保做到如下几点：

- 在每一次迁移之前和之后，成功进行所规定的所有检查；
- 在每次迁移之后，对为了便于飞行模拟训练设备的移动不得不拆下的子系统进行使用前检查或测试；
- 在迁移飞行模拟训练设备过程中和之后，考虑到外部环境的影响，这些影响应包括声音、电源、停飞、隔离、灯光、温度、湿度等造成的问题；和
- 对当地的法规予以额外的考虑，例如消防认证、卫生和安全。

2.3 目标是使国家航空局对飞行模拟训练设备在经历一次次迁移后，性能依然如故给予高度信任。

附篇 R

视景显示系统视场和显示方法指导

1. 适用范围

1.1 本附篇适用于装有横跨驾驶舱的显示装置的所有飞行模拟训练设备，横跨驾驶舱的显示装置指从驾驶舱内的任何位置看都呈现连续图像的显示器。

1.2 在本附篇中，**“准直显示器”**将作为一个通称使用，意指所提供图像离驾驶员的距离似乎大大超出其实际尺寸的显示系统，而**“直接投影显示器”**指所提供图像实际位于驾驶员面前的显示屏上的显示系统。

2. 视场要求

2.1 对于视景显示提示特性的较高逼真度等级（“S”），要求提供 210°的水平视场和 60°的垂直视场。垂直视场一般应遵循充分填满可用驾驶舱窗口区域的原则，使 1/3 的图像位于地平线之上，2/3 的图像位于地平线之下。

2.2 2.1 中的视场要求应涵盖大部分训练任务；但是，在某些情况下，可能要求为与特定运行（如：空中救援、医疗后送、在限定区域内或倾斜地面上着陆、在雪、风沙和扬尘中起飞和着陆、在钻井平台或船舶上起飞、离场、进近和着陆）相关的机动动作提供更大的视场。

2.3 对于视景显示提示特性的“R”逼真度等级，要求提供 180°的水平视场和 45°的垂直视场。垂直视场一般应使 1/3 的图像位于地平线之上，2/3 的图像位于地平线之下。

2.4 对于视景显示提示特性的“G”逼真度等级，要求提供 45°的水平视场和 30°的垂直视场。

3. 显示方法

3.1 本节将讨论两种基本的显示类型。

3.2 准直显示器：在该显示器中，投射到显示屏上的图像通过一个大的凹面镜来观看，该凹面镜由于其所处的位置和曲率，在离观察者 10 米（33 英尺）以上的位置会产生虚像。这种显示器导致的结果是，此类显示屏上的图像看起来好像视景中的所有物体都在离观察者超过 10 米（33 英尺）远的地方（参见图 R-1）。因此，当观察者移动头部时，这些物体好像会与现实中的情况一样随着观察者的头部运动而移动。10 米（33 英尺）被认为是可通过双眼提示判断距离的最大距离。

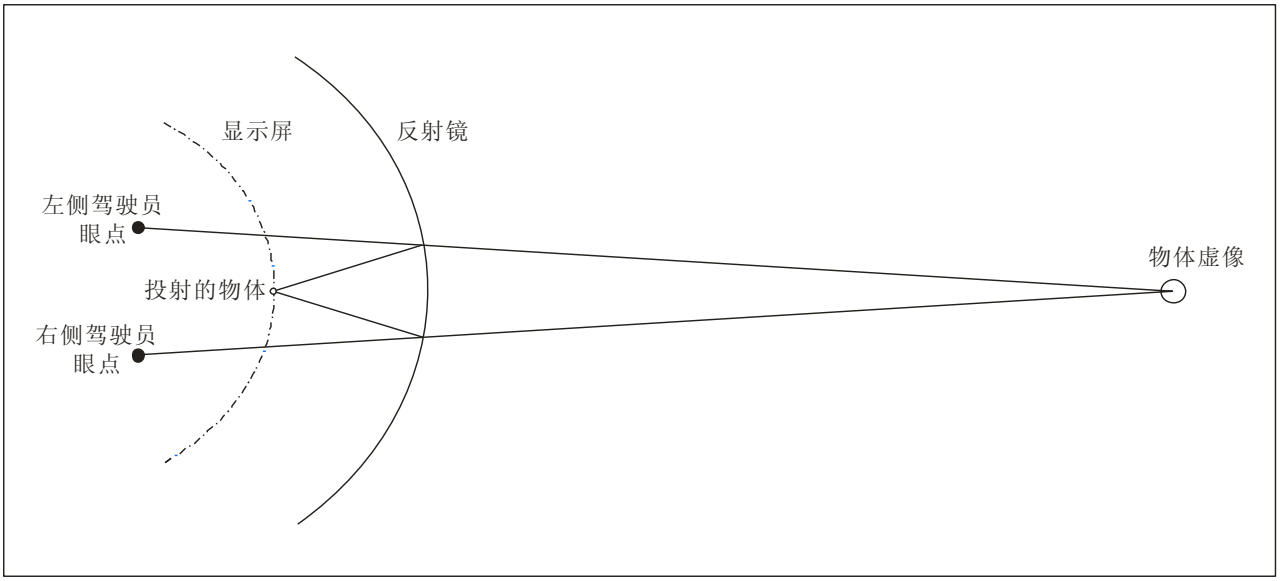


图 R-1　准直显示器

3.3　直接投影显示器：在该显示器中，图像直接投射在显示屏上，显示屏一般离观察者 3 米远，并且根据视场的需要呈圆筒形或球形。此类显示屏上的图像看起来好像视景中的所有物体都在离观察者 3 米远的地方。应该注意的是，可根据所允许的驾驶员角度误差来确定显示屏的最小半径以及驾驶舱相对于显示屏的位置。在图 R-2 所示的示例中，如果标准是对两位驾驶员而言偏差都不超过 10°，则对于位于球形显示屏中心的眼点（在这种情况下，驾驶员的眼间距为典型的 1.168 米（46 英寸）），显示屏半径必须至少为 1.168/（2*Tan10°）= 3.312 米（10.9 英尺）。

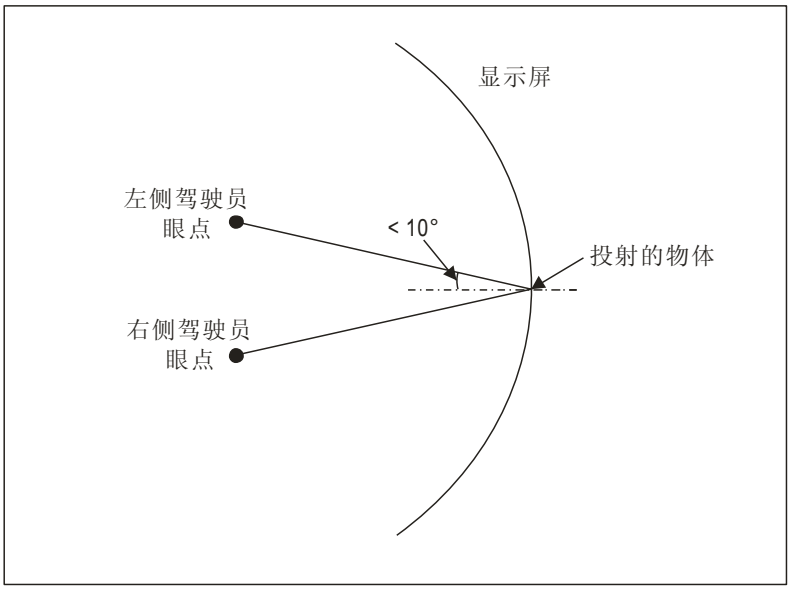


图 R-2　直接投影显示器（图像中心对准）

注：在 3.2 和 3.3 两种情况中，准确保持了图像中物体的透视关系（尽管在“直接投影显示器”这一情况中，仅对于左眼点或右眼点位置而言）。

4. 确定显示方法的标准

4.1　每种显示器类型都有不同的特征，哪一种都不可能成为针对所有训练任务的理想解决方案。因此，选择哪种显示方法取决于哪一种权衡方案最适合特定的训练大纲。

4.2　准直显示器

4.2.1　当今的准直显示器的主显示器的视场都很有限（220°×60°通常为最大视场）。在某些应用中，可以通过使用独立的“机头下部窗户”显示器增加向下视场，但是此类做法通常并不理想，因为两个显示区域之间会产生不连续的现象。

4.2.2　准直显示器的主要特征是并排座椅上的两位驾驶员将以大致一样的方位角（“观看的方向”）看到视景中的物体。这样可以模拟现实中的所有飞行阶段，在接近地面或靠近物体的位置进行低速运行或悬停时除外，此时外围视景提示将变得更为重要。

4.2.3　虽然准直显示器的光学设计存在一些固有的角度误差，但是误差一般最高为 3 度，所以此类显示器将为所有驾驶舱乘员提供大体上准确的视景方向。然而，由于图像是在距离观察者超过 10 米（33 英尺）的位置进行校准的，所以在进行接近地面的操作时，图像的某些部分可能总会显示近至 2.5 米（8 英尺）（取决于航空器的尺寸）的物体。这将造成双眼提示与单眼静态及运动提示之间的冲突。在这两类提示中，对于大多数的飞行阶段而言，只要物体的已知尺寸和形状是可识别的，起主导作用的一般是单眼提示。

4.3　直接投影显示器

4.3.1　在单个驾驶员训练活动中，直接投射的图像是最佳解决方案。

4.3.2　直接投影显示器的优势是，在进行靠近物体或接近地面的低速运行时，眼点距显示屏的距离可能更接近于实际情况。相反，对于远处的模拟物体，头部的任何运动都将导致远处的物体看起来不准确。

4.3.3　直接投影显示器的主要局限是，无法同时为多位观察者提供准确的图像。如果两位驾驶员使用同一投影显示器，图像与执飞驾驶员对准，那么对于典型的圆顶尺寸，非执飞驾驶员的视差可能高达 20°，具体如图 R-3 所示。

4.3.4　最后，直接投影显示器可提供更大的视场，这对于单、双驾驶员运行都是有利的。

4.3.5　图 R-4 中的流程图可以协助确定最佳的飞行模拟训练设备显示系统，但不应将其作为为特定训练要求确定最佳显示器的唯一方法。

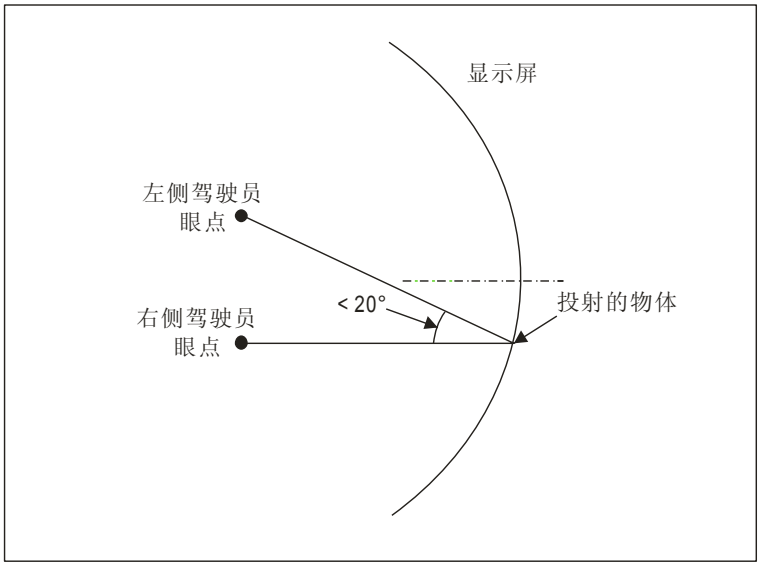


图 R-3　直接投影显示器（图像与右侧驾驶员眼点对准）

5. 总结

5.1　两种显示类型都有其优点，做出的任何选择都是为根据训练要求找到最佳方案进行“权衡”的结果。本附篇的主题可归纳如下：

- 图像距离问题并不是需要加以考虑的唯一因素。哪一种显示类型对于直升机模拟都不是理想的选择。是否有外围提示以及视景的细节水平也很重要。现在，高质量的图像生成器可以提供丰富的视景内容，并且这一能力很可能得到进一步提高。

- 如果运行需要两位驾驶员，则准直显示器可能是首选，除非有必要提供大的垂直视场。

- 对于单个驾驶员运行，直接投影可能是最佳解决方案。

5.2　如果在多驾驶员运行中使用直接投影系统，则其中一位驾驶员将被指定为“执飞驾驶员”，另一位指定为“非执飞驾驶员”。然后，可在安装图像生成器时确保只有执飞驾驶员可获得正确的视景（记住非执飞驾驶员的允许最大偏差为 20°）。如果需要将“执飞驾驶员”的职责调换给另一位驾驶员，则可以对图像进行重新对准，以便为新的“执飞驾驶员”眼点提供正确的视景。使用直接投影系统进行双驾驶员训练，可在不进行眼点偏置的情况下（即让两位驾驶员的偏差都在最高 10°）产生最好的效果。是否选择使用中心对准的显示器取决于负责操作的驾驶员是否需要使用线性视景特性。

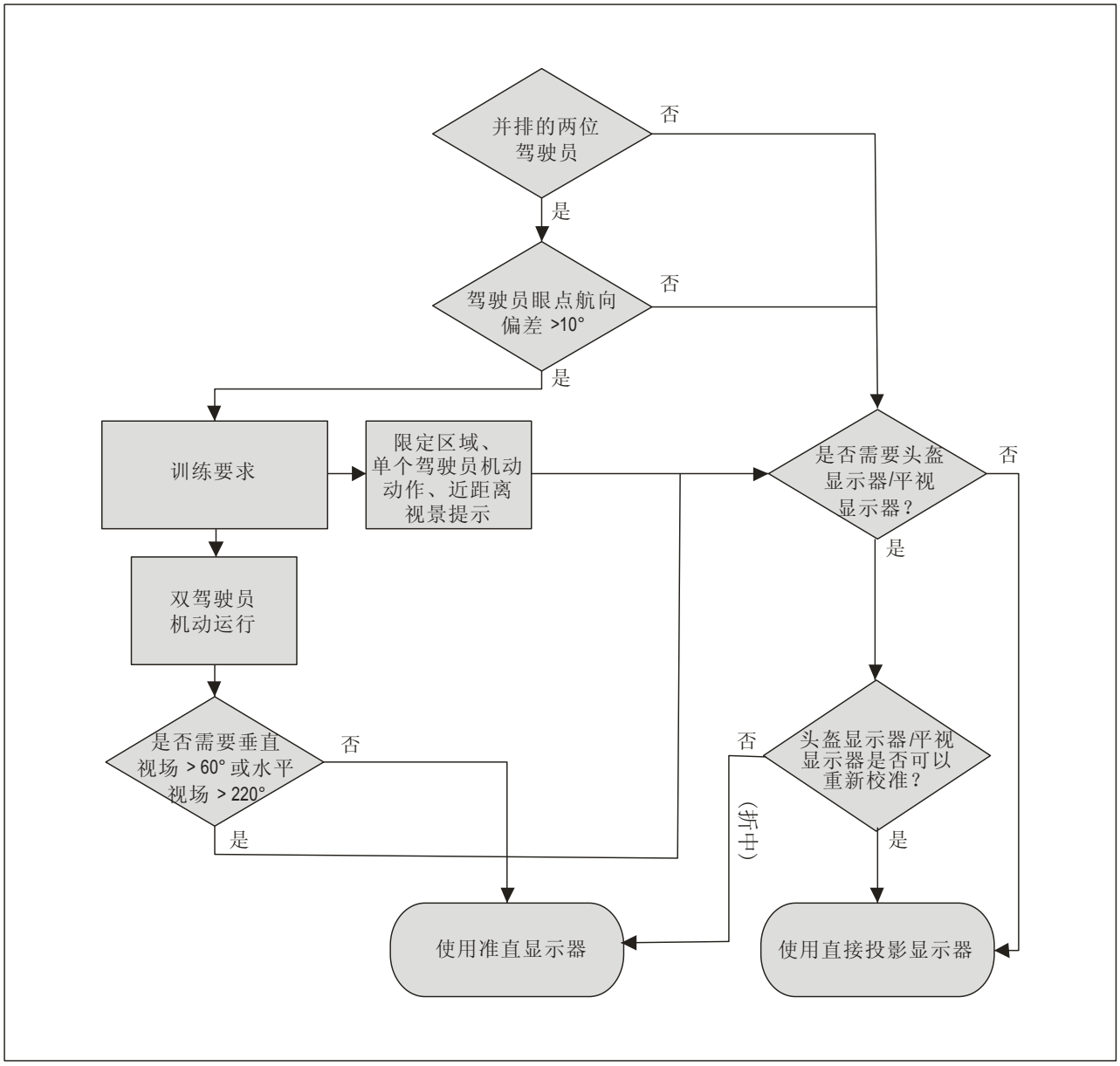


图 R-4　关于选择最合适的显示系统的流程图指导

6.　其他考虑因素

6.1　与直升机模拟相关的一个方面是，如果能够将飞行模拟训练设备移至由于机队规模较小而不值得花钱购买飞行模拟训练设备的规模较小的运营人所在地，则可产生更大的成本效益。这意味着飞行模拟训练设备需要是可运输的或可移动的（参见本部分附篇 Q 关于移动式飞行模拟训练设备的指导）。迁移飞行模拟训练设备时的主要问题是显示设备的尺寸，因为要获得准直图像或真实图像，并且拥有较大的视场和较小的视差，一般需要直径大于 6.1 米（20 英尺）的反射镜或显示屏。

6.2 应该考虑允许“连续视景”中存在最小间隙（< 1/2 度），以便可以将显示屏分解成更小的部分运输。一般来说，一个系统有两个连接处是足够的。可将这一点适用于直接投影显示器或准直显示器，尽管对于准直显示器可能存在技术方面的困难。

———————————

飞行模拟训练设备鉴定标准手册

第 II 卷

直升机

第 III 部分

飞行模拟特性和逼真度等级标准

第 1 章

术语、缩略语和单位

参见第 II 卷第 II 部分第 1 章。

第 2 章

引言

2.1 目的

2.1.1 本卷第 III 部分为使用本卷第 I 部分第 3 章所述过程，根据训练任务所要求的模拟特性确定的直升机飞行模拟训练设备规定各项要求和鉴定标准提供了相关信息。本部分还为国家航空局对用于飞行机组成员训练、测试和检查的指定飞行模拟训练设备进行鉴定规定了绩效和文件存档要求。本卷第 I 部分中所述的过程为新过程，但是各项符合性要求和方法均源自局方和行业的广泛经验。

2.1.2 本卷第 III 部分旨在为国家航空局提供一种在收到申请人的申请后，通过对飞行模拟训练设备进行初始与定期鉴定，对新型飞行模拟训练设备定义或现有某类型飞行模拟训练设备的改型定义进行验证，并且对这类飞行模拟训练设备进行鉴定的方法。此外，本手册还旨在为其他国家局方提供适当方法，使之能够在考虑批准其自己国家的申请人使用某种飞行模拟训练设备时，认可对该种飞行模拟训练设备进行初始和定期鉴定的国家所给予的合格鉴定，而无需进行重复鉴定。

2.2 背景

2.2.1 先进技术的可用性使得飞行模拟训练设备更广泛地用于训练、测试和检查飞行机组成员成为可能。现代直升机的复杂性、成本和运行环境也鼓励更为广泛地使用先进的模拟机。与在直升机内完成的训练相比，飞行模拟训练设备能够提供更为深入的训练，并且还能提供安全和适宜的学习环境。现代飞行模拟训练设备的逼真度通常足以对驾驶员进行评定，并保证将观察到的行为转化为直升机上的实际操纵技术。在不良的环境影响中节省燃油和减少油耗，是使用飞行模拟训练设备带来的重要副产品。

2.2.2 本章中提供的飞行模拟训练设备要求源自通过进行训练任务分析制定出的训练要求，本卷第 I 部分对这些要求进行了充分论述。第 I 部分还规定了确定新的模拟训练设备的过程，这种新设备可能是本卷第 II 部分中规定的现有设备类型的改型，也可能是全新的。第 III 部分为确定对这类新设备的要求和对其进行测试提供了相关信息。

2.2.3 应该通过将某一训练类型的相应训练任务同主要模拟特性的逼真度等级相关联，使用汇总矩阵示例（参见表 2-1）来确定新的模拟训练设备类型。由此确定的飞行模拟训练设备类型，应能用于训练任务的训练，如果适用，还可用于对所选择的与颁发执照或等级相关的训练任务进行测试和检查。可用于这一过程的各种训练类型是本卷第 I 部分第 4 章中所列的那些类型。第 I、第 II 和第 III 部分可能并不支持引入新的训练类型、新的任务或已有任务的变换形式，所以在考虑将它们用于在此使用的过程之前，需要由某个获得授权的机构进行适当的训练任务分析。下表中用于各种训练类型、模拟训练设备特性和设备特性逼真度等级的术语释义见本卷第 II 部分第 2 章的第 2.2.3 段。

2.2.4 训练代码：

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.2.4 段。

表 2-1 关于 Δ (Delta) 设备的飞行模拟训练设备汇总矩阵示例

注：有关鉴定标准确定过程的指导，见本卷第 I 部分第 3 章。

任务编号	设备类型 和 Delta 能力要素 或 训练任务	驾驶舱布局和结构	飞行模型（空气动力特性和发动机）	地面操纵	直升机系统（按 ATA 章节）	飞行操纵装置和操纵力	声音提示	视景提示	振动提示	运动提示	环境—导航	环境—天气	环境—着陆区和地形	环境—空中交通管制（语音）
	类型 V	S	S	S	S	S	R	S	S	R	S	S	S	G
	类型 IV	S	S	S	S	S	R	S	S	R1	S	S	S	G
	类型 III	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	S	S	G
	类型 II (VFR)	R	R	G	R	R	G	S	G	N	S	R	R	G
	类型 I (IR)	R	R	G	R	R	G	G	G	N	S	G	G	G
7.31	悬停时尾桨驱动装置发生故障 (T)	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.32	前飞时尾桨驱动装置发生故障 (T)	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
7.33	悬停时尾桨操纵装置发生故障 (T)	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.34	前飞时尾桨操纵装置发生故障 (T)	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
	类型 II (VFR) Δ 设备累积汇总	R	R	R	R	R	G	S	G	R1	S	R	R	G

2.2.5 对使用表 2-1 来界定所期望的 Δ（delta）设备类型的说明：

2.2.5.1 通过从第 I 部分附录 C 中为所期望的训练大纲选择一组特有的训练任务，便可确定适用于那些任务的飞行模拟训练设备特性逼真度等级标识。通过将这些特性逼真度等级放入表格，并使用累积法（挑选每一特性的最高逼真度等级），就会得到 Δ 模拟训练设备特性的逼真度标识。在表 2-1 所示的示例中，对类型 II（VFR）基准设备进行了补充，以涵盖针对一系列尾桨故障的训练（T），由此产生了类型 II（VFR）Δ 设备，

该设备不同于基准类型 II（VFR）的特性为地面操纵和运动提示。确定模拟训练设备时需要考虑的另一个问题是，不能孤立地处理单个特性逼真度等级。训练设备将以整体方式使用，某些特性在整体运行中可能依赖于其他一些特性。这可能会导致为了确保相互依赖的特性之间的兼容性，而不得不改变飞行模拟训练设备逼真度等级标识。下文的第 2.2.5.3 和 2.2.5.4 段描述了验证测试以及功能和主观测试中对整体特性逼真度等级的处理方法。

2.2.5.2　将新模拟机特性逼真度等级与本部分附录 A 中提供的信息相关联，便可得知对 Δ 设备类型提出的必要要求。

2.2.5.3　将新设备的特性逼真度标识与本部分附录 B 中提供的信息相关联，便可得知需要对 Δ 设备类型进行的必要的验证测试。有关要求在不同综合测试中具有相同逼真度等级的各种特性的内部依赖性示例，参见本部分附录 B 中的验证测试表。就鉴定而言，一组综合特性的逼真度实际上就是该组综合特性内发现的最低的那个逼真度等级。

2.2.5.4　将新设备的特性逼真度标识与本部分附录 C 中提供的信息相关联，便可得知需要对 Δ 设备类型进行的必要的功能和主观测试。功能和主观测试都要在一种以完全一体化的方式使用飞行模拟训练设备特性的环境中进行。测试环境的一体化特性可防止将这些功能和主观测试按照特性逼真度等级归类。一旦出现新的飞行模拟训练设备类型，在其构造中就会不可避免地聚集一系列不同的特性逼真度等级，这就排除了用 G、R 和 S 类别为这些“设备类型”的测试进行分类的可能性。为了避免由于将这些“设备类型”的测试同 G、R 和 S 的测试相关联可能导致的混乱，本部分附录 C 中的表格未列入这些特性逼真度等级。取而代之的是，本卷第 II 部分附录 C 中使用的完整的功能测试和主观测试列表有一个标题为“适用性”的空白列。对于任何新的模拟机类型，要根据这一主列表来确定一个适当的功能和主观测试列表。应该通过对该设备所支持的本卷第 I 部分中所列的适用的训练任务进行分析，并且通过在“适用性”列中对总表中的每一测试情况勾选“是”或“否”来完成这项工作。该列表必须得到相关国家航空局的认可。有关示例，见本卷第 II 部分附录 C，该附录中有针对设备类型 I 至类型 V 所进行的类似练习，其中打勾代表“是”，空白格代表“否”。

2.2.5.5　“其他”模拟特性未出现在该表中，因为训练任务分析不涉及这一点。应该通过判断来确定需要哪些“其他”的项目。

2.2.6　本部分附录 A 规定的飞行模拟训练设备的一般要求和技术要求，根据设备特性和逼真度等级进行分组。本部分附录 B 和附录 C 中的飞行模拟训练设备验证测试以及功能和主观测试，根据相关设备的特性和逼真度等级进行分组。

2.2.7　如果考虑使用该做法，应尽早咨询相关的国家航空局。

2.3　相关阅读材料

参见第 II 卷第 I 部分第 9 章。

2.4 飞行模拟训练设备鉴定

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.4 段。

2.5 飞行模拟训练设备鉴定测试

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.5 段。

2.6 鉴定测试指南（QTG）

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.6 段。

2.7 主要鉴定测试指南（MQTG）

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.7 段。

2.8 电子版鉴定测试指南（EQTG）

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.8 段。

2.9 质量管理系统和构型管理

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.9 段。

2.10 鉴定类型

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.10 段。

2.11 鉴定的实施

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.11 段。

2.12 Doc 9625 号文件第 II 卷在管理框架中的应用

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.12 段。

2.13　对本手册的未来更新

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.13 段。

2.14　鉴定手册

参见第 II 卷第 II 部分第 2 章的第 2.14 段。

附录 A

飞行模拟训练设备要求

引言

本附录论述了根据国际程序对某一设备进行鉴定时该设备所应达到的最低飞行模拟训练设备要求。在确定鉴定要求时，还应参阅本部分附录 B 和附录 C 中所列的验证测试及功能和主观测试。本附录中所包含的某些要求应该由符合性声明（SOC）加以支持，并且在某些指定情况下，还要由客观测试加以支持。符合性声明应该描述相关要求是如何达到的。测试结果应该显示相关要求已经达到。在下文列示的飞行模拟训练设备标准表格中，对符合性声明的要求显示在说明栏中。

1. 要求 — 驾驶舱布局和结构

1.	特性的一般要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
1.S	一个封闭的、全尺寸的直升机驾驶舱复制品，应该有具备完整功能的操纵装置、仪表和开关，以支持预计的使用。 驾驶员在任何操作模式中无需使用的其他设备不必具备使用功能。 封闭的程度必须考虑到预计的使用。				✓	应该提供与直升机一样的窗户，以排除分散注意力的部分，并产生封闭的感觉。 如果直升机装有机头下部窗户，则应该对其进行复制。 被批准用于进行夜视镜训练的设备要求有驾驶舱玻璃窗，以产生真实的内部照明反射。
1.R	一个封闭的或感觉封闭的驾驶舱，排除分散注意力的部分，可代表一个直升机组类，以支持拟定的使用。			✓		用于进行夜视镜训练的设备要求有驾驶舱玻璃窗（反射），如果直升机有此特征的话。
1.G	一个开放的、封闭的或感觉封闭的驾驶舱，排除分散注意力的部分，可代表一个直升机组类的驾驶舱，以支持拟定的使用。	✓				

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
1.1	驾驶舱结构					
1.1.1.S	驾驶舱（模拟区）： 一个所模拟直升机的封闭的、全尺寸的驾驶舱复制品，包括结构、隔板和面板；主及辅助飞行操纵装置；发动机和旋翼操纵装置；跳开关；飞行仪表；导航、通信和类似用途设备；提示和警告系统；应急设备以及附带相关操纵装置和可观察到的驾驶舱指示灯的所有其他设备和系统。 额外需要的飞行机组成员值勤位置以及驾驶员座椅后面的隔板（包括飞行前驾驶舱准备工作完成后任何情况下飞行机组可能需要用到的开关、跳开关、备用无线电面板等）也要作为驾驶舱的一个部分，并且应该与所模拟的直升机相同。 仪表、面板和驾驶舱设备： 上述设备应该置于适当位置，并且具有精确功能；在适用情况下，在正确的运动范围内操纵上述设备所要求的技巧、用力和方向都应与所模拟的直升机组类相类似。 （续）				✓ ✓	驾驶舱（模拟区）： 注：用于飞行模拟的驾驶舱包括飞行机组成员座椅最尾端机身横截面之前的全部空间，或者在适用时，至附加的飞行机组成员座椅后缘和/或所需隔板尾端那个横截面之前的空间。 训练大纲未要求的配套系统或功能不需要模拟软件的支持，但是应配备所有可视的硬件及相关操纵装置和开关。作为任何正常、非正常或紧急情况下驾驶舱程序的一部分的系统，其功能应该达到与所模拟的直升机使用这些程序时相同的程度。模拟软件不支持的系统或功能应该在飞行模拟训练设备鉴定测试指南信息页上予以说明。 仅包括起落架销舱、消防斧或灭火器、备用灯泡、航空器文件袋等物品的隔板可以省略。 训练大纲所需的物品或合理的复制品都应配备，但是可以移至尽可能距原来位置近一些的合适位置；否则，这些物品也可以省略。消防斧和任何具有类似用途的仪表应该省略，或者以轮廓或照片或类似技巧来表示。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
	窗户复制： 应该包括窗户和机头下部窗户（如有）。玻璃窗应该可以产生所模拟直升机的反射效果，如在夜航条件下的仪表反射、镜像效果等。 在适用情况下，操作驾驶舱窗户的设备应该包括在内，但是实际的窗户不必可操作。如果直升机驾驶舱有机头下部窗户，则应该对其进行复制。 应该对任何窗户配件以及视野内可见的其他直升机部件（如雨刷、防雾布线、皮托管、把手、钢丝钳）进行复制。复制品可以不具功能，在一些情况下，仅仅是一个轮廓也是可以接受的。 内部空间： 驾驶舱（包括任何配置的教员操作台或观察员座位）应该完全封闭。 （续）				✓ ✓	仪表、面板和驾驶舱设备： 使用带有实体外罩或蒙罩的飞行模拟训练设备仪表和/或仪表板电子显示图像是可以接受的，条件是： — 所有仪表和仪表板布局尺寸正确，如有差别，也是驾驶员感觉不到的； — 各个仪表完全模仿直升机仪表，包括仪表的全部功能及内置逻辑（如有）； — 所显示的仪表不会量化失真（步进）； — 仪表显示特性模仿直升机的仪表特性，包括：分辨率、色彩、辉度、字体、填充模型、线条式样和符号。亮度应该与相应的照明控制装置相称；应该根据模拟机的照明条件来调整最大亮度； — 外罩或蒙罩，包括边框和游标（如适用），模仿直升机面板； — 仪表操纵装置和开关模仿直升机的操纵装置和开关，并且操纵技巧、用力、行程及方向都与直升机相同。 — 仪表照明应该模仿直升机上的仪表照明；应该用与直升机相同的控制装置（如照明面板）来操作这些照明；操作逻辑（如用一特定的按钮来控制光照的类型）应该与直升机相同；

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
						— 在适用情况下，仪表面板应该与直升机上的仪表面板相同； — 对于三维仪表（如机电仪表），显示图像应该： — 显示与所复制的仪表具有相同的三维深度。模拟仪表的外观从任何角度观看都应与实际直升机仪表的外观相同。实际直升机仪表由于观察角度和视差所造成的任何仪表读数误差都应复制在模拟仪表显示图像上；和 — 显示与直升机仪表相同的典型振动。可以通过模仿所显示的仪表图像来复制振动的效果，只要与所模拟的直升机之间看不出任何差异。 跳开关： 所有驾驶舱跳开关都应该与所模拟直升机上的跳开关相同，且安装位置应与该直升机的一样。 影响程序和/或控制可观察到的驾驶舱指示灯的跳开关应该能准确地正常工作。 操纵跳开关所要求的触觉、技巧、用力和方向应与所模拟直升机的相同。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
1.1.1.R	驾驶舱（模拟区）： 一个封闭的或感觉封闭的，在空间上代表所模拟的直升机组类的驾驶舱和构型（包括仪表板布局），包括完成训练活动所需的结构、隔板和面板；主及辅助飞行操纵装置；发动机和旋翼操纵装置；跳开关；飞行仪表；导航、通信和类似用途设备；提示和警告系统；以及附带相关操纵装置和可观察到的驾驶舱指示灯的所有其他设备和系统。 仪表、面板和驾驶舱设备： 上述设备应该置于适当位置，并且具有精确功能；在适用情况下，在正确的运动范围内操纵上述设备所要求的技巧、用力和方向都应与所模拟的直升机组类相类似。 窗户复制： 应该包括窗户和机头下部窗户（如有）。 窗户附件可以省略。 内部空间： 驾驶舱的内部空间只需与所模拟的直升机组类的驾驶舱相类似。 内部空间只需延伸至驾驶舱的后端，无需包括教员操作台。			✓ ✓ ✓ ✓		驾驶舱（模拟区）： 飞行模拟训练设备的驾驶舱包括飞行机组成员座椅最尾端机身横截面之前的全部空间，或者在适用时，至附加的飞行机组成员座椅后缘和/或所需隔板尾端那个横截面之前的空间。 如果飞行模拟训练设备用于目视飞行规则训练，该模拟训练设备应该代表与用于飞行训练的真实直升机相类似的直升机组类和构型（包括仪表板和遮光板布局）。 仪表、面板和驾驶舱设备： 使用带有实体外罩或蒙罩的飞行模拟训练设备仪表和/或仪表板电子显示图像是可以接受的，条件是：该仪表具有与直升机类似的可操作控制装置。仪表显示不应量化失真（步进）。 跳开关： 应该有具代表性的跳开关面板（可用照片复制品）并位于有空间代表性的位置。只需要以类似组类的方式模拟那些在正常、非正常或紧急程序中使用的跳开关，这些跳开关应具备精确功能。 内部空间： 由于仅要求一个具有空间代表性的驾驶舱，封闭空间的实际尺寸可以用在互换型飞行模拟训练设备上来模拟一组以上的直升机。飞行模拟训练设备的每种换型都应代表所模拟的直升机组类，某些换型可能需要对某些操纵装置、仪表、面板、挡板等进行改变。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
1.1.1.G	驾驶舱（模拟区）： 一个开放的、封闭的或感觉封闭的驾驶舱区，备有完成训练任务所需的与直升机相似的主及辅助飞行操纵装置、发动机和旋翼操纵装置、设备、系统、仪表、面板和相关操纵装置，这些设备安装在与所模拟的直升机组类相似的空间中。 飞行仪表板的位置和机组成员的座椅应该使机组成员在操纵装置前的坐姿和设计眼点位置类似于真实直升机。 内部空间： 一个开放的、封闭的或感觉封闭的驾驶舱区，排除分散注意力的部分，该驾驶舱区应该与可代表一组直升机的直升机相似。 内部空间（如有）无需包括教员操作台。	✓ ✓				驾驶舱（模拟区）： 如果飞行模拟训练设备用于获得目视飞行规则训练经历，该模拟训练设备应该配备有代表性的遮光板，为机组成员提供与用于训练的真实直升机上相同的设计眼点位置。 仪表、面板和驾驶舱设备： 安装的部件应该相互兼容，并且能够协调工作。 使用带有或不带有实体外罩或蒙罩的电子显示图像都是可以接受的。如果训练期间需要驾驶员进行输入，就应该安装可操作的操纵装置。仪表显示不应量化失真（步进）。 类似直升机的操纵装置、仪表和设备意指与所模拟的直升机组类上使用的相对应。如果飞行模拟训练设备可换型，其中一些操纵装置、仪表和设备可能需要针对某些换型做出改变。 触摸屏面板： 对于机组资源管理训练，由两名机组成员操作的触摸屏区应该可以识别多个触点（多点触控技术），以便使机组可以同时工作，例如在跨座控制台或上方区。 跳开关： 只需要设置在正常、非正常或紧急程序中使用的跳开关，并以类似于直升机的方式模拟，这些跳开关应具备精确功能。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
1.2	座椅					
1.2.1	飞行机组成员的座椅					
1.2.1.S	飞行机组成员的座椅应该复现所模拟直升机的座椅。				✓	直升机驾驶舱观察员座椅不被认为是额外的飞行机组成员值勤台，可以忽略。
1.2.1.R	所有飞行机组成员的座椅应该代表所模拟直升机的座椅。 飞行机组成员的座椅应该让使用者能够获得为所模拟的直升机组类设定的设计眼点参考位置。			✓		直升机驾驶舱观察员座椅不被认为是额外的飞行机组成员值勤台，可以忽略。
1.2.1.G	飞行机组成员的座椅应该为机组成员提供有代表性的设计眼点位置，并且能够进行充分调整，使使用者可酌情根据所模拟的直升机组类在操纵装置前摆出适当的坐姿。	✓				直升机驾驶舱观察员座椅不被认为是额外的飞行机组成员值勤台，可以忽略。
1.2.2	教员和观察员座椅					
1.2.2.S	除飞行机组成员的座椅外，还应该有一个教员台座椅和两个留给观察员和局方监察员的合适观察员座椅，它们位于机上或机下。 安装在机上时，教员操作台座椅和至少一个观察员座椅的位置应该能够充分看到驾驶员的控制面板和前窗。 安装在机下时，教员应该可以对机组、机组动作以及仪表指示灯进行监控，并且应该可以获得机组观察驾驶舱外时所具有的合理的窗外视景。				✓	教员和观察员座椅不必与直升机上的教员和观察员座椅一样。 三个座椅都应该具有充分的舒适度，使使用者能够在两小时训练期间保持坐姿。 对于具备运动提示系统的飞行模拟训练设备，任何机上教员/观察员座椅都应该牢固固定，并且配备有充分完好性的主动约束装置，以便在任何已知或预计的运动系统的移动中，能够安全约束使用者。 两个观察员座椅都应该有可用来做笔记的足够的照明，并且有一个可选择性地对所有机组成员和教员通讯进行监测的系统。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
	安装在机下时，两个观察员座椅都应该配备对训练活动（机组和教员）进行视频和音频监控的适当手段，并且应该可以让观察员做笔记。至少一个座椅应该可以获得机组观察驾驶舱外时所具有的合理的窗外视景。					观察员“观察驾驶舱外时所具有的合理的窗外视景”可以与教员获得的视景一样，只要观察员在不干扰教员或不分散教员注意力的情况下能获得充分的窗外视景。 局方可以依据不同的驾驶舱构型或训练要求考虑对此要求做出选择。
1.2.2.R	除飞行机组成员的座椅外，还应该有一个教员台座椅和两个留给观察员和局方监察员的合适座椅。			✓		这些座椅不必复制航空器上的座椅，可以简单到与放置在适当位置的办公室座椅一样。
1.2.2.G	除飞行机组成员的座椅外，还应该有一个教员台座椅和两个留给观察员和局方监察员的合适座椅。	✓				这些座椅不必复制航空器上的座椅，可以简单到与放置在适当位置的办公室座椅一样。
1.3	照明					
1.3.1	驾驶舱照明					
1.3.1.S	驾驶舱照明应该复现直升机驾驶舱的照明。				✓	要求进行主观测试。
1.3.1.R	面板和仪表的照明环境应足以进行预计的使用。			✓		可以安装背光面板和仪表，但并非必需的。
1.3.1.G	面板和仪表的照明环境应足以进行预计的使用。	✓				可以安装背光面板和仪表，但并非必需的。
1.3.1	周围照明					
1.3.2.S	驾驶舱的周围照明环境应该与视景显示器保持动态上的一致，并足以进行预计的使用。				✓	周围照明的亮度应该均衡，不会分散飞行机组成员的注意力。 要求进行主观测试。

	特性的技术要求 驾驶舱布局和结构	G	R1	R	S	说明
1.3.2.R	周围照明的亮度应该均衡，不会分散飞行机组成员的注意力。			✓		要求进行主观测试。
1.3.2.G	对周围照明没有特别要求，但应该确保仪表在所有训练情形下的易读性。	✓				要求进行主观测试。

2. 要求 — 飞行模型

2.	特性的一般要求 飞行模型	G	R1	R	S	说明
2.S	所模拟的直升机在有地面效应和无地面效应的悬停时的空气动力和发动机建模，包括直升机姿态、侧滑、高度、温度、总质量、重心位置，以及构型等的变化产生的效应，以支持预计的使用。				✓	飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合引起的空气动力特性变化的效应，包括直升机姿态、空气动力和推进力及力矩、相对气流、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应。空气动力建模包括地面效应、机身和旋翼结冰的影响（如适用）、旋翼尾流和机身之间的空气动力干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑、涡环 [主旋翼涡环状态] 和后行桨叶失速而引起的非线性运动进行复现。
2.R	空气动力和发动机建模应该根据影响空气动力模型的设计特征体现相应直升机组类的特性。			✓		包括旋翼设计和构型（翘板式旋翼桨毂、半刚性、全关节式和正确的旋翼旋转方向）、重心位置、质量、高度和温度（包括涡环 [主旋翼涡环状态] 和后行桨叶失速）。
2.G	一个直升机组类的通用飞行/发动机模型，以支持预计的使用。这应该包括总质量和重心的变化产生的效应。	✓				包括地面效应、平移升力以及涡轮发动机与活塞发动机之间的区别。

	特性的技术要求 飞行模型	G	R1	R	S	说明
2.1	飞行动态模型					
2.1.S	考虑到飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合（包括直升机姿态、空气动力和旋翼的力及力矩、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应）的飞行动态特性模型，其中包括空气动力和发动机建模。				✓	
2.1.R	飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合（包括直升机姿态、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应）的飞行动态模型，其中包括空气动力和发动机建模。			✓		
2.1.G	飞行中通常遇到的空速和功率的各种组合（包括直升机姿态、高度、温度、质量、重心位置，以及构型的变化产生的效应）的类似直升机的飞行动态模型（可以是通用的），其中包括空气动力和发动机建模。	✓				
2.2	空气动力模型					关于防冰方面的内容，参见本附录的第 4.4 段。
2.2.S.a	空气动力建模，包括根据特定类别直升机试飞数据导出的地面效应。适用的领域包括滑跑着陆以及有地面效应的悬停中的平飘和着陆接地。一种可接受的地面效应模拟包括对地面效应情况下的旋翼效率、机身阻力、俯仰力矩、配平和推力，以及从有地面效应情形过渡至没有地面效应情形所产生的效应（反之亦然）进行建模。				✓	应该用验证试飞数据作为确定飞行和性能特性的依据。

	特性的技术要求 飞行模型	G	R1	R	S	说明
2.2.S.b	包括结冰对机身、旋翼空气动力特性和发动机的影响（如有）的空气动力建模。结冰模型应模拟积冰对旋翼升力面的空气动力降级效果，除了可对功率产生影响的阻力或直升机全重的整体增加之外，还包括效率降低、对功率设置的影响、俯仰角变化、滚转力矩、操纵效能降低，以及操纵力发生变化等。				✓	
2.2.S.c	空气动力建模，包括旋翼尾流和机身之间的干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑、涡环[主旋翼涡环状态]和后行桨叶失速而引起的非线性运动进行复现。				✓	
2.2.R	类似直升机的空气动力建模，根据一个直升机组类导出，并与该直升机组类相对应，以支持预计的使用。包括地面效应、机身和旋翼结冰的影响（如适用）、旋翼尾流和机身之间的空气动力干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑、涡环[主旋翼涡环状态]和后行桨叶失速而引起的非线性运动进行复现。			✓		应该用针对所模拟直升机组类的验证试飞数据作为确定飞行和性能特性的依据。
2.2.G	类似直升机的通用空气动力建模，以支持预计的使用，可包括地面效应、旋翼尾流和机身之间的空气动力干扰效应、旋翼对操纵和稳定系统的影响，以及对因侧滑而引起的非线性运动进行复现。	✓				空气动力数据不一定要以试飞数据为依据。

	特性的技术要求 飞行模型	G	R1	R	S	说明
2.3	质量特性					
2.3.S	针对具体直升机类别的质量特性模型，包括质量、重心位置和作为有效载荷和燃油载荷的函数的惯性矩。				✓	
2.3.R	类似直升机的代表性的质量特性模型，以支持预计的使用，包括质量、重心位置和作为有效载荷和燃油载荷的函数的惯性矩。			✓		
2.3.G	类似直升机的通用的质量特性模型，以支持预计的使用，包括质量、重心位置和作为有效载荷和燃油载荷的函数的惯性矩。	✓				

3. 要求 — 地面反作用和操作特性

3.	特性的一般要求 地面反作用和操作特性	G	R1	R	S	说明
3.S	地面操纵包括以下方面： • 地面反作用 — 直升机在着陆时与着陆表面接触所产生的反作用，包括起落架减震支柱压缩变形、轮胎或滑橇摩擦、侧力以及其他相应参数，如对确定飞行条件和构型必须的重量和速度；和 • 地面滑行特性 — 操纵输入包括刹车、减速、转弯半径以及侧风效应。				✓	针对所模拟的直升机的刹车和轮胎失效动态特性和刹车效应下降。停止和方向操纵力应体现各种环境着陆条件。 模型包括起落架减震支柱/滑橇压缩变形、轮胎/滑橇摩擦、侧力、环境效应以及其他相应参数。它还应包括各种着陆表面条件下的基于滑跑着陆情况下的直升机相关数据的停止和方向操纵力。这些条件包括正常、斜坡和水上着陆情况下的湿表面、干表面、软表面和硬表面以及冰表面。
3.R	代表一个直升机组类。			✓		代表性的转向/刹车技术。无须针对具体机型。
3.G	通用的地面操纵模型。类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型。	✓				应该对机轮和滑橇加以区分。

	特性的技术要求 地面反作用和操作特性	G	R1	R	S	说明
3.1	地面反作用和操作特性					
3.1.S	地面操纵包括以下方面： • **地面反作用** — 直升机在着陆时与着陆表面接触所产生的反作用，包括起落架减震支柱压缩变形、轮胎或滑橇摩擦、侧力以及其他相应参数，如对确定飞行条件和构型必须的重量和速度；和 • **地面滑行特性** — 操纵输入包括刹车、减速、转弯半径以及侧风效应。				✓	要求有符合性声明。要求进行测试。
3.1.R	体现一直升机或直升机组类的地面操纵特性，如中型双发直升机。无须针对具体机型，包括下列方面： • **地面反作用** — 直升机在着陆时与着陆表面接触所产生的反作用，包括但不限于起落架减震支柱压缩变形、轮胎或滑橇摩擦、侧力以及其他相应参数，如对确定飞行条件和构型必须的重量和速度；和 • **地面滑行特性** — 操纵输入包括刹车、减速、转弯半径以及侧风效应。			✓		要求有符合性声明。要求进行测试。
3.1.G	通用的地面反作用模型和地面滑行特性。类似直升机的，但不限于具体的模型、型号或改型。	✓				

	特性的技术要求 地面反作用和操作特性	G	R1	R	S	说明
3.2	着陆表面条件					
3.2.S	至少在下述着陆和起飞面条件下的基于直升机滑跑着陆相关数据（酌情针对直升机作业区和直升机构型）的停止和方向操纵力： 1) 干跑道； 2) 湿跑道（软面和硬面）； 3) 冰跑道； 4) 块状湿跑道； 5) 块状冰跑道；和 6) 斜坡着陆。				✓	要求有符合性声明。要求进行主观测试。
3.2.R	有代表性的至少在下述着陆面条件下的基于直升机滑跑着陆相关数据的停止和方向操纵力： 1) 干跑道；和 2) 湿跑道。			✓		
3.2.G	干着陆面条件下的停止和方向操纵力。	✓				

	特性的技术要求 地面反作用和操作特性	G	R1	R	S	说明
3.3	刹车和轮胎失效					
3.3.S	刹车和轮胎失效动态特性以及由于刹车温度所导致的刹车效应降低（如适用）。				✓	要求有符合性声明。
3.3.R	不适用。					
3.3.G	不适用。					

4. 要求 — 直升机系统（按 ATA 章节）

4.	特性的一般要求 直升机系统	G	R1	R	S	说明
4.S	直升机系统应该针对具体机型，并且系统的可操作性应该达到可以完成与训练任务相应的正常操作程序以及在适用情况下的紧急和非正常操作程序的程度。 一旦启动，准确的系统操作应该源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵装置的输入。				✓	包括与直升机相对应的通信、导航、提示和警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示）。操作所需的跳开关应能正常工作。 包括增强型视觉系统、夜视镜（如需要），以支持预计的使用。 模拟机应该具备相关操纵装置，以便使教员/鉴定员可以像经批准的训练大纲或者像相关操作手册（如适用）所述的那样，对所有所需的系统变量进行控制以及将所有非正常或紧急情况插入所模拟的直升机系统中。
4.R	直升机系统应该代表一个直升机组类，并对其进行复现，使其具备足够的飞行机组操作功能，以支持预计的使用。			✓		包括通信、导航、提示和警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示）。 系统功能应该能够完成正常操作程序，并在适用的情况下完成紧急和非正常操作程序。 模拟机应该具备相关操纵装置，以便使教员/鉴定员可以像经批准的训练大纲或者相关操作手册（如适用）所述的那样，对所有所需的系统变量进行控制以及将所有非正常或紧急情况插入所模拟的直升机系统中。

4.	特性的一般要求 直升机系统	G	R1	R	S	说明
4.G	直升机系统应该与直升机类似，但不限于具体的模型、型号或改型，并对其进行复现，使其具备足够的飞行机组操作功能，以支持预计的使用。	✓				包括通信设备以及通过耳机传达的听觉提示，以支持预计的使用。 系统功能应该能够完成适当的通用操作程序，还应该可以模拟故障情况，包括仪表故障。

	特性的一般要求 直升机系统	G	R1	R	S	说明
4.1	正常、非正常和紧急系统操作					
4.1.S	飞行模拟训练设备中所显示的全部直升机系统都应模拟特定机型的系统操作，包括地面和飞行中的系统交联。系统的可操作性应该达到可以完成全部正常、非正常和紧急情况下的操作程序的程度。 当直升机上有夜视镜和增强型视觉系统或当这两个系统构成拟进行的训练课程的一部分时，则应该对这两个系统进行模拟。				✓	直升机系统的操作应该基于并能够追溯至直升机制造商或原设备制造商提供的系统数据或该直升机系统或部件的备用批准数据，如系统操作手册。 一旦启动，正常的系统操作应该源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵装置的任何进一步的输入。
4.1.R	飞行模拟训练设备中所显示的直升机系统应该模拟一直升机或直升机组类具有代表性的系统操作，包括地面和飞行中的系统交联。 系统的可操作性应该达到可以完成运营人训练大纲中所包含的正常、非正常和紧急情况下的适用操作程序的程度。			✓		直升机系统的操作应该基于并能够追溯至直升机制造商或原设备制造商提供的系统数据或该直升机系统或部件的备用批准数据，如中型双发直升机；无须针对具体机型。 一旦启动，正常的系统操作应该源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵装置的任何进一步的输入。
4.1.G	系统的可操作性应该达到可以完成经批准的训练大纲中所要求的正常、非正常和紧急情况下的操作程序的程度。	✓				一旦启动，正常的系统操作应该源自机组成员的系统管理，而不需要来自教员操纵装置的任何进一步的输入。

	特性的一般要求 直升机系统	G	R1	R	S	说明
4.2	仪表显示					
4.2.S	直升机模拟中所涉及的全部相关仪表显示都应能对直升机的姿态变化、驾驶员的输入或系统状态的变化以及对与所模拟的仪表或显示相关的任何外部刺激作出自动响应。这包括但不限于大气扰动、结冰效应、无线电信号（如无线电导航或全球定位系统或任何其他信号源）。				✓	数值应该以适当的单位显示。
4.2.R	所模拟的直升机或直升机组类中涉及的全部相关仪表显示都应能对直升机的姿态变化、驾驶员的输入或系统状态的变化以及对大气扰动作出自动响应，还应能对结冰效应作出响应。			✓		数值应该以适当的单位显示。
4.2.G	所模拟的直升机或直升机组类中涉及的全部相关仪表显示都应能对直升机的姿态变化、驾驶员的输入或系统状态的变化作出自动响应。	✓				
4.3	通信、导航和提示与警告系统					
4.3.S	与在特定机型上安装的设备相对应的通信、导航和提示与警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示），应能在为适用的机载设备规定的容差范围和操作特性内工作。				✓	操作特性包括所模拟设备的任何具体特征，如在出现故障时两个或两个以上的模拟系统之间的依赖关系或通用设备在被装在所模拟直升机机型上时产生的特殊操作限制。

	特性的一般要求 直升机系统	G	R1	R	S	说明
4.3.R	与在特定机型上安装的设备相对应的通信、导航和提示与警告设备（包括通过耳机传达的音频警告及其他听觉提示），应能在为适用的机载设备规定的容差范围内工作。			✓		
4.3.G	通信设备以及通过耳机传达的听觉提示，以支持预计的使用。	✓				
4.4	防冰系统					有关飞行模型结冰效应的信息，还可参见本附录第 2.2 段。
4.4.S	与在特定机型上安装的防冰系统相对应的防冰系统，应能对机身、发动机和仪表传感器上结冰发挥合适的作用。				✓	
4.4.R	与通常安装在某一直升机或直升机组类上的防冰系统相对应的防冰系统应该能够工作。			✓		应提供简化的机身和发动机，包括发动机进气和全静压系统、结冰导致相应性能降级的结冰模型。还应体现防冰/除冰系统启动后的效果。
4.4.G	不适用。					

5. 要求 —飞行操纵装置和操纵力

5.	特性的一般要求 飞行操纵装置和操纵力	G	R1	R	S	说明
5.S	操纵力和操纵行程应复现所模拟的直升机。 在同样的飞行条件下，操纵装置的反应方式应与直升机一致。 操纵位移应产生与所模拟直升机在同样的飞行条件下相同的效应。 操纵感觉的动态特性应复现所模拟的直升机。				✓	
5.R	代表一个直升机组类（如踏板位置与旋翼方向），但无须针对具体机型。			✓		要求有主动力反馈（如适用）（即如果航空器（例如电传操纵的航空器）上没有主动力反馈，则不做要求）。
5.G	类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型（例如不要求有成比例的动力反馈）。	✓				不要求有主动力反馈。

	特性的技术要求 飞行操纵装置和操纵力	G	R1	R	S	说明
5.1	操纵力和行程					如果完全通过使用飞行模拟训练设备中的直升机硬件产生操纵力，则位置与力的对应关系的测试不适用。
5.1.S	操纵力和操纵行程应该与所模拟的直升机相一致。在相同的飞行和系统条件下，操纵力和行程的反应方式和产生的效应应与该直升机一致。				✓	如果与直升机装置相对应，要求有主动力反馈。
5.1.R	操纵力和操纵行程应该与所模拟的直升机组类相一致。在相同的飞行和系统条件下，操纵力和行程的反应方式和产生的效应应与该直升机组类一致。			✓		如果与直升机装置相对应，要求有主动力反馈。
5.1.G	操纵力和操纵行程以及所产生的效应应与所模拟的直升机组大体一致。	✓				不要求有主动力回馈。可以接受由被动式装置所产生的操纵力。
5.2	操纵感觉动态特性					
5.2.S	操纵感觉动态特性应复现所模拟的直升机的操纵感觉动态特性。				✓	有关可接受的验证操纵动态特性的方法的讨论，参见第 II 部分附录 B，第 3.2 段。 有关所要求的测试，参见第 III 部分附录 B，测试 2.a.5（操纵动态特性）。
5.2.R	不适用。					
5.2.G	不适用。					
5.3	操纵系统运行					
5.3.S	操纵系统应复现直升机在正常及非正常模式下的运行，包括备用系统，并应显示相关系统失效。 应复现相应的驾驶舱显示和信息。				✓	适用的测试参见第 III 部分附录 C。

	特性的技术要求 飞行操纵装置和操纵力	G	R1	R	S	说明
5.3.R	操纵系统应复现直升机组类在正常及非正常模式下的运行，包括备用系统，并应显示相关系统失效。 应复现相应的驾驶舱显示和信息。			✓		适用的测试参见第 III 部分附录 C。
5.3.G	操纵系统应能够用相应的驾驶舱显示进行基本的直升机操作。	✓				适用的测试参见第 III 部分附录 C。

6.　要求 — 声音提示

6.	特性的一般要求 声音提示	G	R1	R	S	说明
6.S	不适用。					
6.R	与所模拟的特定直升机相对应的真实的声音提示。 飞行运行期间飞行机组可感觉到的主要声音，以支持预计的使用。			✓		目标旋翼系统所特有的可变 N_R（超速/低速）、发动机噪声（如压缩机失速、喘振）、桨叶的啪啪声。 音量控制应有音量设定显示。 应该确保与直升机系统模拟和运动/振动平台（如安装）的相关性。
6.G	类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型。	✓				可变 N_R、发动机噪声、桨叶的啪啪声。 音量控制应有音量设定显示。 参见单独在本附录第 **4** 段中涉及的具体针对直升机系统（**ATA**）的声音。

	特性的技术要求 声音提示	G	R1	R	S	说明
6.1	声音系统					
6.1.R	与所模拟直升机相一致的正常和非正常操作中主要的驾驶舱声音，包括发动机、减速器、旋翼和航空器系统声音，以及由于驾驶员或教员引入的动作所产生的声音。			✓		随飞行条件变化的声音：可变 N_R、发动机噪声、桨叶的啪啪声等。 航空器系统指可产生飞行机组可听见的声音的部件，如泵、发动机、风扇、空气流动通风口和风挡自动刷。 要求有符合性声明。 要求进行测试。 参见第 III 部分附录 B。
6.1.G	应该有发动机、减速器和旋翼所产生的声音，类似直升机的，但不限于具体模型、型号或改型。	✓				随飞行条件变化的声音：可变 N_R、发动机噪声、桨叶的啪啪声等。应该对发动机的类型（活塞与涡轮）加以区分。 要求有符合性声明。
6.2	坠毁声音					
6.2.R	所模拟的直升机超过运行极限时发出的坠毁声音。			✓		
6.2.G	所模拟的直升机超过运行极限时发出的坠毁声音。	✓				
6.3	环境声音					
6.3.R	主要的环境声音应与所模拟的天气匹配。			✓		
6.3.G	不要求有环境声音。 但是，如果有环境声音，这些声音应与所模拟的天气匹配。	✓				

	特性的技术要求 声音提示	G	R1	R	S	说明
6.4	音量					
6.4.R	音量控制应该有一个达到所有鉴定要求的音量设置显示。 全音量应与批准数据的实际音量大小相一致。如果未选择全音量，应该向教员提供一个非正常设置显示。			✓		非正常设置显示应包括在教员随时可以看到的教员操作台主页面上的一个提示信号。
6.4.G	音量控制应该有一个达到所有鉴定要求的音量设置显示。 全音量应与初始鉴定时所商定的实际音量大小相一致。如果未选择全音量，应该向教员提供一个非正常设置显示。	✓				
6.5	声音的方向性					
6.5.R	声音应在方向上具有代表性。			✓		尽管大多数稳态的声音源自上方和后方，但是应该对某些特定声音（如在非对称接地时对滑橇的撞击、风挡自动刷等）进行方向上的区分。 要求有符合性声明。
6.5.G	不要求声音有方向性。	✓				

7. 要求 — 视景显示提示

7.	特性的一般要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.S	具有从所模拟直升机的操作驾驶员正常眼点看出去的详细视景的特有连续视场，具有详细的近镜头视景，并能纹理清晰地体现左右座所有环境条件，以支持预计的使用。 视景提示，以评估起飞、低空/低空速机动飞行、悬停和着陆时高度、离地高度以及平移位移与速率的变化速度。 视场：最小 **210°**的水平视场和 **60°**的垂直视场。将垂直眼点基准分别向上和向下调节 **1/3** 和 **2/3** 左右。 视景逼真度：视景应显示在昼间和夜间目视飞行规则条件下可识别的地平线，以确定直升机在俯仰、滚转和偏航三个轴线上的姿态。系统应能按环境所要求的分辨率显示地形轮廓。除非受驾驶舱结构的限制，所提供的着陆区的可视距离应足以使驾驶员在 **300** 米（**1 000** 英尺）的离地高度建立、稳定和保持最大达到 **45°**的进近角。 地形和地面物体的聚集点和清晰度应该很高。				✓	训练装置中的视场应复现无阻碍物的直升机视场。如果适合于训练任务，则应该提供更大的视场（包括机头下部窗户）。这些任务可以包括在限定区域内、在倾斜的地面上、在雪/风沙等天气条件下、在钻井平台或船舶上进行起飞、离场、进近和着陆。

7.	特性的一般要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.R	视景提示，以评估起飞和着陆时高度和平移位移与速率的变化速度。 视场：最小 **180°**的水平视场和 **45°**的垂直视场。将垂直眼点基准分别向上和向下调节 **1/3** 和 **2/3** 左右。 视景逼真度：视景应显示在昼间和夜间目视飞行规则条件下可识别的地平线，以确定直升机在俯仰、滚转和偏航三个轴线上的姿态。系统应能按环境所要求的分辨率显示地形轮廓。除非受驾驶舱结构的限制，所提供的着陆区的可视距离应足以使驾驶员在 **300** 米（**1 000** 英尺）的离地高度建立、稳定和保持最大达到 **20°**的进近角。 地形和地面物体的聚焦点和清晰度应该很高。			✓		
7.G	视场：最小 **45°**的水平视场和 **30°**的垂直视场。 昼间（黄昏或黎明）和夜间视景应足以进行仪表训练，并能够显示足够的场景内容，以便识别第五边进近和起飞（**FATO**）区周围的通用机场、直升机场、地形以及地标，以及顺利完成低空速/低空机动飞行（包括升空、悬停、平移升力、着陆和接地）。 （续）	✓				

7.	特性的一般要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
	视景逼真度：视景应显示在昼间和夜间目视飞行规则条件下可识别的地平线，以确定直升机在俯仰、滚转和偏航三个轴线上的姿态。如果提供了着陆区，除非受驾驶舱结构的限制，着陆区的可视距离应足以使驾驶员在 **300** 米（**1 000** 英尺）的离地高度建立、稳定和保持一个低进近角（小于 **5** 度）。					

	特性的技术要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.1	显示					选择显示系统和视场要求时应该充分考虑飞行模拟训练设备的预计使用。训练和测试/检查之间的平衡可能会影响显示系统的选择和几何形状。此外，还应该满足各种操作要求。 第 II 部分附篇 R 载有关于显示系统类型的指导。
7.1.S	连续视场，为每一位驾驶员同时提供至少 210°的水平视场和 60°的垂直视场。 影像应与执飞的驾驶员对准。非执飞驾驶员观察到的错位不应超过 20°。 垂直视场的分配方式应该是地平线以上 20°，地平线以下 40°。 如果在直升机上可从驾驶员眼点看见桨叶翼尖的轨迹，则应该对其进行适当复现。 系统不应该有造成不真实提示的视觉中断和赝像。				✓	可以对水平和垂直视场的分配进行调整，以涵盖特定直升机构型。 要求有符合性声明，并且应在该符合性声明中说明装置的几何形状。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.1，视场）。 如果运输移动式模拟机需要在显示系统表面设置连接点，则允许这样做，但应最大限度减少连接点的数量。
7.1.R	连续视场，为每一位驾驶员同时提供至少 180°的水平视场和 45°的垂直视场。 影像应与执飞的驾驶员对准。非执飞驾驶员观察到的错位不应超过 20°。 （续）			✓		可以对水平和垂直视场的分配进行调整，以涵盖特定直升机构型。 要求有符合性声明，并且应在该符合性声明中说明装置的几何形状。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.1，视场）。

	特性的技术要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
	垂直视场的分配方式应该是地平线以上 15°，地平线以下 30°。 如果可在上述视场内看见桨叶翼尖的轨迹，则应该对其进行适当复现。 系统不应该有造成不真实提示的视觉中断和赝像。					如果运输移动式模拟机需要在显示系统表面设置连接点，则允许这样做，但应最大限度减少连接点的数量。
7.1.G	连续视场，为每一位驾驶员同时提供至少 45°的水平视场和 30°的垂直视场。 影像应与执飞的驾驶员对准。非执飞驾驶员观察到的错位不应超过 20°。 如果可在上述视场内看见桨叶翼尖的轨迹，则应该对其进行适当复现。 从驾驶员眼睛位置至直视显示平面的最小距离不得小于距任何前方面板仪表的距离。	✓				可以对水平和垂直视场的分配进行调整，以涵盖特定直升机构型。 见第 III 部分附录 B（测试 4.a.1，视场）。
7.2	表面分辨率					
7.2.S	用物体测试图案来证实表面分辨率，这些物体在从驾驶员的眼点算起的视景中所使用的视景显示器上占据一个不大于 2 弧分的视角。				✓	要求有符合性声明，其中包括证实分辨率的计算。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.3，表面分辨率。）
7.2.R	用物体测试图案来证实表面分辨率，这些物体在从驾驶员的眼点算起的视景中所使用的视景显示器上占据一个不大于 3 弧分的视角。			✓		要求有符合性声明，其中包括证实分辨率的计算。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.3，表面分辨率。）

	特性的技术要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.2.G	用物体测试图案来证实表面分辨率，这些物体在从驾驶员的眼点算起的视景中所使用的视景显示器上占据一个不大于 4 弧分的视角。	✓				要求有符合性声明，其中包括证实分辨率的计算。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.3，表面分辨率。）
7.3	光点尺寸					
7.3.S	光点尺寸 — 不大于 5 弧分。				✓	要求有符合性声明，证实测试图案体现了用于机场照明的灯光。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.4，光点尺寸）。
7.3.R	光点尺寸 — 不大于 8 弧分。			✓		要求有符合性声明，证实测试图案体现了用于机场照明的灯光。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.4，光点尺寸）。
7.3.G	光点尺寸 — 不大于 8 弧分。	✓				要求有符合性声明，证实测试图案体现了用于机场照明的灯光。参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.4，光点尺寸）。
7.4	表面对比度					
7.4.S	足以清楚地识别图像特征的表面对比度 — 不低于 8:1。				✓	参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.5，表面对比度）。
7.4.R	足以识别表面特征的显示对比度 — 不低于 5:1。			✓		参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.5，表面对比度）。
7.4.G	足以支持预计的使用的显示对比度 — 不低于 4:1。	✓				参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.5，表面对比度）。
7.5	光点对比度					
7.5.S	足以清楚地识别照明光源及灯光的光点对比度 — 不低于 25:1。				✓	参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.6，光点对比度）。
7.5.R	足以识别灯光的光点对比度 — 不低于 10:1。			✓		参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.6，光点对比度）。
7.5.G	足以识别灯光的光点对比度 — 不低于 8:1。	✓				参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.6，光点对比度）。

	特性的技术要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.6	系统亮度					
7.6.S	系统亮度应使用一个光栅绘出的测试图案来演示，足以像普通白天一样亮，并保持对比度。表面亮度不应低于 20 坎德拉/平方米（5.8 英尺－朗伯）。				✓	参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.8，表面亮度）。
7.6.R	系统亮度应使用一个光栅绘出的测试图案来演示，足以像普通白天一样亮，并保持对比度。表面亮度不应低于 14 坎德拉/平方米（4.1 英尺－朗伯）。			✓		参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.8，表面亮度）。
7.6.G	足以支持预计的使用。	✓				
7.7	黑度和顺序对比度					如果测试被认为与显示器类型不相关，则应提供解释。
7.7.S	需要测量黑度和顺序对比度，以确定是否足以进行全天候的训练。				✓	参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.9，黑度和顺序对比度）。
7.7.R	需要测量黑度和顺序对比度，以确定是否足以进行全天候的训练。			✓		
7.7.G	适当，以支持预计的使用。	✓				
7.8	动态模糊					如果测试被认为与显示器类型不相关，则应提供解释。
7.8.S	要求进行测试，以确定某些特定类型显示设备常出现的运动模糊的量。应该进行一项测试以预先确定的移动速度掠过影像来演示发生运动模糊的量。				✓	参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.10，动态模糊）。
7.8.R	适当，以支持预计的使用。			✓		
7.8.G	适当，以支持预计的使用。	✓				

	特性的技术要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.9	散斑测试					如果测试被认为与显示器类型不相关，则应提供解释。 通常仅要求对使用具有一定相干性的光源的激光投影仪进行测试。
7.9.S	要求进行测试，以确定激光显示器常出现的散斑是否低于干扰水平。				✓	参见第 III 部分附录 B（测试 4.a.11，散斑测试）。
7.9.R	适当，以支持预计的使用。			✓		
7.9.G	适当，以支持预计的使用。	✓				
7.10	平视显示器（如果装有这种显示器）					包括头盔式设备或用于显示叠加在窗外视景上的数据的其他设备。
7.10.S	应该按照直升机驾驶舱中的安装方式提供显示设备。 应在教员操作台（IOS）上，或者国家航空局认可的其他位置上安装一台用于向驾驶员显示所有参数的主动显示器（复现器）。复现器的显示格式应再现向驾驶员显示的参数的格式。				✓	要求有符合性声明。 对于非准直系统，由于需要与窗外显示器校准，负责飞行的驾驶员只能使用一个显示器。 参见第 III 部分附录 B（测试 4.b，平视显示器）以及第 II 部分附篇 K。
7.10.R	应该按照直升机驾驶舱中的安装方式提供显示设备，或者可在窗外显示器上显示数据。 应在教员操作台（IOS）上，或者国家航空局认可的其他位置上安装一台用于向驾驶员显示所有参数的主动显示器（复现器）。复现器的显示格式应再现向驾驶员显示的参数的格式。			✓		要求有符合性声明。 对于非准直系统，由于需要与窗外显示器校准，负责飞行的驾驶员只能使用一个显示器。 如果在驾驶舱外显示数据（如叠加在目视图像上），数据图像应该像显示在直升机上的数据一样可由驾驶员加以控制，并且仅适用于单个驾驶员操纵直升机的情况。 参见第 III 部分附录 B（测试 4.b，平视显示器）以及第 II 部分附篇 K。

	特性的技术要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.10.G	不适用。					
7.11	增强型飞行视景系统（EFVS）（如果装有这种系统）— 包括夜视镜					
7.11.S	增强型飞行视景系统模拟机硬件/软件，包括相关的驾驶舱显示和提示，其功能应该与所模拟直升机上所安装的增强型飞行视景系统相同或等效。 至少应有一个机场模型可用于增强型飞行视景系统运行。该模型应该包括仪表着陆系统和非精密进近（如该机型需要，可使用垂直导航）。 如果使用平视显示器图像，则应该按照本附录 7.10.S 中的平视显示器要求对其（图像和符号）进行复现。 应该在教员操作台上提供增强型飞行视景系统最低气象条件的预置功能。				✓	对于非准直系统，由于校准显示问题，负责飞行的驾驶员只能使用一个增强型飞行视景系统。 参见第 III 部分附录 B（测试 4.c，增强型飞行视景系统）以及第 II 部分附篇 L。
7.11.R	增强型飞行视景系统模拟机硬件/软件，包括相关的驾驶舱显示和提示，其功能应该与所模拟直升机上所安装的增强型飞行视景系统相同或等效。 至少应有一个机场模型可用于增强型飞行视景系统运行。该模型应该包括仪表着陆系统和非精密进近（如该机型需要时，可使用垂直导航）。			✓		由于校准显示问题，负责飞行的驾驶员只能使用一个平视显示器/增强型飞行视景系统。 作为选择，增强型飞行视景系统可以作为对典型的平视显示器视场进行复现的视景的一项插入提供。 参见第 III 部分附录 B（测试 4.c，增强型飞行视景系统）以及第 II 部分附篇 L。
7.11.G	不适用。					

	特性的技术要求 视景显示提示	G	R1	R	S	说明
7.12	地面可视段					
7.12.S	要求进行测试，以演示在 II 类天气条件下五边上能见度的正确性和直升机相对于跑道位置的正确性。				✓	参见第 III 部分附录 B（测试 4.d，地面可视段）。
7.12.R	要求进行测试，以演示在 II 类天气条件下五边上能见度的正确性和直升机相对于跑道位置的正确性。			✓		参见第 III 部分附录 B（测试 4.d，地面可视段）。
7.12.G	要求对适当的能见度进行演示。	✓				
7.13	旋翼下洗气流效应					
7.13.S	系统应该可以复现旋翼下洗气流引起的循环灰尘、水蒸气或雪的效应。这些效应将与直升机下面的表面类型相关联。				✓	
7.13.R	不适用。					
7.13.G	不适用。					

8. 要求 — 振动提示

8.	特性的一般要求 振动提示	G	R1	R	S	说明
8.S	由操作直升机引起的并可在驾驶舱内感觉到的具体机型特有的振动/抖振。				✓	提示逼真度包含 **8.R** 中 **R** 级逼真度所提供的所有提示，但要针对具体机型，外加源自如下各项的额外提示：起落架状态、主桨和尾桨扭矩负载效应，以及详细的故障效应（包括与主桨阻尼器、振动抑制系统以及反扭矩轴承/联轴器/减速器/传动轴相关的效应）。
8.R	驾驶员接收到有效的、有代表性的振动提示。			✓		提示逼真度包含 **8.G** 中 **G** 级逼真度所提供的所有提示，外加额外的主要反扭矩系统振动提示（如尾桨、函道尾桨、无尾桨系统）、源自主桨和反扭矩系统桨叶跟踪与平衡效应、液压系统失效、结冰效应、涡环（主旋翼涡环状态）状态和自转的提示，以及基本的反扭矩系统失效提示。还应提供源自低相对速度环境（如来自四面八方的相对风）和高相对速度环境（如后行主桨叶失速）运行的提示。所有效应都应与某一直升机组类相对应。
8.G	驾驶员接收到类似直升机的振动提示。	✓				基本的直升机振动提示，包括主要的主桨转速和桨盘负载提示、平移升力和速度变化提示（加速和减速），以及一般的非正常振动提示。

	特性的技术要求 振动提示	G	R1	R	S	说明
8.1	振动提示综述					有关振动系统的指导，参见第 II 部分附篇 P。
8.1.S	应该提供特有的由操作引起的抖振/振动效应，只要这些抖振/振动效应表示的是在驾驶舱内能够感觉到的某一事件或直升机状态。 飞行模拟训练设备应该提供包括以下各方面的振动和抖振效应编程： 1) 主要的主桨转速和桨盘负载效应； 2) 平移升力和速度变化引起的抖振； 3) 跑道隆隆声、液压减震支柱变形、地速效应、跑道不平、跑道特性； 4) 横流效应引起的抖振； 5) 起落架放收期间的抖振（如适用）； 6) 后行桨叶失速引起的抖振； 7) 涡环（主旋翼涡环状态）引起的抖振； 8) 接地引起的有代表性的提示； 9) 高速旋翼振动； 10) 轮胎失效动态特性引起的抖振； 11) 发动机故障和损坏引起的抖振； （续）				✓	要求有符合性声明。 要求进行运动振动测试，并应包括记录结果，从而能将相关的振幅对应频率进行比较。 应该为模拟机进行适当编程和配备仪器，使之能够测量特有的抖振模式并同本部分附录 B 测试 3 bis（振动）所详述的测试实例中的直升机数据进行比较。 对于空气湍流，可以用通用的扰动模型，前提是在使用这些模型时可以产生与可论证的试飞数据相近的测试结果。

	特性的技术要求 振动提示	G	R1	R	S	说明
	12) 机身擦地引起的抖振； 13) 大气扰动引起的振动；和 14) 结冰效应引起的振动。 以及所模拟直升机机型的旋翼和传输系统所特有的任何振动/抖振效应。					
8.1.R	飞行模拟训练设备应该提供包括以下各方面的振动和抖振效编程： 1) 主要的主桨转速和桨盘负载效应； 2) 平移升力和速度变化引起的抖振； 3) 横流效应引起的抖振； 4) 后行桨叶失速引起的抖振； 5) 涡环（主旋翼涡环状态）引起的抖振； 6) 高速旋翼振动； 7) 发动机故障和损坏引起的抖振； 8) 机身擦地引起的抖振； 9) 大气扰动引起的振动；和 10) 结冰效应引起的振动。			✓		要求进行运动振动测试，并应包括记录结果，从而能将相关的振幅对应频率进行比较。 应该为模拟机进行适当编程和配备仪器，使之能够通过使用本部分附录 B 测试 3 bis（振动）所详述的测试实例中的印迹基本数据测量特有的抖振模式。

	特性的技术要求 振动提示	G	R1	R	S	说明
8.1.G	飞行模拟训练设备应具备至少一个针对在驾驶员台所感觉到的直升机特有振动的振动提示系统，并且应提供包括以下各方面的振动和抖振效应编程： 1)　主要的主桨转速和桨盘负载效应； 2)　平移升力和速度变化引起的抖振；和 3)　非正常系统状况引起的抖振。	✓				

9. 要求 — 运动提示

9.	特性的一般要求 运动提示	G	R1	R	S	说明
9.S	不适用。					
9.R	驾驶员接收到一个有效的、有代表性的运动提示与刺激，使之能够适当感知到直升机的六自由度的加速度。 运动提示应该一直提供正确的感觉，以支持预计的使用。			✓		
9.R1	驾驶员接收到一个有效的、有代表性的运动提示与刺激，使之能够适当感知到直升机的六自由度的加速度。 运动提示应该一直提供正确的感觉，以支持预计的使用。 由于提示的振幅减小，运动感可以比 9.R 中的小。		✓			
9.G	不适用。					

	特性的技术要求 运动提示	G	R1	R	S	说明
9.1	运动提示综述					当飞行模拟训练设备运营人为迎合客户而增加了运动系统（尽管该类模拟设备并不需要运动系统）时，就要对其进行评估，以确保其不会对飞行模拟训练设备的鉴定造成负面影响。
9.1.R	驾驶员感知到的六自由度的运动提示（力）应该代表所模拟直升机在飞行中和地面上的运动。			✓		要求有符合性声明。关于此项要求中 R 和 R1 之间的鉴定区别，参见第 III 部分附录 B 和 C。
9.1.R1	驾驶员感知到的六自由度的运动提示（力）应该代表所模拟直升机在飞行中和地面上的运动。		✓			要求有符合性声明。关于此项要求中 R 和 R1 之间的鉴定区别，参见第 III 部分附录 B 和 C。
9.2	运动力提示					
9.2.R	运动（力提示）系统应产生在驾驶员参考位置感知到的六自由度（即：俯仰、滚转、偏航、升降、横移和纵摆）的提示。			✓		要求有符合性声明。
9.2.R1	运动（力提示）系统应产生在驾驶员参考位置感知到的六自由度（即：俯仰、滚转、偏航、升降、横移和纵摆）的提示。 可以部分降低提示振幅，运动感觉也可减少。		✓			要求有符合性声明。
9.3	运动效应					
9.3.R	运动效应应该包括特有的由操作直升机引起的抖振和颠簸，只要它们表示的是在驾驶舱内能够感觉到的某一事件或直升机状态。			✓		参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 13，运动和振动效应）。
9.3.R	1) 主轮和前轮的接地提示或滑橇的接地提示（基于其几何形状）。			✓		接地颠簸应反应蟹形着陆或侧风着陆以及下降速度引起的侧向和方向提示效应。以各种不同下降速度进行多种正常的进近。检查每一下降速度产生的接地颠簸的运动提示是否能体现真实的直升机情况。

	特性的技术要求 运动提示	G	R1	R	S	说明
9.3.R	2) 轮胎失效的动态特性。 模拟单个轮胎失效和多个轮胎失效。			✓		在所选择的同一侧的多个轮胎失效时，驾驶员可以发现直升机有一定的偏航。出现这种情况时需要使用踏板，以保持对直升机的控制。对于某些直升机机型，单个轮胎失效可能无法被驾驶员觉察到，并且可能不会产生任何特殊的运动效应。声音或振动可能与失压的实际轮胎相关。
9.3.R	3) 机身擦地（如尾翼和吊舱擦地） 可通过直升机在快速停车或自转着陆时是否抬前轮过高来检查是否发生尾翼擦地的情况。			✓		所感觉到的运动效应应该是明显的机头向下的俯仰力矩。
9.3.R1	运动效应应该包括特有的由操作直升机引起的抖振和颠簸，只要它们表示的是在驾驶舱内能够感觉到的某一事件或直升机状态。		✓			参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 13，运动和振动效应）。
9.3.R1	1) 主轮和前轮的接地提示或滑橇的接地提示（基于其几何形状）。		✓			接地颠簸应反应蟹形着陆或侧风着陆以及下降速度引起的侧向和方向提示效应。以各种不同下降速度进行多种正常的进近。检查每一下降速度产生的接地颠簸的运动提示是否能体现真实的直升机情况。
9.3.R1	2) 轮胎失效的动态特性。 模拟单个轮胎失效和多个轮胎失效。		✓			在所选择的同一侧的多个轮胎失效时，驾驶员可以发现直升机有一定的偏航。出现这种情况时需要使用踏板，以保持对直升机的控制。对于某些直升机机型，单个轮胎失效可能无法被驾驶员觉察到，并且可能不会产生任何特殊的运动效应。声音或振动可能与失压的实际轮胎相关。
9.3.R1	3) 机身撞击地面（如尾翼和吊舱撞击地面） 可通过直升机在快速停车或自转着陆时是否抬前轮过高来检查是否发生尾翼撞击地面的情况。		✓			所感觉到的运动效应应该是明显的机头向下的俯仰力矩。

10.　要求— 环境 — 导航

10.	特性的一般要求 环境 — 导航	G	R1	R	S	说明
10.S	具有相应进近设施的导航数据，以支持预计的使用，如全球定位系统、甚高频全向信标、测距仪、仪表着陆系统、无向信标等。				✓	导航辅助设备应该与现实的情况相对应，并且可以在所涉范围内不受限制地使用，除非由于地形或其他障碍物而有意减少对其进行使用。
10.R	不适用。					
10.G	不适用。					

	特性的技术要求 环境— 导航	G	R1	R	S	说明
10.1	导航数据库					
10.1.S	导航数据库足以支持所模拟直升机系统做出现实中的操作。				✓	
10.1.R	不适用。					
10.1.G	不适用。					
10.2	机场/直升机场最低要求					
10.2.S	完成至少 1 个机场和/或直升机场的导航数据库，包括定期的更新。				✓	定期更新是指按照国家航空局的规定对导航数据库进行更新。 如果这些机场或直升机场可以进行全球定位系统进近，则应该在直升机配备有此类设备的情况下，对其加以支持。
10.2.R	不适用。					
10.2.G	不适用。					
10.3	教员控制系统					
10.3.S	教员对内部和外部导航辅助设备的控制系统。				✓	如：直升机仪表着陆系统下滑道接收机失效相对于地面设施下滑道失效。
10.3.R	不适用。					
10.3.G	不适用。					
10.4	进离场特性					
10.4.S	包含全部相应的标准进场和离场程序的导航数据。				✓	
10.4.R	不适用。					
10.4.G	不适用。					

	特性的技术要求 环境— 导航	G	R1	R	S	说明
10.5	导航辅助设备的有效范围					
10.5.S	包含全部相应的标准进场和离场程序的导航数据。				✓	导航辅助设备应该与现实的情况相对应，并且可以在所涉范围内不受限制地使用，除非由于地形或其他障碍物而有意减少对其进行使用。
10.5.R	不适用。					
10.5.G	不适用。					

11. 要求 — 环境 — 大气和天气

11.	特性的一般要求 环境 — 大气和天气	G	R1	R	S	说明
11.S	针对具体的训练任务。				✓	其他大气效应可包括但不限于对以下各项的复现： **1)** 北冰洋蒸发雾； **2)** 下吹风； **3)** 山地效应（旋翼、分界线等）； **4)** 钻机排气引起的湍流； **5)** 建筑物、树等对风的遮挡； **6)** 地形和结构引起的湍流和风效应； **7)** 其他航空器产生的尾涡和下洗气流；和 **8)** 风切变。
11.R	充分集成的动态环境模拟，包括一个具有天气效应的有代表性的大气环境，以支持预计的使用。 环境模拟应包括雷暴、湍流、微暴流和适当的降水类型。			✓		包括地表特性（摇动的草地、海面）
11.G	基础大气模型、气压、温度、能见度、云底和风，以支持预计的使用。 该环境应与相应的直升机和模拟特性保持同步，以提供完整性。	✓				

	特性的技术要求 环境—大气与天气	G	R1	R	S	说明
11.1	标准大气					
11.1.S	标准大气模拟，包括教员对关键参数的控制。 应该演示支持预计的使用所需的其他大气效应，如北冰洋蒸发雾、下吹风等。				✓	
11.1.R, G	标准的具有代表性的大气模拟，包括教员对关键参数的控制。	✓		✓		
11.2	风切变					
11.2.S	飞行模拟训练设备应使用风切变模型，以提供有关识别风切变现象的训练。				✓	要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 11.b.7，遭遇风切变/微暴流）。
11.2.R	不适用。					
11.2.G	不适用。					
11.3	天气效应					
11.3.S	应该可以在不同天气效应之间进行平稳变换。 应模拟可在视景系统上观察到的下述各种天气效应，并提供相应的教员控制系统： 1)　具有可调节云底、云顶、天空覆盖范围和飞云效应的多云层； 2)　雷雨风暴激活和/或取消； 3)　能见度和跑道视程，包括雾和零星雾效应； （续）				 ✓ ✓ ✓	要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 12.g，环境效应）。 此项功能的目的是演示从目视气象条件过渡至仪表气象条件。 要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 B（测试 4.d，目视地面段）。

	特性的技术要求 环境—大气与天气	G	R1	R	S	说明
	4) 本航空器外部灯光的效应；				✓	
	5) 机场或直升机场灯光的效应（包括可变强度和雾的效应）；				✓	
	6) 地表污染（包括刮风和旋翼下洗气流/环流效应）；				✓	
	7) 可变降水效应（雨、冰雹、雪）；				✓	
	8) 云中空速效应；和				✓	
	9) 进出云能见度的渐变。				✓	
11.3.R	应该可以在不同天气效应之间进行平稳变换。 应模拟可在视景系统上观察到的下述各种天气效应，并提供相应的教员控制系统：					要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 12.g，环境效应）。 此项功能的目的是演示从目视气象条件过渡至仪表气象条件。
	1) 具有可调节云底、云顶、天空覆盖范围和飞云效应的多云层；			✓		
	2) 雷雨风暴激活和/或取消；			✓		
	3) 能见度和跑道视程，包括雾效应；			✓		要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 B（测试 4.d，目视地面段）。
	4) 本航空器外部灯光的效应；			✓		
	5) 地表污染和本航空器下洗气流及环流效应；			✓		
	6) 降水效应（雨、冰雹、雪）；和			✓		
	7) 进出云能见度的渐变。			✓		

	特性的技术要求 环境—大气与天气	G	R1	R	S	说明
11.3 G	应该可以在不同天气效应之间进行平稳变换。 应模拟可在视景系统上观察到的下述各种天气效应，并提供相应的教员控制系统： 1)　具有可调节云底和云顶的云层；和 2)　能见度和跑道视程。	 ✓ ✓				要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 12.g，环境效应）。 此项功能的目的是演示从目视气象条件过渡至仪表气象条件。
11.4	教员控制系统					
11.4.S	应模拟下述各种特性，并提供相应的教员控制系统： 1)　地表风速、风向和阵风； 2)　中等和高高度风速和风向； 3)　雷暴和微暴流； 4)　湍流；和 （续）				 ✓ ✓ ✓ ✓	要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 17，教员操作台）。 如果特定训练任务有要求，则应该包括下列效应： • 下吹风；和 • 山地效应（旋翼、分界线等）。 如果特定训练任务有要求，则应该包括下列效应： • 其他航空器产生的尾涡和下洗气流。 如果特定训练任务有要求，则应该包括下列效应： • 钻机排气引起的湍流； • 建筑物、树等物体对风的遮挡；和

	特性的技术要求 环境—大气与天气	G	R1	R	S	说明
	5) 风切变。				✓	• 地形和结构引起的湍流和风效应。 如果特定训练任务有要求。
11.4.R	应模拟下述各种特性，并提供相应的教员控制系统： 1) 地表风速、风向和阵风； 2) 中等和高高度风速和风向； 3) 雷暴和微暴流；和 4) 湍流。			✓ ✓ ✓ ✓		要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 17，教员操作台）。
11.4.G	应模拟下述各种特性，并提供相应的教员控制系统： 1) 风速和风向；和 2) 湍流。	✓ ✓				要求进行主观测试。参见第 III 部分附录 C 的功能和主观测试表（测试 17，教员操作台）。

12.　要求 — 环境 — 着陆区和地形

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
12.S	直升机坪、直升机场和/或机场：正确的地形建模、跑道方向、标志、灯光、尺寸和滑行道。 地形：具有目视纹理，以便提供充分的提示，使驾驶员可以确定速度、高度和位置信息，以支持训练任务。 地形和增强型近地警告系统数据库应相互匹配				✓	地理细节的场景内容 昼间场景包括具有适当颜色和纹理的天空和地形，以便清楚地确定航空器姿态。 夜间场景包括星星、地面灯以及充分的纹理，以便清楚地确定航空器姿态和分清地形与天空之间的界线。 颜色和纹理将复现适合于训练任务的特定地域环境，即常见的植被、沙漠、北极或丛林。将足量复现地面物体，以便可以为地面参考机动飞行（即起落航线和/或高空/低空侦察）确定方向和进行校准。 所复现的所有地面物体都应有适当的尺寸和角度，不会分散驾驶员的注意力。所复现的昼间或夜间地平线可被多层高低不一或厚实的云层遮挡住，这些云层可根据航空器高度调节云底和云顶。 场景应该可以设置可调节的能见度障碍物（霾或雾），并且应该对降水（雨和雪）进行复现。 空中或地面交通能力。 （续）

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
						其他内容 在当地环境内模拟的下洗气流效应、训练所需的海况 **3D** 模型、限定区域内树的运动、非常详细的近镜头着陆效应、倾斜的地面。
12.R	直升机坪、直升机场和/或机场：**12.G** 中的通用要求，加上至少一个完全定制的 **3D** 机场/直升机场模型。 地形：包括可用于进行目视飞行规则导航训练的地形信息，如建筑物、树木、障碍物（以及其他特性，如计划外的着陆点、限定区域、船舶、钻井台（如需要））。如果训练有要求，则应该包括可互动的 **3D** 海况。 对于目视飞行规则转场训练：应该能够充分复现地面目视参照物和地形特征，以支持根据适当航图（绘图比例尺通常为 **1:500 000**、**1:250 000**、**1:100 000**）进行的目视飞行规则导航。			✓		应复现典型的机场或着陆场地，包括地形表面（草地、停机坪）和特点（软、硬、滑），但不一定有地理细节。 当要求模拟设备执行低能见度运行时，至少应有一个机场场景具有支持所要求的批准等级的功能，如：带有标志牌、停止线灯、跑道警戒灯的低能见度滑行路线，以及所需进近、跑道和滑行道灯光。应该包括白视/褐视、地表特征（下洗气流、运动的草和海面）。 场景内容 昼间场景包括具有适当颜色和纹理的天空和地形，以便清楚地确定航空器姿态。 夜间场景包括星星、地面灯以及充分的纹理，以便清楚地确定航空器姿态和分清地面与天空之间的界线。 颜色和纹理将复现适合于训练任务的特定地域环境，即常见的植被、沙漠、北极或丛林。 （续）

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
						将足量复现地面物体，以便可以为地面参考机动飞行（即起落航线和/或高空/低空侦察）、悬停和滑行确定方向和进行校准。所复现的所有地面物体都应有适当的尺寸和角度，不会分散驾驶员的注意力。 所复现的昼间或夜间地平线可被多层高低不一或厚实的云层遮挡住，这些云层可根据航空器高度调节云底和云顶。 场景应该可以设置可调节的能见度障碍物，并且应该对降水（雨和雪）进行复现。 空中或地面交通能力。
12.G	具有地形地貌特征的通用机场/直升机场模型，以支持预计的使用。该模型应该有可见的地平线。 昼间、暮间和夜间视景，能够显示足够的场景内容，以便识别通用机场、直升机场、地形以及第五边进近和起飞区（**FATO**）周围的地标，以及完成低空速/低空机动动作（包括足以适合仪表训练的升空、悬停、平移至悬停和从悬停进入向前飞行、着陆和接地）。	✓				应该包括跑道和滑行道标志和照明。 可以是面积有限的平坦地面。 桨叶翼尖的轨迹平面应该是可见的。昼间场景包括具有适当颜色和纹理的天空和地形，以便清楚地确定航空器姿态。 夜间场景包括星星、地面的灯以及充分的纹理，以便清楚地确定航空器姿态和分清地面与天空之间的界线。 （续）

12.	特性的一般要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
						所复现的昼间或夜间地平线可被一层厚实的云层遮挡住，该云层可根据航空器高度调节云底和云顶。 场景应该可以设置可调节的能见度障碍物（霾或雾）。 地形无需复现任何具有地理细节的地点。

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
12.1	机场/着陆区场景					
12.1.S	以下是机场/着陆区模型内容的最低要求，以满足目视能力测试的要求，并提供适当的目视提示，以便可以完成本部分附录 C 所述的所有功能和主观测试。 至少应有以下机场/直升机着陆区： • 至少一（1）个特定的真实机场或直升机场；和 • 至少三个非机场着陆区，具体如下： — 至少一（1）个位于明显高出周围结构或地形表面的直升机着陆区（如建筑物屋顶、海上钻井平台）； — 至少一（1）个符合“限制着陆区”定义的直升机着陆区；和 — 至少一（1）个位于倾斜度至少为 2.5°的倾斜面上的直升机着陆区。				✓	指定的真实机场或直升机场应该作为批准的训练大纲的一部分。 注：这些要求应该与第 III 部分附录 C 中的功能和主观测试表（测试 12，目视系统）一起解读，以便充分理解所提供的详细信息。
12.1.R	至少一（1）个机场或直升机场以及一（1）个直升机着陆区模型。 机场或直升机场以及直升机着陆区可包含在同一个模型内。如果选择这样的方案，则通向机场跑道的进近航迹应该不同于通向直升机着陆区的进近航迹。			✓		视景的逼真度应足以使机组可以：目视识别机场和/或直升机着陆区；确定所模拟直升机在视景内的位置；顺利完成起飞、进近和着陆；以及根据需要在地面或悬停滑行时在机场周围做出机动动作。 （续）

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
						机场、直升机场或直升机着陆区可以是虚拟的，也可以是真实的。 注：这些要求应该与第 III 部分附录 C 中的功能和主观测试表（测试 12，目视系统）一起解读，以便充分理解所提供的详细信息。
12.1.G	系统应包括一个通用机场，并且有一个可用的直升机着陆区。	✓				注：这些要求应该与第 III 部分附录 C 中的功能和主观测试表（测试 12，目视系统）一起解读，以便充分理解所提供的详细信息。
12.2	机场或直升机场的最新性					
12.2.S	系统中模拟的特定机场或直升机场应与机场或直升机场航图中给出的相应真实机场或直升机场的最新状态保持同步。				✓	机场或直升机场场景的选择应得到国家航空局的认可。 各项变更应在相应真实机场或直升机场实施这些变更六个月之内加入到模拟机数据库中。当发生下述情况时，就需要对数据库进行更新，例如：增加了新跑道或滑行道；现有跑道加长或永久关闭；进入或离开某跑道的磁航向发生变更；航站楼、其他机场建筑或周围地形发生了重大的或可辨识的变化；等等，但是不必包括机场或直升机场航图上未标出的那些小建筑物或其他不太重要的特征。
12.2.R	不适用。					
12.2.G	不适用。					

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
12.3	目视环境细节					
12.3.S	应该提供视景提示，以便评估下沉率和获得起飞和着陆期间的景深感。 对一块足以完成目视飞行规则条件下的转场飞行的区域内的地形表面进行非常详细准确的描述。				✓	应该充分复现地面参照物和地形特征，以支持根据适当航图（绘图比例尺通常为 1:500 000、1:250 000、1:100 000）进行的导航。
12.3.R	应该提供视景提示，以便评估下沉率和获得起飞和着陆期间的景深感。 对一块从跑道进近端前方 400 米（1/4 英里）算起至超出跑道进近端 400 米（1/4 英里）、总宽度大约为 400 米（1/4 英里）（包括跑道宽度）的大致区域内的地形表面进行非常详细准确的描述。			✓		
12.3.G	应该提供具有纹理的表面，以便评估下沉率和获得起飞和着陆期间的景深感。	✓				
12.4	场景内容					
12.4.S	视景系统应至少能够为整个视景系统的夜间、暮间和昼间场景产生与 10 000 个多边形和 5 000 个可见光点所产生的场景相当的详细场景内容。				✓	
12.4.R	视景系统应至少能够为整个视景系统的夜间、暮间和昼间场景产生与 6 000 个多边形和 5 000 个可见光点所产生的场景相当的详细场景内容。			✓		

	特性的技术要求 环境 — 着陆区和地形	G	R1	R	S	说明
12.4.G	视景系统应至少能够为整个视景系统的夜间、暮间和昼间场景产生与 6 000 个多边形和 1 000 个可见光点所产生的场景相当的详细场景内容。	✓				
12.5	特殊效应					
12.5.S	应能够显示以下效应： 1) 下洗气流效应（包括褐视和白视）； 2) 海况（包括直升机在甲板着陆使船舶产生的运动）； 3) 风的路径对水的表面产生的影响； 4) 限定区域着陆点内树木和草的摇动；和 5) 可能与本航空器产生冲突的地面静态和动态交通以及空中交通。				✓	船舶的运动应至少与直升机俯仰、滚转和升降时的海况相一致。
12.5.R	应能够显示以下效应： 1) 下洗气流效应（包括褐视和白视）； 2) 海况（包括直升机在甲板着陆使船舶产生的运动）； 3) 风的路径对水的表面产生的影响；和 4) 可能与本航空器产生冲突的地面静态和动态交通以及空中交通。			✓		
12.5.G	不适用。					

13.　要求 —环境 — 空中交通管制

13.	特性的一般要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.S	终端区自动动态环境，包括空中交通管制对本直升机语音传送作出的响应以及由相关空中交通管制启动的传送，以支持预计的使用。 根据 Doc 4444 号文件《空中航行服务程序 — 空中交通管理》，针对机场或直升机场情况和频率用英文传送的本直升机和其他直升机消息的内容和密集度。传送给本直升机的随机消息和其他直升机传送给特定机场或直升机场的消息。相应的可见地面、着陆和离场交通，包括与训练大纲相对应的机场或直升机场终端区模拟。				✓	考虑到动态空中交通管制环境的实施情况还未通过训练进行评定和验证，预计进展至这一程度仍需时日。 因此，本节所列的对空中交通管制环境的各项要求旨在作为应在未来几年后可以实现的目标，但这些要求在目前尚不需要。
13.R	针对具体飞行阶段和内容的终端区空中交通管制消息，包括对本直升机语音传送的适当响应，以支持预计的使用。 根据 Doc 4444 号文件《空中航行服务程序 — 空中交通管理》，用英文传送的本直升机和其他直升机消息的内容和密集度。体现空中交通管制情况的发给本直升机的随机消息和背景消息。			✓		
13.G	针对具体飞行阶段和内容的空中交通管制消息，包括在适当飞行阶段对本直升机语音传送的响应，以支持预计的使用。 （续）	✓				

13.	特性的一般要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
	根据 **Doc 4444** 号文件《空中航行服务程序 — 空中交通管理》，用英文传送的本直升机消息的内容。 空中交通管制发给本直升机的典型消息。 可通过教员提供空中交通管制模拟做到这一点。					

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.1	自动气象报告					自动气象报告向驾驶员提供有关气象条件和空中交通管制运行情况的重要信息。自动终端情报系统和其他自动气象信息也可以通过数据链向驾驶舱提供。 虽然自动终端情报系统是这些自动系统中最常用的，但是，当与运行相关时，也应该考虑在部分时间开放的或无塔台的机场或直升机场使用的其他自动气象播报形式，如：地面自动观测系统或自动气象观测系统。
13.1 S	多台站自动气象报告。				✓	该系统应该具备生成不同自动气象报告消息的能力，以便通报相关区域范围内所有机场或直升机场的气象条件和其他不同的预定条件，使飞行机组能够同时收听到不同机场或直升机场同时播发的自动气象报告信息。 教员应该能够在教员台超控每一项的数值和每一预定消息。
13.1 R	单一台站自动气象报告。			✓		相关区域范围内的所有机场或直升机场中至少需要接到一个自动气象报告消息。消息应该包括飞行模拟训练设备中设定的各种实际气象条件，包括参考机场/直升机场、参考跑道、温度、风况、海压、云况、能见度、跑道条件，以及其他预定条件（过渡高度，等），这些都无法从模拟机上读出。 教员应该能够在教员台改变自动气象报告消息的气象条件和其他预定条件。教员的这些输入信息不必影响模拟的实际气象条件。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.1 G	单一台站自动气象报告。	✓				相关区域范围内的所有机场或直升机场中至少需要接到一个自动气象报告消息。消息应该包括飞行模拟训练设备中设定的各种实际气象条件，包括参考机场/直升机场、参考跑道、温度、风况、海压、云况、能见度、跑道条件，以及其他预定条件（过渡高度，等），这些都无法从模拟机上读出。
13.2	背景音					
13.2.1 S, R, G	背景音（共线共用频段）。 一般而言，所有的背景音都应满足下述标准： 1) 在模拟环境下，通信交流应该有意义，并且不应该有明显的错误信息； 2) 在某一发话频率上只应听到与该频率的用途相关的信息； 3) 在给定频率上的模拟通信不应相互跨越或跨越模拟机机组人员的通信；和 4) 在通信交流中应该提供合理的停顿时间，以在需要时让模拟机机组人员可以使用该频率。	✓		✓	✓	共用频段通信模拟驾驶舱中听到的背景音，如：本机通信之外的空对空、空对地，或地对地通信。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.2.2 S	规定内容的 — 与视景模拟交通完全相符的针对特定位置和特定内容的消息。				✓	规定内容的背景音。 背景音通信模拟应该提供在形式上和内容上都与模拟环境相适合的共线通信。 应该精确反映针对特定位置的程序和术语，并且所有的通信都应与交通活动的视景体现完全相符。 各种语音的数量应该足以区分各个不同的空中交通管制服务和驾驶员。 该系统应该最少包括 3 个特定的终端区。这 3 个特定的终端区应该为批准的训练大纲的一部分。
13.2.2 R	规定情景的 — 所有机场/直升机场共同使用的，与视景模拟交通相符的通用消息。			✓		规定情景的背景音。 背景音通信模拟应该生成具有特定情景内容的消息，并且要基于所有场所通用的通用典型格式。 背景音应该与交通场景相符，并且不应该与本机的位置和移动相冲突。 通信还应该与交通活动的视景体现相符。 各种语音的数量应足以区分各个不同的空中交通管制服务和驾驶员。 该系统应该最少包括 3 个特定的终端区。这 3 个特定的终端区应该为批准的训练大纲的一部分。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.2.2 G	通用情景的 — 无关联的通用消息。	✓				背景音通信模拟可以只基于通用消息。对这类消息的规定应该不要求有或只要求有极少的与模拟情景相适应的信息。 所用语音仅需有足够的差异性，以避免造成驾驶员和空中交通管制服务间的混淆。
13.3	空中交通管制模拟 — 与模拟机的互动。					接收到关于本直升机位置、运行情况和反映视景设置及空中交通防撞系统情景（如果适用）的环境条件的消息。
13.3 S, R	模拟参数 空中交通管制模拟系统以及直升机系统和适用的环境模拟应提供以下参数： 1) 风向/风速/阵风； 2) 海压/场压（高度表设定）； 3) 温度：外界空气温度； 4) 露点； 5) 云况：高度和类型； 6) 能见度； 7) 跑道视程（雾/地面雾/零星雾）； 8) 特殊气象条件设定：雨、雪（带风效应）、颠簸、结冰、可预测风切变、微暴流，以及带有大体位置的雷雨云/风暴； （续）			✓	✓	该系统应该最少包括 3 个特定的终端区。这 3 个特定的终端区应该为批准的训练大纲的一部分。 如适用，包括视景。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
	9) 现用跑道； 10) 跑道条件：污染和污染程度； 11) 刹车效应； 12) 协调世界标准时； 13) 本机的位置、航迹、航向和高度； 14) 主体直升机呼号。					
13.4	空中交通管制模拟 — 与教员的互动					
13.4 S, R	教员应该能够通过向本直升机加入消息进行情景互动。适用时，应该按照如下飞行阶段或类别将这些消息进行分组： 1) 登机口： a) 签派； b) 机务； c) 离场自动终端情报系统； d) 航路许可； e) 推直升机；和 f) 其他例行空中交通管制/公司通信； （续）			✓	✓	无论以何种方式提供空中交通管制模拟，都必须考虑教员作为空中交通管制模拟的一部分所承担的工作量，以确保不会严重分散对正在接受训练、测试或检查的机组人员的观察。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
	2) 除冰； 3) 滑行； 4) 等待位置； 5) 起飞； 6) 起飞后； 7) 爬升； 8) 航路上； 9) 下降； 10) 进场自动终端情报系统； 11) 等待； 12) 进近； 13) 着陆； 14) 紧急情况； 15) 其他通信；和 16) 客舱机组。					

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.5	空中交通管制消息的触发					教员应该能够手动或自动触发消息。
13.5.1 S, R	手动（基本的）。			✓	✓	通过教员从教员操作台所做动作发出的要求指令触发消息。
13.5.2 S, R	自动（增强的）。			✓	✓	当所有与消息内容（地面或空中交通、飞行阶段、气象条件，等）相关的标准都达到时，自动触发消息。 当本直升机未按空中交通管制的指令，或未按正确的复诵协议行事时，该系统应该提供校正消息（如：在空中飞行时，本直升机并未遵守指定的速度、航向或高度指令，或在地面时，并未遵守穿越指定跑道和滑行道或在指定跑道和滑行道旁等待的指令）。
13.5.3 S, R	空中交通管制通信模拟系统应该使教员能够暂停该系统和/或取消该系统，回到传统的无空中交通管制模拟的状态。			✓	✓	
13.6	用语					
13.6.1 S, R, G	用语和语音特征	✓		✓	✓	为了提高训练的有效性，空中交通管制无线电通信模拟强化正确用语的使用极为重要。 应该着眼于实现 100%的真实性，以便使学员能够在训练课上获得正确的情景意识。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.7	针对具体飞行阶段的空中交通管制频率识别					
13.7.1 S, R, G	通信应与驾驶舱所设定的无线电频率相适应： 1) 单频通信； 2) 多频通信。	✓ ✓		✓ ✓	✓ ✓	针对具体飞行阶段的空中交通管制频率识别是对所有高度层空中交通管制模拟的一项要求，意味着驾驶员所接收到的所有通信都应与驾驶舱所设定的无线电频率相适应。 例如：当副驾驶在 VHF2 上等候放行许可时，机长在 VHF1 上收听自动终端情报系统的信息。
13.7.2 S, R, G	当其他系统随着公司或空中交通管制无线电频率的改变更新时，模拟环境应随之更新。	✓		✓	✓	应该提供使用公司无线电频率的设施，但是不必与“现实世界”公司无线电频率相连接，只要这样做不会造成与现用空中交通管制频率的冲突。
13.8	教员对其他交通的控制					
13.8.1 S, R, G	教员对其他交通的控制。 教员应能够控制其他交通。	✓		✓	✓	教员对其他交通进行控制的示例： 1) 相对于其他交通，本直升机具有起飞、着陆、地面机动、悬停和空中机动的优先权； 2) 情景中出现遇到紧急情况或妨碍本直升机的另一架直升机； 3) 情景中交通活动的等级；和 4) 对接近航空器的速度进行限制。
13.8.2 S, R	关联性。 通信应该与模拟和直升机系统（空中交通防撞系统）中所体现的其他地面和空中交通相一致。			✓	✓	空中交通管制通信应该与其他动态地面和空中交通活动相一致，其中包括那些受到交通冲突影响和主体航空器优先权的问题。 视景和机载系统显示的交通信息，都应该与空中交通防撞系统相一致。

	特性的技术要求 环境 — 空中交通管制	G	R1	R	S	说明
13.8.3 S, R	交通流量。 除非教员另有选择，否则机场/直升机场交通流量就应该代表所模拟机场/直升机场那一时刻的流量密度。 应该遵守有代表性的交通间隔时间。			✓	✓	主要机场/直升机场适当交通流量的示例： 轻度：每小时 1 至 15 次起飞和/或着陆或每小时机场总活动架次少于 20 次。 中度：每小时 16 至 50 次起飞和/或着陆或每小时总活动架次约 70 次。 重度：每小时 51 或更多次起飞和/或着陆或每小时总活动架次多于 100 次。
13.9	数据链通信					
13.9.1 S	航空器通信寻址和报告系统/航空电信网				✓	如安装。
13.9.2 S	未来空中导航系统				✓	如安装。
13.9.3 S	其他。				✓	如安装。

14. 要求 — 其他

14.	特性的一般要求 其他	G	R1	R	S	说明
14.S	不适用。					第 **I** 部分的 **6.1.14** 对这一“其他”特性进行了界定，该特性并不与训练方面直接相关，所以未被纳入第 **II** 部分第 **2** 章的飞行模拟训练设备主矩阵中。因此，所列的 **3** 个逼真度等级都显示为“不适用”。但是，本段的其余部分对该特性相关项目要做的测试进行了描述。
14.R	不适用。					
14.G	不适用。					

14.	特性的技术要求 其他	G	R1	R	S	说明
14.1	教员操作台					
14.1 S	从教员操作台应能够充分看到驾驶员控制面板和前窗。				✓	对于带运动提示系统的飞行模拟训练设备，任何机载教员座位都应牢固固定，并且配备有充分完好性的主动约束装置，以便在任何已知或预计的运动系统的移动中，能够安全约束座位使用者。 如果安装有增强型飞行视景系统，则教员操作台应包括一个可通过驾驶员平视显示器或驾驶舱显示器看到的所模拟增强型飞行视景系统的增强型飞行视景系统显示复现器。这包括所显示的任何数据和符号。应该对显示格式（宽高比）进行复现。
14.1 R	从教员操作台应能够充分看到驾驶员控制面板和前窗。			✓		
14.1 G	不适用。					
14.2	教员控制系统					
14.2 S, R, G	教员操作台应该具备相关控制系统，使教员可以对所有需要的系统变量进行控制并酌情将所有非正常或紧急情况插入所模拟的直升机系统中。 教员操作台应该具备对在操作台预计遇到的所有环境效应（如云况、能见度、结冰、降水、温度、雷风暴以及风速和风向）进行处理的控制系统。 （续）	✓		✓	✓	

14.	特性的技术要求 其他	G	R1	R	S	说明
	教员操作台应该使教员可以复现地面和空中的危险。操作台应该使教员可以复现因旋翼下洗气流引起的循环灰尘效应、水蒸气效应或雪情效应。					
14.3	自我诊断测试					
14.3 S	应该提供飞行模拟训练设备的自诊式测试，以确定硬件和软件运行是否完好，并提供快速、有效地对飞行模拟训练设备软件和硬件进行日常测试的手段。				✓	要求有符合性声明。
14.3 R, G	不适用。					
14.4	计算机性能					
14.4 S, R, G	应该提供足够的飞行模拟训练设备计算机的性能、准确性、分辨率和动态反应，以全面支持飞行模拟训练设备满足所申请的鉴定类型要求必须具有的总体逼真度。	✓		✓	✓	要求有符合性声明。
14.5	自动测试设备					
14.5 S	应该提供进行飞行模拟训练设备硬件和软件自动鉴定测试指南/验证测试，以确定是否符合验证要求。				✓	测试证明应包括测试编号、飞行模拟训练设备编号、日期、时间、条件、容差，以及同直升机标准进行比较时呈现的相应因变量。
14.5 R, G	应该提供飞行模拟训练设备硬件和软件的验证测试，以便能够进行定期测试。	✓		✓		测试证明应包括测试编号、飞行模拟训练设备编号、日期、时间、条件、容差，以及同主鉴定测试指南测试标准进行比较时呈现的相应因变量。 鼓励进行自动鉴定测试指南验证/测试。

14.	特性的技术要求 其他	G	R1	R	S	说明
14.6	飞行模拟训练设备硬件和软件更新					
14.6 S, R	应该在对直升机进行影响训练的改装之后，及时对飞行模拟训练设备硬件和软件进行永久性更新，以满足所申请的鉴定类型的要求。			✓	✓	
14.6 G	应该在飞行模拟训练设备制造商提出影响训练和/或安全的建议之后，及时对飞行模拟训练设备硬件和软件进行永久性更新。	✓				
14.7	每日飞行前文件					
14.7 S, R, G	要求将每日飞行前文件放在每日记录中或放在方便查看的位置。	✓		✓	✓	
14.8	系统集成					
14.8	系统集成 视景系统、驾驶舱仪表和初始运动系统应紧密配合以提供综合性的感觉提示。由稳定状态扰动（即开始扫描第一幅包含不同信息的视频场）引发的视景画面变化应该在系统动态响应的 85 或 120 毫秒（ms）的限度内发生（取决于飞行模拟训练设备的类型）。运动系统开始变化也应在系统动态响应的 85 或 120 毫秒的限度内发生（取决于飞行模拟训练设备的类型）。运动系统开始变化应该发生在开始扫描第一幅包含不同信息的视频场之前，不得晚于在结束扫描同一幅视频场之前。 （续）					要求进行测试。参见第 III 部分附录 B（测试 6.a.1，传输延迟）。 滞后测试可以作为符合性的备用手段来取代传输延迟测试。 第 II 部分附篇 G 为传输延迟以及滞后的测试方法提供了指导。

14.	特性的技术要求 其他	G	R1	R	S	说明
	为确定是否符合上述要求而进行的测试应该包括同时记录驾驶员俯仰、滚转和偏航操纵装置的输出信号；安装在运动系统平台上的位于驾驶员座椅附近可接受位置的加速度计的输出信号；送到视景系统显示部分的输出信号（包括视景系统的模拟信号延迟）；以及送到驾驶员姿态指引仪的输出信号，或者由国家航空局批准的等效测试。					
14.8.S	传输延迟： 应该采用传输延迟测试，以证明飞行模拟训练设备系统响应未超过 85 毫秒。 当装备增强型飞行视景系统时，这些系统应在+或-30 毫秒之内对视景系统作出响应，但不得早于运动响应。				✓	要求有仪表、运动和视景系统的结果。 当装备有模拟的而非实际的直升机系统的平视显示器系统时，要求有额外的传输延迟测试结果。 当视景系统运行模型（昼间、暮间和夜间）可能影响性能时，要求进行额外的测试。 当视景系统的运行模型不影响性能，因而不需要进行额外测试时，要求有符合性声明。
14.8. R, G	传输延迟： 应该采用传输延迟测试，以证明飞行模拟训练设备系统的响应未超过 120 毫秒。	✓		✓		仅要求提供适用系统的结果。
14.9	记录、冻结和回放					
14.9 S, R, G	记录、冻结和回放能力	✓		✓	✓	

14. 特性的技术要求 其他		G	R1	R	S	说明
14.10	情况介绍和汇报					
14.10 S, R, G	情况介绍和汇报能力	✓		✓	✓	

附录 B

飞行模拟训练设备验证测试

1. 引言

参见第 II 卷第 II 部分附录 B 第 1 节。

2. 测试要求

参见第 II 卷第 II 部分附录 B 第 2 节。

3. 验证测试信息

参见第 II 卷第 II 部分附录 B 第 3 节。

4. 飞行模拟训练设备验证测试表

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.	**性能**							本节中所有的一发失效测试仅适用于多发直升机。
1.a.	**发动机评估**							
1.a.	1) 起动操作。 i) 发动机起动和加速（瞬时）。	点火时间： ± 10%或± 1 秒。 扭矩：± 5%。 旋翼转速：± 3%。 燃气发生器转速：± 5%。 动力涡轮转速：± 5%。 涡轮气体度：± 30°C。	地面，不使用旋翼刹车和使用旋翼刹车（如适用）。				✓	每一发动机从开始起动程序至稳定的慢车状态，再从稳定的慢车状态至工作转速的时间历程。 对于多发直升机，测试应该是依次起动两台发动机。 容差仅在发动机参数传感器的有效性范围内适用。
	ii) 稳定的慢车状态和工作转速状态。	对于逼真度等级 S： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 燃气发生器转速：± 2%。 动力涡轮转速：± 2%。 涡轮气体度：± 20°C。	地面。				✓	应该显示稳定的慢车状态和工作转速状态的数据。可以是抽点打印测试。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
		对于逼真度等级 G 和 R： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。		C T & M		✓		
1.a.	2) 动力涡轮转速配平。	动力涡轮转速总变化： ± 10% 或旋翼转速：± 1.5%。	地面。				✓	发动机对配平系统起动（两个方向）作出响应的时间历程。
1.a.	3) 发动机和旋翼转速控制。	扭矩：± 5%。 旋翼转速：± 1.5%。	爬升和下降。				✓	总距阶跃输入。可以与爬升和下降性能测试一起进行。 要求进行两项测试： — 一项测试演示总距杆向上输入；和 — 一项测试演示总距杆向下输入。
1.b.	**地面操作**							
1.b.	1) 预留。							
1.b.	2) 转弯速率与踏板偏转率或操纵盘角度。	转弯速率：± 10%或± 2°/秒。	地面。				✓	不使用机轮刹车。 演示直升机对两个方向上输入的响应。
1.b.	3) 滑行。	扭矩：± 3%。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	地面。				✓	地面滑行过程中针对特定地面速度和方向以及密度高度的操纵位置。
1.b.	4) 预留。							

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.c.	**起飞**							如果下列测试的速度范围小于 40 海里/小时，则所适用的空速容差既可适用于空速，也可适用于地面速度（视情况）。 如果无法获得高度，则可以使用海拔高度。
1.c.	1) 所有发动机。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	悬停。				✓	与所模拟直升机型号和飞行模拟训练设备类型相对应的起飞飞行航径的时间历程。 从有地面效应的悬停起飞。 记录至少至离地高度 61 米（200 英尺）/最佳爬升率速度的数据（取后到者）。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。				✓		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.c.	2) 一发失效时继续起飞。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	悬停。				✓	与所模拟直升机型号相对应的起飞飞行航径的时间历程。 记录至少至离地高度 61 米（200 英尺）/最佳爬升率速度的数据（取后到者）。 该项测试对应于在起飞决断点后一发失效的情况下在开阔地进行的 A 类起飞。 注：参见第 II 部分附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。				✓		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.c.	3) 一发失效时中断起飞。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。 距离：± 7.5%或 ± 30 米（100 英尺）。	悬停。				✓	从起飞点至接地的时间历程。 测试条件接近极限性能。 该项测试对应于在起飞决断点前一发失效的情况下在开阔地进行的 A 类起飞。 注：参见第 II 部分附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 1.5°。 航向：± 2°。 距离：± 7.5%或 ± 30 米（100 英尺）。				✓		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.c.	4)　升空至悬停。	扭矩：± 5%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 3°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	地面。 增稳接通或断开。				✓	记录在总距杆完全放下的情况下从地面起动开始直至有地面效应的悬停中稳定下来的机动动作。
1.d.	**悬停性能**	对于逼真度等级 S 和 R： 扭矩：± 3%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 1.5°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	有地面效应（IGE）。 无地面效应（OGE）。 增稳接通和断开。			✓	✓	轻总质量和重总质量。 要求具备四种测试条件： • 在有地面效应的情况下，高度为旋翼直径的 10%、30%和 70%；和 • 在无地面效应的情况下，高度为旋翼直径的 150%。 可以是抽点打印测试。
		对于逼真度等级 G： 扭矩：± 3%。 总距操纵位置：± 5%。		C T & M				要求具备两种测试条件： • 有地面效应；和 • 无地面效应。 可以是抽点打印测试。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.e.	**垂直爬升性能**	垂直速度： ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）或± 10%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	无地面效应。 增稳接通和断开。			✓	✓	轻总质量和重总质量。可以是抽点打印测试。
1.f.	**平飞性能和经配平的飞行操纵位置**	扭矩：± 3%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	巡航。 增稳接通或断开。					可以是抽点打印测试。 鼓励以速度交叉图形的形式显示测试结果。
		对于逼真度等级 S： 容差同上。					✓	有总质量/重心的两种组合，并且对于每一种组合，都有飞行包线内从 V_y 至 V_H 的多种速度。
		对于逼真度等级 R： 容差同上。				✓		有总质量/重心的两种组合，并且对于每一种组合，都有飞行包线内从 V_y 至 V_H 的多种速度。 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。
		对于逼真度等级 G： 容差同上。		C T & M				有总质量/重心的两种组合，并且对于每一种组合，都有两个速度值。 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.g.	**爬升性能和经配平的飞行操纵位置**	垂直速度： ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）或±10%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。 空速：± 3 海里/小时。	所有发动机都在运行。 一发失效。 增稳接通或断开。	C T & M		✓	✓	有总质量/重心的两种组合。 显示相关爬升功率条件下的数据。可以是抽点打印测试。 速度容差仅适用于时间历程测试。 对于逼真度等级 R 和 S： 飞行模拟训练设备达到的实测垂直速度不得低于《旋翼机飞行手册》中规定的相应的批准值。 对于逼真度等级 R： 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。
1.h.	**下降**							
1.h.	1)　下降性能和经配平的飞行操纵位置。	扭矩：± 3%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。 空速：± 3 海里/小时。	带动力下降。 增稳接通或断开。	C T & M		✓	✓	有总质量/重心的两种组合。 可以是抽点打印测试。 使用正常进近速度来演示显著下降速率的测试。 速度容差仅适用于时间历程测试。 对于逼真度等级 R： 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.h.	2) 自转性能和经配平的飞行操纵位置。	垂直速度： ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）或± 10%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 侧滑角：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	稳速下降。 增稳接通或断开。	C T & M		✓	✓	有总质量/重心的两种组合。 旋翼速度容差仅在总距操纵装置处于完全放下位置时适用。 从大约最低下降空速到至少最大滑行距离空速或最大容许关车空速（取较慢者）的速度范围。 可以是一系列抽点打印测试。 对于逼真度等级 R： 侧滑角仅为证明复现性且仅在后续的定期鉴定中进行匹配。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.i.	**进入自转**	对于逼真度等级 S： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 3°。 航向：± 5°。 空速：± 5 海里/小时。 高度： ± 6.1 米（20 英尺）。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	巡航和爬升。				✓	直升机在功率快速下降至慢车、直至达到稳定的下降自转速率和 N_R 后作出响应的时间历程。 对于巡航，应该显示高速情况下的数据。对于爬升，应该显示在或接近最大连续功率状态下的最大爬升空速数据。
		对于逼真度等级 R： 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 3°。 航向：± 5°。 空速：± 5 海里/小时。 高度： ± 6.1 米（20 英尺）。	巡航和爬升。			✓		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.j.	**着陆**							如果下列测试的速度范围小于 40 海里/小时，则所适用的空速容差既可适用于空速，也可适用于地面速度（视情况）。 如果无法获得高度，则可以使用海拔高度。
1.j.	1) 所有发动机。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	进近至悬停。				✓	与所模拟直升机型号相对应的下降至有地面效应的悬停的进近和着陆剖面时间历程。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。				✓		与所模拟直升机组类相对应的下降至有地面效应的悬停的进近和着陆剖面时间历程。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.j.	2)　一发失效。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	进近和着陆。				✓	包括与所模拟直升机型号相对应的 A 类和 B 类进近和着陆的数据。 当主起落架的各个部位都在地面上时，测试结束。 注：参见附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。				✓		包括与所模拟直升机组类相对应的 A 类和 B 类进近和着陆的数据。 当主起落架的第一个部位触地时，测试结束。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.j.	3) 中断着陆/复飞。	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 1.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	进近，一发失效。				✓	演示从一发失效稳定进近开始执行的复飞机动飞行或包括进近过程中动态发动机失效的复飞机动飞行的测试。 注：参见附篇 J 第 1.7 段中关于为配有一发失效训练模式的直升机导出一发失效情况下的参考数据的可能性的内容。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 1.5%。 俯仰角：± 2.5°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。				✓		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.j.	4)　自转着陆。	空速：± 3 海里/小时。 扭矩：± 3%。 旋翼转速：± 3%。 高度：± 6.1 米（20 英尺）。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 5°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：±10%	进近和接地。				✓	从稳定的自转下滑转入自转减速和接地的时间历程。 如果在该测试中无法从航空器制造商那里获得包含所有所需的完整关车着陆参数的试飞数据，并且无法从其他具备相应资质的试飞人员那里获得这些数据，则可以与国家航空局进行协调，以确定是否可以接受替代测试方法。 获得此类数据的替代办法是可以接受的，这取决于航空器以及人员的情况以及拟使用的数据记录、整理和判读设施。这些替代办法是： 1)　模拟在一定高度上进行自转拉平和减小下降率（R/D）；或 2)　在自转进近和拉平之后进行带油门停止。
1.j.	(5)　悬停至接地。	扭矩：± 5%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 3°。 纵向操纵位置：± 10%。 横向操纵位置：± 10%。 方向操纵位置：± 10%。 总距操纵位置：± 10%。	有地面效应的悬停。 增稳接通或断开。				✓	记录从有地面效应的悬停开始至接地、总距操纵杆完全放下的机动动作。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
1.k.	**平飞加速**	对于逼真度等级 S： 空速：± 3 海里/小时。 纵向、横向、方向和总距操纵位置：± 10%。 扭矩：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。	巡航。 增稳接通或断开。				✓	记录平飞匀加速，包括从 V_y 至最大空速的最小幅度的速度增加，加速操作时一次性提高功率（而非连续提高功率）。
		对于逼真度等级 R： 空速：± 3 海里/小时。 扭矩：± 3%。 俯仰角：± 2°。 滚转角：± 2°。 航向：± 2°。				✓		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.	**操纵品质**							
2.a.	**操纵系统机械特性**							
	注 1：俯仰、滚转、偏航和总距控制器的位置与操纵力或时间的对应关系应该在操纵装置上测量。一种替代在飞行操纵装置外部固定测试装置的方法，是在飞行模拟训练设备中安装记录和测量仪器。从此仪器上读出的力和位置数据可以直接记录，并且与直升机数据相匹配。如果在进行静态操纵检查的同时，用外部测量设备验证该仪器或采取其他等效手段进行验证，并且主鉴定测试指南中包括了令人满意的两者比较结果作为证明，那么就可以在初始鉴定和定期鉴定中使用该仪器对所有所要求的操纵检查进行测量。使用这类永久性装置可以避免浪费时间在安装外部装置上。 如果对操纵载荷系统进行了重大改装和/或修理，应重复使用外部测量设备对该仪器进行验证。 注 2：只有在两套操纵装置在飞行模拟训练设备上没有机械互联时，才需要使用第二套驾驶员操作装置进行飞行模拟训练设备静态操纵测试（测试 2.a.1 和 2.a.2）。如果一套数据适用于两侧，需要数据提供者提供理由阐述。如果飞行模拟训练设备中的操纵装置有机械互联，进行一套测试就足够了。无需在两个驾驶员位置都进行动态特性测试。 注 3：对于操纵行程测试（测试 2.a.1、2.a.2 和 2.a.3），为了可以对操纵止动位附近的急变力度进行验证，应该对位置轴适用总行程± 1.5%的额外容差。 如果需要澄清与配有可逆操纵系统的直升机的任何问题或无法获得所需的验证数据，请联系贵国的国家航空局。							
2.a.	1)　驾驶杆。	启动力：±0.111 daN（0.25 磅力）或 ±25%。 驾驶杆力：±0.222 daN（0.5 磅力）或±10%。	地面。 静态条件，液压系统（如适用）加压。可以使用辅助的液压增压系统。 配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳（如适用）接通和断开。	C T & M		✓	✓	记录不间断地在两个止动位之间移动操纵装置的测试结果（如果使用了航空器硬件模块化操纵装置，该测试不适用）。 该测试的试飞数据并不要求旋翼处于接通/旋转状态。有关增稳说明中的“如适用”一词指：如果有增稳系统可用和如果该系统可以在此处所述的静态条件下在地面上工作。 对于逼真度等级 G： 操纵力和操纵行程应该与所模拟的直升机组类大致一致。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.a.	2) 总矩杆/脚蹬。	启动力：± 0.222daN（0.5 磅力）或 ± 25%。 总距杆力/脚蹬力：±0.445 daN（1.0 磅力）或±10%。	地面。 静态条件，液压系统（如适用）加压。 可以使用辅助的液压增压系统。 配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳（如适用）接通和断开。	C T & M		✓	✓	记录不间断地在两个止动位之间移动操纵装置的测试结果。 该测试的试飞数据并不要求旋翼处于接通/旋转状态。有关增稳说明中的“如适用”一词指：如果有增稳系统可用和如果该系统可以在此处所述的静态条件下在地面上工作。 对于逼真度等级 G： 操纵力和操纵行程应该与所模拟的直升机组类大致一致。
	3) 刹车踏板力与位置的关系。	刹车踏板力：±2.224 daN（5 磅力）或 ±10%。	地面。 静态条件。			✓	✓	可以使用飞行模拟训练设备计算机输出结果来显示符合情况。 如果航空器制动系统是独立的系统，则应该将容差仅适用于启动力和最大偏移。
	4) 配平系统的速率（所有适用的系统）。	速率：±10%。	地面。 静态条件。 配平接通。 摩擦断开。			✓	✓	容差适用于配平速率的记录值。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.a.	5) 操纵装置的动态特性（所有轴）。	**对于欠阻尼系统**（按照第 II 部分附录 B 的图 B-1）： T (P_0)：P_0 的± 10%或 ± 0.05 秒。 T (P_1)：P_1 的± 20%或 ±0.05 秒。 T (P_2)：P_2 的± 30%或 ±0.05 秒。 T (P_n)：P_n 的 ±10*(n+1)% 或±0.05 秒。 T (A_n)：A_{max} 的±10%（A_{max} 为第一次超调的最大振幅或总操纵行程（从一端止动位到另一端止动位）的 ±0.5%）。 T(A_d)：A_d 的±5% = 误差带或总操纵行程的 ±0.5% = 误差带。 误差带之内的振荡不视为有效，故不受容差限制。 （续）	地面。 不可逆飞行操纵系统的静态条件 配平接通。 摩擦断开。				✓	必须记录在每个轴两个方向上正常操纵位移的测试结果。 一般而言，为提供适当的刺激，有必要施加总操纵行程 10%至 20%的操纵位移。 鉴于安全方面的问题，应该在飞行中对可逆操纵系统的操纵动态特性进行鉴定，或根据具体情况使用向国家航空局建议并得到其认可的替代方法。 更多关于操纵动态特定的信息，参见第 II 部分附录 B 第 3.2.2 至 3.2.5 段。“n”是具有完整振荡周期的顺序编号。 对于未具备任何弹簧特性的任何操纵装置（一般指脚蹬和总距杆），应该采取其他方法演示其符合情况，如高速移动操纵装置。 参见第 II 部分附录 B 的第 3.2.3 段。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.a.	5) （续）	± 1 个有效超调（有效超调最小值为一个）。 稳定状态应在误差带内。 下述容差**仅适用于过阻尼和临界阻尼系统：** T (P_0)：P_0 的± 10% 或 ± 0.05 秒。						
2.b.	**低空速下的操纵品质**							
2.b.	1) 经配平的飞行操纵位置。	扭矩：± 3%。 俯仰姿态：± 1.5°。 倾斜姿态：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总矩操纵位置：± 5%。	平移飞行。 有地面效应。 侧向、向后和向前飞行。 增稳接通或断开。			✓	✓	选取几个递增的空速进行测试并记录，直至达到平移空速的限制，并且向前的平移空速可达到 45 海里/小时（向前飞行至少四个值）。 可以是一系列抽点打印测试。 鼓励以速度交叉图形的形式显示测试结果。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.b.	2) 临界方位角（或最小操纵裕度的方位角）	扭矩：± 3%。 俯仰姿态：± 1.5°。 倾斜姿态：± 2°。 纵向操纵位置：± 5%。 横向操纵位置：± 5%。 方向操纵位置：± 5%。 总距操纵位置：± 5%。	稳定悬停。 增稳接通或断开。				✓	记录临界象限内的三个相对风向（包括最临界情况）的测试结果。 要求有符合性声明，以便根据直升机的设计以及《旋翼机飞行手册》或飞行测试数据规定如何呈现测试结果，以展示最小操纵裕度所适用的区域。 可以是一系列抽点打印测试。 很难对风进行精确的测定，最好通过在平静天气条件（无风）下的平移飞行获得模拟风，以便通过使用地面速度测量方法（通常为全球定位系统）准确控制飞行条件。 在这一情况下，更为切实有效的做法是利用测试 2.b(1) 来为该测试收集验证数据，以便确保临界方位角与其他方向（向前、侧向和向后）之间的一致性。
2.b.	3) 操纵响应。							记录阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 该测试时间较短，可以在有地面效应的情况下进行，以便提供更好的目视参考。 操纵响应测试包括下面四项测试（(3a) 至 (3d) ）。
2.b.	3a) 纵向。	俯仰速率：±10%或 ±2°/秒。 俯仰姿态变化：±10% 或±1.5°。	悬停。 增稳接通和断开。				✓	姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.b.	3b) 横向。	滚转速率：±10%或±3°/秒。 滚转姿态变化：±10%或± 3°。	悬停。 增稳接通和断开。				✓	姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.b.	3c) 航向。	偏航速率：±10%或±2°/秒。 航向变化：±10%或±2°。	悬停。 增稳接通和断开。 两个方向。				✓	航向变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的航向变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.b.	3d) 垂直。	法定加速度：±0.1 g。 垂直速度：±10%或 ± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）。	悬停。 增稳接通和断开。				✓	

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.c.	**纵向操纵品质**							
2.c.	1)　操纵响应。	俯仰速率：± 10%或 ± 2°/秒。 俯仰姿态变化：± 10% 或 ±1.5°。	巡航。 增稳接通和断开。			✓	✓	应该记录两个巡航空速下的测试结果，包括最小所需功率速度。记录测试轴上的阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。
2.c.	2)　静稳定性。	与配平的纵向操纵位置偏移量：± 10% 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）； 或 与配平的纵向操纵力偏移量：± 0.222 daN（0.5 磅力）或 ± 10%。	巡航或爬升。 自转。 增稳接通和断开。 如果增稳系统包括空速控制，则需要有增稳接通和断开的条件。			✓	✓	记录作为参考提取的配平速度每一边至少两个速度的测试结果。 可以是一系列抽点打印测试。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.c.	3) 动稳定性。							动稳定性测试包括以下两项测试（（3a）和（3b））。
2.c.	3a) 长周期响应。	计算周期：± 10%。 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间：±10%或阻尼比：±0.02。 对于非周期性响应，时间历程必须至少记录在松开操纵装置后 20 秒的时间，且俯仰姿态变化：± 20% 或 ± 3°；空速：5 海里/小时。	巡航。 增稳接通和断开。	C T & M		✓	✓	对于周期性响应，记录三个完整周期（在输入信号结束后的六个超调）或足够用来确定达到1/2振幅或2倍振幅时间的若干周期（两者取最低者）的测试结果。 如果测试驾驶员确定测试结果正在无法控制地出现差异，则可以在 20 秒之前结束测试。对于某些直升机，在规定的时间内，响应可能是无法复现的。在此类情况下，测试应至少显示差异是可识别的。例如：在该测试中，通常可以在给定的时间内移动驾驶杆或移动驾驶杆直至达到给定的俯仰姿态，然后将驾驶杆移至初始位置。对于非周期性响应，测试结果应显示与试飞数据一样的趋同或发散特征。 <u>对于逼真度等级 G</u>： 该测试的目的是验证模型的动态特性。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.c.	3b) 短周期响应。	俯仰角：± 1.5°或俯仰速率：± 2°/秒。 法定加速度：± 0.1 g。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。	C T & M		✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果。在该测试中，通常可以以航空器的固有频率插入操纵偶极子。但是，对于增稳断开的测试，最好使用偶极子输入而非脉冲输入，而对于增稳接通的测试（这时短周期响应显示出一阶或无振荡特性），纵向脉冲输入可产生更协调一致的响应。 对于逼真度等级 G： 该测试的目的是验证模型的动态特性。 注 1：偶极子（纵向）输入可通过以下方式生成：猛地向后拉桨距操纵杆，保持输入 5 秒钟，猛地向前推俯仰操纵杆，保持输入 5 秒钟，然后松开桨俯仰操纵杆至中间位置。输入应足够大，以产生± 0.2g 负载因子和/或± 5 度至 15 度俯仰姿态偏移。 注 2：用可迅速达到一个稳定状态并以最小超调保持该状态的系统演示对阶跃指令的无振荡响应。
2.c.	4) 机动稳定性。	与配平的纵向操纵位置偏移量：±10%或±6.3 毫米（0.25 英寸）； 或 与配平的纵向操纵力偏移量：±0.222 daN（0.5 磅力）或±10%。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。 左转和右转。			✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果，包括最小所需功率速度。每一空速条件下的测试结果都应包括大约 30º 和 45º 滚转角的结果。 对于不可逆操纵系统，力可以用交叉型图形显示。 可以是一系列抽点打印测试结果。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.d.	**横向和航向操纵品质**							
2.d.	1) 操纵响应。							操纵响应测试包括下面两项测试（（1a）和（1b））。
2.d.	1a) 横向。	秒滚转速率：± 10% 或 ± 3°/。 滚转姿态变化：± 10% 或 ± 3°。	巡航。 增稳接通和断开。	C T & M		✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果，包括最小所需功率速度或与其接近的速度。记录测试轴上的阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 姿态变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的姿态变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。 对于逼真度等级 G： 该测试的目的是验证模型的动态特性。
2.d.	1b) 航向。	偏航速率：± 10% 或 ± 2°/秒。 航向变化：± 10% 或 ± 2°。	巡航。 增稳接通和断开。	C T & M		✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果，包括最小所需功率速度或与其接近的速度。记录测试轴上的阶跃操纵输入的测试结果。离轴响应必须反映出正确的趋势。 航向变化被界定为从阶跃输入之前那一刻的数值发生的航向变化。该容差从阶跃输入时间起连续适用。 对于逼真度等级 G： 该测试的目的是验证模型的动态特性。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.d.	2)　航向静稳定性。	滚转姿态：± 1.5。 垂直速度：± 10% 或± 0.50 米/秒（100 英尺/分钟）。 与配平的横向操纵位置偏移量：± 10% 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）；或 与配平的横向操纵力偏移量：± 10% 或± 0.222 daN（0.5 磅力）。 与配平的航向操纵位置偏移量：± 10% 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）；或 与配平力的航向操纵力偏移量：± 10% 或 ± 0.444 daN（1 磅力）。 与配平的纵向操纵位置偏移量：± 10% 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸）；或 与配平力的纵向操纵力偏移量：± 10%或 ± 0.222 daN（0.5 磅力）。	爬升或下降。 增稳接通或断开。			✓	✓	记录配平点任意一侧至少两个侧滑角的测试记录。 对于不可逆操纵系统，力可以用交叉型图形显示。 可以是一系列抽点打印测试结果。 该测试为在固定总距位置进行的稳定航向侧滑测试。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.d.	3) 横航向动稳定性。							横航向动稳定性测试包括下面三项测试（ (3a)至(3c) ）。
2.d.	3a) 横航向振荡。	周期：± 0.5 秒或 ± 10%。 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间：± 10% 或阻尼比± 0.02。 倾斜角峰值和侧滑角峰值之间的时间差：± 20%或±1 秒。 对于非周期性响应，时间历程必须记录松开操纵装置后 20 秒的时间，滚转速率：± 5°/秒或滚转姿态变化：± 5°；偏航速率± 4°/秒或航向± 4°。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。	C T & M		✓	✓	记录至少两个空速下的测试结果。该测试必须以驾驶杆或脚蹬偶极子输入起始。 记录六个完整周期（在输入信号结束后的十二个超调）或足够用来确定达到1/2振幅或2倍振幅时间的若干周期（两者取最低者）的测试结果。如果测试驾驶员确定测试结果正在无法控制地出现差异，则可以在20秒之前结束测试。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
2.d.	3b) 螺旋稳定性。	正确趋势和滚转角（20 秒内）：±2°或±10%。 如果采用替代测试： 与配平的横向操纵位置偏移量：±20%或±12.7 毫米（0.5 英寸）。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。	C T & M		✓	✓	记录在仅使用脚蹬或仅使用驾驶杆的状态下松开相应操纵装置后 20 秒的转弯测试结果。必须记录两个方向上转弯的测试结果。 当滚转角为零或当测试驾驶员确定滚转姿态正在无法控制地出现差异时，结束测试。 可以用多次测试中的直升机数据的平均值。 双向测试。 作为替代测试：记录为保持距稳定飞行配平大约 30°倾斜角位置所需的横向驾驶杆输入（无脚蹬输入）的测试结果。可以是一系列抽点打印测试。
2.d.	3c) 负偏航/正偏航。	正确的趋势。 瞬态侧滑角：±2º。	巡航或爬升。 增稳接通和断开。 增稳接通，以包括转弯协调系统（如有）。			✓	✓	只使用中等速率的驾驶杆输入，记录初始进入仅使用驾驶杆操纵转弯的时间历程。 必须记录两个方向上转弯的测试结果。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
3.	**运动系统**							
3.a.	**频率响应。**	按照飞行模拟训练设备鉴定申请人的规定。	不适用。		✓	✓		进行适当测试以演示应有的频率响应。 另参见第 II 部分附录 B 第 3.5.2 段和第 3.5.3 段。
3.b.	**平滑性检查。**	按照飞行模拟训练设备鉴定申请人的规定。	不适用。		✓	✓		进行适当测试以演示应有的平稳转向。 另参见第 II 部分附录 B 第 3.5.2 段和第 3.5.4 段。
3.c.	**运动效应。**							参见本部分附录 C 有关主观测试的内容。
3.d.	**运动系统的可重复性**	实际平台线性加速度：±0.05 g。	无。		✓	✓		该测试可确保运动系统硬件和软件（在飞行模拟训练设备的正常运行模式下）按照初始鉴定的状态持续运行。根据这一信息可以轻易地识别偏离原始基准的性能变化。 参见第 II 部分附录 B 第 3.5.5 段。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
3.e.	**运动提示的逼真度**							目前正在通过国际飞行模拟训练设备鉴定委员会机制测试和评定相关的测试标准和容差（参考第 II 部分的附录 D）。
3.e	1) 运动提示的逼真度 — 频域标准。	待定。	地面和飞行。		✓	✓		记录训练所用的运动系统在所模拟直升机特性相对应的频率范围内的运动提示算法和运动平台的组合模数和相位。 仅在初始飞行模拟训练设备鉴定期间要求进行该测试。 参见第 II 部分附录 B 第 3.5.6.1 段。
3.e	2) 运动提示逼真度 — 时域标准。	待定。	地面和飞行。		✓	✓		参见第 II 部分附录 B 第 3.5.6.2 段。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
3 bis.	**振动**							
3bis. a.	**特征运动振动。**	无。	地面和飞行。					对于在适用机型驾驶舱中可感知的特征运动振动，要求进行下述测试，并附带记录结果和符合性声明。 振动测试结果包括 1/Rev 和 n/Rev 振动，其中 n 表示桨叶的数量。 注：“n/Rev”指相当于旋翼每分钟转速的 n 倍的频率的振动测试。 所记录的有关特征抖振的测试结果应该可以比较相关振幅和频率。 要求进行测试，并附带记录结果，通过这些结果可将纵轴、横轴和垂直轴上的振幅与频率之间的关系与直升机数据进行对比。 稳态测试是可以接受的。 对于逼真度等级 R，仅要求有印迹测试结果。 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用容差。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
3bis.a.	1)　地面。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	地面。			✓	✓	演示直升机在地面上、所有发动机在正常慢车和飞行功率状态下运行时的正常振动水平的测试。要求具备两种测试条件： 1)　发动机控制装置处于“慢车”功率状态和相应的 N_R 状态下；和 2)　发动机控制装置处于“飞行”功率状态和相应的 N_R 状态下。
3bis.a.	2)　悬停（有地面效应）。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	悬停。			✓	✓	演示直升机在悬停状态下（有地面效应）的正常振动水平的测试。
3bis.a.	3)　悬停（无地面效应）。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	悬停。			✓	✓	演示直升机在悬停状态下（无地面效应）的正常振动水平的测试。
3bis.a.	4)　正常爬升。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	爬升。			✓	✓	演示直升机以正常爬升速度进行正常爬升并且所有发动机都在运行时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	5)　垂直爬升。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	爬升。			✓	✓	演示直升机从悬停状态转向垂直爬升时的正常振动水平的测试。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
3bis.a.	6) 低速平飞。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	演示直升机以 V_y 进行向前平飞时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	7) 以巡航速度进行平飞。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	演示直升机以正常巡航速度进行飞行时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	8) 高速平飞。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	演示直升机高速飞行（接近或达到 V_{ne}）时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	9) 下降。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	下降。			✓	✓	演示直升机以正常速度、正常功率下降并且所有发动机都在运行时的正常振动水平的测试。
3bis.a.	10) 自转。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	自转。			✓	✓	演示直升机在自转下降，所有发动机都失效（或至少处于慢车状态），标称的主旋翼每分钟转速和建议的自转速度情况下的正常振动水平测试。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
3bis.a.	11) 稳态转弯。	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%（参见对 3bis.a 测试的总说明）。	巡航。			✓	✓	演示直升机在以各种不同倾斜角稳态转弯时的正常振动水平的测试；至少应演示两种条件（例如：标准转弯速度以及 45°左右的大倾斜角，以演示桨盘载荷对振动水平的影响（如有））。
3bis.b.	**特殊情况。**	标称振动水平和正确趋势：+ 3 db / - 6 db 或 ± 10%。	地面和飞行。				✓	该项适用于被认定对驾驶员尤其重要、对训练重要，或特定机型或型号独有的特殊稳态情况。这可以包括起落架效应、结冰效应、涡环状态（主旋翼涡环状态）、大气扰动以及因旋翼和传输系统的正常和非正常运行而产生的所有相关振动提示。 所记录的有关特有抖振的测试结果应该可以比较相关振幅和频率。 要求有符合性声明。 要求进行测试，并附带记录结果，通过这些结果可将纵轴、横轴和垂直轴上的振幅与频率之间的关系与直升机数据进行对比。 稳态测试是可以接受的。 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用容差。 对于大气扰动，与可证明的试飞数据相近的通用模型是可以接受的。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.	**视景系统**							
4.a.	**视景质量**							
4.a.1	连续的视场。	视景显示为每位驾驶员同时提供最小水平 210°和纵向 60°的连续视场。 图像中心位于直升机中心线上时，与每位驾驶员眼位之间的偏差不应超过内侧 10 度。	不适用。				✓	视场应采用填满整个视景（所有通道）的一个 5°黑白方格矩阵视景测试图进行测量。 安装后的校准应该在符合性声明中进行确认（通常为验收测试的结果）。 如果因实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶大小）而使得有必要增加偏差度，则可以将 10°的限值扩大到 12°，但前提是，飞行模拟训练设备的运营人可以令鉴定当局满意地向其证明此做法不会降低训练的质量。
	连续的视场，但根据设备的预计使用，也可以是缩小的视场。	视景显示为每位驾驶员提供最小水平 180°和纵向 45°的连续视场或针对相关设备商定的缩小视场。 图像中心位于直升机中心线上时，与每位驾驶员眼位之间的偏差不应超过内侧 10 度。	不适用。			✓		视场应采用填满整个视景（所有通道）的一个 5°黑白方格矩阵视景测试图进行测量。 安装后的校准以及商定的视场应该在符合性声明中进行确认（通常为验收测试的结果）。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a.1	视场显示。	每位驾驶员有最小 45° 水平和 30°纵向可视视场，除非受到机型的限制。 图像中心位于直升机中心线上时，与每一驾驶员眼位之间的偏差不应超过内侧 10 度。	不适用。	✓				从驾驶员眼位到某直接图像显示的最小距离不得小于距任何前方控制板仪表的距离。 30°的纵向视场可能不足以达到地面可视段的要求（如果需要）。在计算视场时需要对这一点加以考虑。如果因实际的考虑因素（如大型双驾驶舱直升机的圆顶大小）而使得有必要增加偏差度，则可以将 10°的限值扩大到 12°，但前提是，飞行模拟训练设备的运营人可以令鉴定当局满意地向其证明此做法不会降低训练的质量。
4.a.2.a.1	系统几何形状 — 图像位置。	对于准直显示器，从每一驾驶员眼点位置测量，图像的中心位于水平面内侧 0°和 2°之间，图像中心位于直升机中心线上，垂直位于±0.25°之内。 对于真实图像显示器，从每一驾驶员眼点位置测量，图像的中心位于水平面内侧 0°和 10°之间，图像中心位于直升机中心线上，垂直位于±0.25°之内，水平位于±0.5°之内。	不适用。			✓	✓	图像位置应根据飞行模拟训练设备的中心线进行检查。如果垂直显示中心有设计型值，应予以说明。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a.2.a.2	系统几何形状 — 绝对几何形状。	在所规定的最小视场内，将图像与相关眼点对准时，从每一位驾驶员眼点测量，5 度坐标方格网上的所有点都应在设计位置的 3°之内。	不适用。			✓	✓	如果某系统大于最小视场，中央区域之外的几何形状不得有任何分散注意力的中断。
4.a.2.a.3	系统几何形状 — 相对几何形状。	应该每 5 度测量一次相关点的位置。 对应于每位驾驶员位置，在内侧 15°方位角、外侧 0°、30°、60°和 85°方位角，从 -10°至最低可见点的区域内，应该对视景图像边缘的每 1°进行垂直测量。 从一点至下一点的相对位置不得超过： 1 区： 0.075°/度； 2 区： 0.15°/度；和 3 区： 0.2°/度。	不适用。			✓	✓	1 区、2 区和 3 区的图形，以及有关该测试的进一步说明，参见第 II 部分附录 B 第 3.6.3.3 段。 注：鼓励在定期测试中用简单的通过/不通过的方法进行这种检查。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a.2.b		图像的几何形状不得有任何分散注意力的中断。		✓				
4.a.3	面分辨率（物体检测）。	不大于 2 弧分。	不适用。				✓	通过对从驾驶员的眼点看，在某一场景中使用的每一目视显示图像中占据所需视角的物体进行测试来证明分辨率。该物体与眼睛相对 2 弧分。可以通过在水平测试中使用的入口标志条来证明这一点。也应进行纵向测试。应用符合性声明中的计算结果来确认对向角。
	面分辨率（物体检测）。	不大于 3 弧分。	不适用。			✓		通过对从驾驶员的眼点看，在某一场景中使用的每一目视显示图像中占据所需视角的物体进行测试来证明分辨率。该物体与眼睛相对 3 弧分。可以通过在水平测试中使用的入口标志条来证明这一点。也应进行纵向测试。应用符合性声明中的计算结果来确认对向角。
	面分辨率（物体检测）。	不大于 4 弧分。	不适用。	✓				通过对从驾驶员的眼点看，在某一场景中使用的每一目视显示图像中占据所需视角的物体进行测试来证明分辨率。该物体与眼睛相对 4 弧分。可以通过在水平测试中使用的入口标志条来证明这一点。也应进行纵向测试。应用符合性声明中的计算结果来确认对向角。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a.4	光点大小。	不大于 5 弧分。	不适用。				✓	应采用由即显示为横行也显示为竖行的一行光点组成的测试图来测量光点尺寸。应可以在所有轴上移动相对于眼点的光点。应该在调制程度刚好在每一视景通道中可以区分的点上进行计算，以确定光的间隔。要求有符合性声明，以说明测试方法和计算。
	光点大小。	不大于 8 弧分。	不适用。	✓		✓		
4.a.5	光栅面对比度。	不小于 8:1。	不适用。				✓	应采用一个填满整个视景（所有通道）的光栅绘制的测试图来测量面对比度。测试图应包括黑白方格，每格不超过 10°，每个通道的中央是一个白色方格。 应使用一个 1°的光点光度计来测量亮格，并计算平均值。该值应具有最小 7 cd/m^2（2 英尺-朗伯）亮度。测量暗格。对比度是用亮格平均值除以暗格平均值。 注 1：在对比度测试期间，飞行模拟训练设备座舱后部和驾驶舱环境灯光等级应尽可能低。 注 2：应在方格中央进行测量，以避免光线照进测量装置内。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
	光栅面对比度。	不小于 5:1。	不适用。			✓		应采用一个填满整个视景（所有通道）的光栅绘制的测试图来测量面对比度。测试图应包括黑白方格，每格 5°，每个通道的中央是一个白色方格。 应使用一个 1°的光点光度计来测量每一通道的中央亮格。该值应具有最小 7 cd/m^2（2 英尺-朗伯）亮度。测量任何相邻的暗格。对比度是用亮格值除以暗格值。 注 1：在对比度测试期间，飞行模拟训练设备座舱后部和驾驶舱环境灯光等级应尽可能低。 注 2：应在方格中央进行测量，以避免光线照进测量装置内。
	光栅面对比度。	不小于 4:1。	不适用。	✓				
4.a.6	光点对比度。	不小于 25:1。	不适用。				✓	光点对比度应使用显示一个填满白色光点的大于 1°区域的测试图来测量，并应与相邻的背景进行对比较。 注：光点调制应刚好在绘图系统上可区分，但是在光栅系统上不能区分。 背景的测量应使光亮方格刚好处于视场光度测量计之外。 注 1：在对比度测试期间，飞行模拟训练设备座舱后部和驾驶舱环境灯光等级应尽可能低。
	光点对比度。	不小于 10:1。	不适用。			✓		
	光点对比度。	不小于 8:1。	不适用。	✓				

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a.7	光点亮度。	不小于 30 cd/m^2（8.5 英尺-朗伯）。	不适用。				✓	应以形成方格的矩阵方式显示光点。 随机扫描系统的光点应正好融合。 光栅系统的光点应相互重叠，使方格是连续的（单个光点是看不到的）。
	光点亮度。	不小于 20 cd/m^2（5.8 英尺-朗伯）。	不适用。			✓		
4.a.8	面亮度。	在显示器上不小于 20 cd/m^2（5.8 英尺-朗伯）。	不适用。				✓	应在一个白色光栅上测量表面亮度，用 1°的光点光度计测量亮度。 使用灯光点是不可接受的。 使用随机扫描系统增强光栅亮度是可以接受的。
	面亮度。	显示器上不小于 14 cd/m^2（4.1 英尺-朗伯）。	不适用。			✓		
4.a.9	黑度和顺序对比度。	黑色强度： 黑色多边形亮度— 背景亮度< 0.015 cd/m^2（0.004 英尺-朗伯）。 顺序对比度： 白色多边形亮度/（黑色多边形亮度 — 背景亮度）> 2 000:1。	不适用。			✓	✓	亮度计应安装在一个可观察前方每一个显示器中心区域的固定位置。 所有投影仪都应关闭，驾驶舱环境尽可能黑暗。背景读数应依靠显示屏上剩余的周围光亮读取。然后打开投影仪，并显示一个黑色多边形。然后应读取二次读数，并记录下该读数与周围亮度的差。 然后应对一个全亮度白色多边形进行测量，以便进行顺序对比度测试。 通常仅要求针对**光阀投影仪进行**这种测试。 如果未做该测试，应提供符合性声明，说明原因。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a. 10	动态模糊。	当一个图案以 10°/秒的速度旋转时，白色方格之间的调制应该在 3 弧分或以下的间隔上可以察觉到。	不适用。			✓	✓	测试图案由一个由 5 个峰值白色方格构成的阵列组成，5 个方格由宽度逐渐缩小的黑色隔开。 黑色间隔宽度的范围应至少延伸到所要求的可察觉间隔之上或之下，并且以 1 弧分为一步进。 峰值白色方格的宽度应比黑色间隔的宽度大 4 倍，以避免时域混叠。 图案以所要求的速率旋转。应提供两列方格，一列按航向方向旋转，另一列按俯仰方向旋转，以便在两个轴上进行测试。 由一组固定数字标示间隔的大小。 注：该测试可能受到显示技术的限制。如果情况如此，应就所受到的限制，向国家航空局进行咨询。 通常仅要求针对**光阀投影仪**进行这种测试。 如果未做该测试，应提供符合性声明，说明原因。
4.a. 11	散斑测试。	散斑对比度应< 10%。	不适用。				✓	要求有符合性声明，以说明所使用的测试方法。 通常仅要求针对**激光投影仪**进行这种测试。 如果未做该测试，应提供符合性声明，说明原因。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a.12	受激夜视镜模拟训练中的黑度（仅适用于类型 3 增强型飞行视景系统设备（参见本部分附篇 L））。	黑色多边形亮度<= 0.001 cd/m^2（0.0003 英尺-朗伯）。	不适用。			✓	✓	应该在可见窗外图像投影仪正常运行的情况下进行该项测试。在进行测试时，应该关闭红外投影仪。 在仅有一个投影仪系统用于窗外和夜视镜图像模拟的情况下，进行测试时应该使用投影仪的夜视镜模式，即进行适当的滤光。 亮度计应安装在一个可观察前方每一个显示器中心区域的固定位置。 所有投影仪都应关闭，驾驶舱环境尽可能黑暗。背景读数应依靠显示屏上剩余的周围光亮读取。 然后打开窗外投影仪，并显示一个黑色多边形。然后应读取二次读数，并记录下该读数与周围亮度的差。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.a.13	受激夜视镜训练中的光点亮度（仅适用于类型 3 增强型飞行视景系统设备（参见第 II 部分附篇 L））。	不小于 10 cd/m^2（2.9 英尺-朗伯）。	不适用。			✓	✓	应该在红外投影仪正常运行的情况下开展该项测试。在进行测试时，应该关闭可见窗外图像投影仪。 在仅有一个投影仪系统用于窗外和夜视镜图像模拟的情况下，开展测试时应该使用投影仪的夜视镜模式，即进行适当的滤光。 应以形成方格的矩阵方式显示光点。 随机扫描系统的光点应正好融合。 光栅系统的光点应相互重叠，使方格是连续的（单个光点是看不到的）。
4.b	**平视显示器（HUD）**							
4.b.1	静态对准。	与显示图像静态对准。平视显示器视轴应同所显示图像的球形图案的中心呈直线。 容差：± 6 弧分。				✓	✓	对准要求仅适用于执飞驾驶员。
4.b.2	系统显示。	应该演示在所有飞行模式下的所有功能。				✓	✓	应提供系统性能说明并演示这些性能。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.b.3	平视显示器姿态与飞行模拟训练设备姿态指示（地平线的俯仰和滚转）。	俯仰和滚转与直升机仪表以及窗外显示对准。 容差：± 1°。	飞行。			✓	✓	对准要求仅适用于执飞驾驶员。
4.c	**增强型飞行视景系统（EFVS）**							
4.c.1	图像配准测试。	增强型飞行视景系统显示和窗外图像之间的对准应体现典型的直升机和系统类型的校准。	起飞点和在离地高度 61 米（200 英尺）的进近。			✓	✓	注：应考虑到 4.b.1 中的对准容差效应。
	图像配准测试。	增强型飞行视景系统显示和窗外图像之间的对准应体现典型的直升机和系统类型的校准。	起飞点和在离地高度 61 米（200 英尺）的进近。			✓	✓	对准要求仅适用于执飞驾驶员。 注：应考虑到 4.b.1 中的对准容差效应。
4.c.2	增强型飞行视景系统跑道视程和能见度校准。	场景体现 350 米（1 200 英尺）和 1 600 米（1 英里）跑道视程的增强型飞行视景系统的视景，包括正确的灯光强度。	飞行。			✓	✓	代表 350 米（1 200 英尺），和 1 600 米（1 英里）跑道视程的红外场景。 可以不用视景。
4.c.3	热屏蔽。	演示昼间过渡到夜间的热屏蔽。	昼间和夜间。			✓	✓	该场景要正确地代表昼间向夜间转换期间场景的热屏蔽特性。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.d	**地面可视段**							
4.d.1	地面可视段。 该测试仅适用于配备有仪表着陆系统的直升机。 如果直升机的正前方下视视景超出显示系统的下视视场，则应在测试中使用显示系统的下视视景角度。	近端：计算出的地面可视段内正确数量的进场灯光应该是可见的。 远端：计算出的地面可视段的±20%。 如果计算出的可见入口灯光是可见的，则在飞行模拟训练设备中也应是可见的。	着陆构型下配平，起落架/滑橇在下滑道上距接地地区高度为30米（100英尺），跑道视程设置为300米（1 000英尺） 或 350米（1 200英尺）。			✓	✓	该测试用于评估影响仪表着陆系统进近时在决断高度上呈现给驾驶员的视景准确性的因素。 这些因素包括： 1) 跑道视程/能见度； 2) 仪表着陆系统中下滑道（G/S）和定位器建模的准确性（位置和坡度）； 3) 对于给定质量，代表正常进近和着陆的直升机运行包线内某点的构型和速度；和 4) 无线电高度表。 对于非针对具体机型的设备，应使用所模拟直升机组类典型的遮挡角。 注：如果使用非同质雾，水平能见度中的垂直变化应予以说明，并包括在地面可视段计算中所采用的斜距能见度的计算中。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
4.e	**视景系统场景内容**							
4.e.1	系统内容 — 昼间、暮间和夜间。	不小于：10 000 个有纹理的可见面，5 000 个光点，16 个移动模型。	不适用。				✓	使用重现的视景予以证明，该视景所用的图像发生器模型与生成训练场景时所用的相同。 所要求的面、光点和移动模型应同时显示。 所说明的能力应在昼间条件的所有时间内可以获得。
4.e.2	系统内容 — 昼间、暮间和夜间。	不小于：6 000 个有纹理的可见面，5 000 个光点，16 个移动模型。	不适用。			✓		使用重现的视景予以证明，该视景所用的图像发生器模型与生成训练场景时所用的相同。 所要求的面、光点和移动模型应同时显示。 所说明的能力应在昼间条件的所有时间内可以获得。
4.e.3	系统内容 — 昼间、暮间和夜间。	不小于：6 000 个有纹理的可见面，1 000 个光点。	不适用。	✓				

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.	**声音系统**							逼真度等级 R 的声音测试被细分为三小类： RA — 包括： (TP)：TR、RL、OS。 RB — 包括： (T)：TR、RL、OS；和 (TP)：故障。 RC — 包括： (T)：故障。 为了方便起见，下面的表将提及 RA、RB 和 RC。
5.a	**基本要求**							本节中的所有 RA 和 RB 测试都应使用至少来自 17 至 42 频带（50 Hz 至 16 kHz）的非加权 1/3 倍频程频带格式来表示。 可能时，应在与批准的数据集相对应的位置进行最低 20 秒的测量。 应用类似的数据分析技术生成批准的数据集和飞行模拟训练设备测试结果。 参见第 II 部分附录 B 的第 3.7 段。 对于 RC 级，本节的测试可以用单一的总声压级表示。

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	1) 准备起动发动机。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	地面。			✓ RA		发动机起动前的正常条件。 如适当，应将辅助电源设备打开。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	2) 所有发动机在正常慢车功率状态下运行； a) 旋翼不转动（如适用）；和 b) 旋翼转动。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	地面。			✓ RA		对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	3) 所有发动机在正常飞行功率状态下运行。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	地面。			✓ RA		升空前的正常条件。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	4) 悬停； a) 有地面效应；和 b) 无地面效应。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	悬停。			✓ RA		对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	5) 爬升。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	航路爬升。			✓ RA		中等海拔高度。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	6)　巡航。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带 ± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	巡航。			✓ RA		正常巡航构型。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	7) 稳态转弯。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带 ± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	巡航。			✓ RA		30°至 45°倾斜角。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	8)　自转。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带 ± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	自转稳定下降。			✓ RA		正常工作转速。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.a.	9) 最后进近。	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带 ± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。	着陆。			✓ RA		恒定空速。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.b	**特殊情况**	初始鉴定： 每 1/3 倍频程频带 ± 5dB。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RA		该项适用于被认定对驾驶员尤其重要、对训练重要，或特定直升机型别或型号独有的特殊稳定状态情况。 对于 RA 级： 如果总体趋势是正确的，一些 1/3 倍频程频带超出± 5 dB 容差是可以接受的，但是不得超过连续两个频带，并且任何情况下都要在批准的参照数据的± 7 dB 之内。 对于 RA 级： 如果初始鉴定采用批准的主观调谐以产生批准的参照标准，在定期鉴定中应使用定期鉴定容差。 本节中所有 RA 和 RB 测试都应使用至少来自 17 至 42 频带（50 Hz 至 16 kHz）的非加权 1/3 倍频程频带格式来表示。 可能时，应在与批准的数据集相对应的位置进行最低 20 秒的测量。 应用类似的数据分析技术生成批准的数据集和飞行模拟训练设备结果。 参见第 II 部分附录 B 的第 3.7 段。 对于 RC 级： 本节的测试可以用单一的总声压级表示。
		初始鉴定： 对 1/3 倍频程频带的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RB		
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
5.c	**飞行模拟训练设备背景噪声**	初始鉴定： 背景噪声等级应降低至第 II 部分附录 B 图 B-6 中的测算表以下。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，每 1/3 倍频程频带的±3 dB。				✓ RA RB		初始鉴定时背景噪声的结果应包括在鉴定测试指南文件中，并得到有资质的国家航空局批准。 要鉴定所模拟的声音，以确保背景噪声不干扰训练。 参见第 II 部分附录 B 的第 3.7.7 段。
		初始鉴定： 对所测总声压级的主观评定。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		测试要在模拟机运行、声音减弱、驾驶舱寂静时进行测量。 对于 RA 和 RB 级，该测试应用从 17 至 42 频带（50 Hz 至 16 kHz）的未加权 1/3 倍频程频带表示。 对于 RC 级，该测试可以以单一的总声压等级表示。
5.d	**频率响应**	初始鉴定：不适用。 定期鉴定： 与初始鉴定进行比较时，三个连续频带上不得超过±5 dB 差值，并且初始和定期鉴定结果之间的绝对差的平均值不得超过 2 dB。				✓ RA RB		根据第 II 部分附录 B 的第 3.7.8 段，如果在定期鉴定中使用这些结果才要求进行该项测试。 在初始鉴定期间该结果应得到国家航空局的认可。 对于 RA 和 RB 级，应使用从 17 至 42 频带（50 Hz 至 16 kHz）的一个未加权的 1/3 倍频程频带表示。 对于 RC 级，该测试应至少在三个频率（高、中、低）进行测试。
		初始鉴定：不适用。 定期鉴定： 与初始鉴定比较时，±3 dB 声压级均方根。				✓ RC		

	测试	容差	飞行条件	G	R1	R	S	说明
6	**系统集成**							
6.a	**系统响应时间**							
6.a.	1)　传输延迟。	操纵杆移动后 85 毫秒或小于 85 毫秒。	俯仰、滚转和偏航。				✓	每一轴都需要进行一个单独测试。 如果安装了增强型飞行视景系统，增强型飞行视景系统的响应应在视景系统响应的+ 或 - 30 毫秒之内，不应在运动系统响应之前。 注：在与第 II 部分附篇 G 所述的视景系统参照进行比较之前，应在 30 毫秒容差上增加直升机增强型飞行视景系统电子部件的延迟。
		操纵杆移动之后 120 毫秒或小于 120 毫秒。		✓		✓		

附录 C

功能和主观测试

1. 引言

1.1 应该在每位飞行机组成员的位置上检查各项直升机系统功能的精确复制。包括使用旋翼机飞行手册和检查表的程序。应该对与实际直升机相关的操纵品质、性能和飞行模拟训练设备系统运行以及飞行模拟训练设备提示（如视景提示和运动提示）和其他支持系统（如教员操作台）进行主观鉴定。在与负责评价的国家航空局协调之前，有必要确保这些功能测试高效而及时地进行，并且确保评价小组具有所要求的技能、经验或学识。

1.2 功能和主观测试是为了证明模拟已经全部完整并令人满意地复制了直升机。不同于本部分附录 B 所列各项客观测试，主观测试应覆盖那些可能由学员正常完成的飞行包线的各个方面。与验证测试一样，最初评价期间所进行的功能和主观测试仅仅是一个“抽样检查”，而非模拟装置飞行和系统运行各方面质量的严格审查。运营人应在该模拟机递交给国家航空局评价人员进行最初评价之前，已经在飞行模拟训练设备制造商的协助之下，完成飞行模拟训练设备的验收测试。

1.3 应运营人要求，在某项评价的功能和主观评价部分，可以对飞行模拟训练设备进行相关训练计划专项鉴定。这类鉴定可以包括训练计划中航线飞行训练（LOFT）方案，针对特定运营人/任务的方案或特别强调的部分。除非与当前鉴定类型要求直接相关，否则这类评价结果不影响飞行模拟训练设备的现状。

1.4 功能测试应该以逻辑飞行顺序与性能和操作鉴定同时进行。这也允许飞行模拟训练设备实时运行 2 到 3 个小时，而不需飞行复位或锁定位置，由此证明可靠性。

1.5 为确保复位、重置和锁定能有助于高效而实用的训练，应对飞行模拟训练设备进行评估。

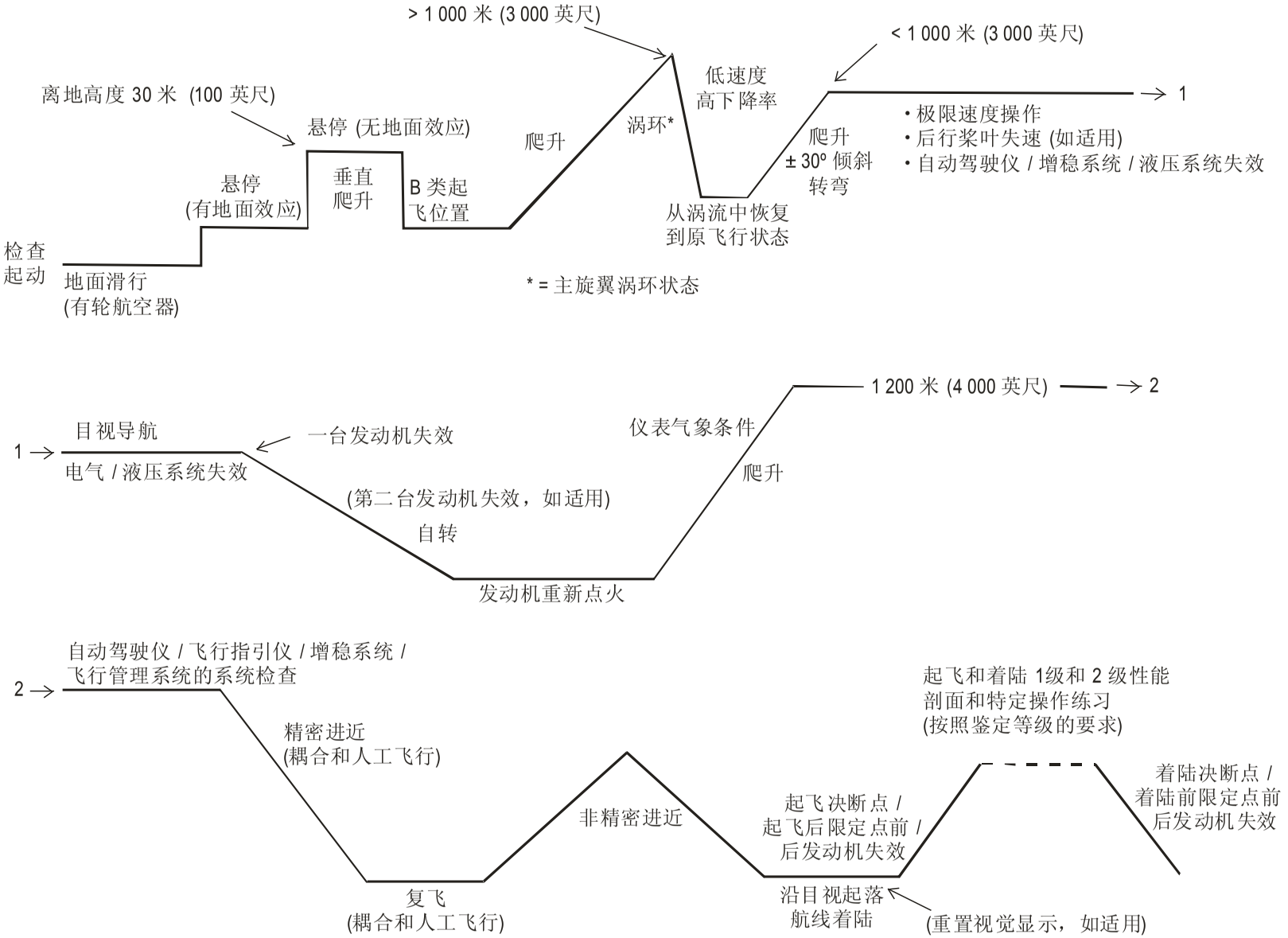
1.6 为确保空中交通管制环境模拟有助于高效而实用的训练，应对飞行模拟训练设备进行评估。

2. 测试要求

2.1 鉴定所要求的地面和飞行测试以及其他检查，均列于下述功能和主观测试表中。该表包括机动和程序，以确保飞行模拟训练设备，在批准的训练计划通常要求的机动和程序方面，用于驾驶员训练、测试和检查时功能齐全、运行正常。当然，如果特定的地面或飞行测试或其他所需的检查不适用于所模拟的直升机或运营人的运行区域，则不需要进行测试或检查。对于若干飞行模拟训练装置特性的逼真度等级为“R”或“G”的任何飞行模拟训练装置类型，不应该有与所确定的任何机动飞行或程序相关的任何负面训练方面。

2.2 应该为正常操作和在适当情况下的备选操作，评定对系统功能做出的有代表性的选择。应该在对某飞行阶段内的机动或事件进行评估时，评定与该飞行阶段相关的正常、异常和紧急程序。所选择的功能故障效果应足以正确地演练直升机的相应程序和检查单。各个系统分别列在“任何飞行阶段”项下，以确保对各个系统检查的关注。

2.3 典型的功能和主观测试图示如下：


> 1 000 米 (3 000 英尺)
< 1 000 米 (3 000 英尺)
离地高度 30 米 (100 英尺)
悬停 (无地面效应)
低速度
高下降率
1
爬升
涡环*
悬停
(有地面效应)
垂直
爬升
B 类起
飞位置
爬升
± 30° 倾斜
转弯
• 极限速度操作
• 后行桨叶失速 (如适用)
• 自动驾驶仪 / 增稳系统 / 液压系统失效
检查
起动
地面滑行
(有轮航空器)
从涡流中恢复
到原飞行状态
* = 主旋翼涡环状态
1 200 米 (4 000 英尺)
2
1
目视导航
一台发动机失效
仪表气象条件
电气 / 液压系统失效
爬升
(第二台发动机失效，如适用)
自转
发动机重新点火
自动驾驶仪 / 飞行指引仪 / 增稳系统 /
飞行管理系统的系统检查
起飞和着陆 1级和 2 级性能
剖面和特定操作练习
(按照鉴定等级的要求)
2
精密进近
(耦合和人工飞行)
非精密进近
着陆决断点 /
着陆前限定点前 /
后发动机失效
起飞决断点 /
起飞后限定点前 /
后发动机失效
复飞
(耦合和人工飞行)
沿目视起落
航线着陆
(重置视觉显示，如适用)

3. 功能和主观测试表

注 1：功能和主观测试都要在一种以完全一体化的方式使用飞行模拟训练设备特性的环境中进行。测试环境的一体化性质可防止将这些功能和主观测试按照特性逼真度等级归类。一旦出现新的飞行模拟训练设备类型，在其构造中就会不可避免地聚集一系列不同的特性逼真度等级，这就排除了用 G、R 和 S 类别为这些“设备类型”的测试进行分类的可能性。为了避免由于将这些“设备类型”的测试同 G、R 和 S 的测试相关联可能导致的混乱，本表格未列入这些特性逼真度等级。取而代之的是，本卷第 II 部分附录 C 中使用的完整的功能和主观测试列表有一个标题为“适用性”的空白列。对于任何新的模拟机类型，要根据这一主列表来确定一个适当的功能和主观测试列表。应该通过对该设备所支持的本卷第 I 部分中所列的适用的训练任务进行分析，并且通过在“适用性”列中对适用的测试情况打勾来完成这项工作。该列表必须得到相关国家航空局的认可。有关示例，见本卷第 II 部分附录 C，该附录中有针对设备类型 I 至类型 V 所进行的类似练习。

注 2：根据本部分附录 A 第 13 段对更为复杂的空中交通管制（ATC）环境模拟系统的特殊需求适用于某些类型的训练、测试和检查，制作测试列表时应考虑到这一点。

注 3：“其他”指适用于所模拟的直升机和飞行模拟训练设备类型的任何其他测试。

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
1	**飞行前准备。**	
1.a	功能检查：完成对全体机组成员和教员操作台的全部开关、指示器、系统和设备的功能检查，并确认：	
1.a.1	驾驶舱设计和功能与所模拟的直升机完全一致。	
1.a.2	驾驶舱设计和功能代表所模拟的直升机组类。	
1.a.3	环境照明可提供均匀的照度，不会分散飞行机组成员的注意力。	
2	**地面操作（起飞前）。**	
2.a	辅助动力装置/发动机起动和试车。 注：在起动检查之后而不是在起动检查或编程或导航辅助设备及通信设备设置好之前。	
2.a.1	正常起动。	
2.a.2	备用起动程序。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
2.a.3	非正常起动和关车（热起动、悬挂起动、起火等）。	
2.a.4	旋翼起动/啮合和加速，断开和减速。	
2.a.4.a	旋翼起动/啮合和加速。	
2.a.4.b	旋翼断开和减速（转速表指针错开）。	
2.a.4.c	地面共振（如适用于该机型）。	
2.a.4.d	结冰/滑溜地面。	
2.a.5	系统起动后检查（如电气、液压、飞行操纵、自动驾驶、无线电和照明系统等）。	
2.b	滑行 — 地面。	
2.b.1	总距杆/驾驶杆摩擦设置。	
2.b.2	滑行/驾驶杆输入所需功率。	
2.b.3	刹车操作（有效性/失效）。	
2.b.4	地面操纵。	
2.b.5	水上滑行/操纵/漂浮。	
2.b.6	尾轮/前轮锁定操作。	
2.b.7	最小转弯半径。	
2.b.8	滑行辅助设备（如移动地图）。	
2.b.9	地面污染物（水、雪、冰、沙等）。	
2.b.10	地面粗糙度。	
2.b.11	地面类型（硬、软等）。	
2.b.12	其他。	
2.c	滑行 — 悬停/空中/过渡/向前飞行。	
2.c.1	有风和无风时的升空特性。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
2.c.2	悬停特性、发动机和飞行仪表响应。 注：悬停模式应包括增稳系统接通和断开、高度稳定性接通和断开、驾驶杆配平接通和断开。	
2.c.2.a	有地面效应（IGE）。	
2.c.2.b	无地面效应（OGE）。	
2.c.2.c	有风和无风。	
2.c.3	悬停功率检查。	
2.c.3.a	有地面效应（IGE）。	
2.c.3.b	无地面效应（OGE）。	
2.c.4	悬停转弯（围绕一点、机头机尾）。	
2.c.5	反扭矩/方向操纵效应。	
2.c.6	平移倾向。	
2.c.7	无风/逆风/侧风/顺风悬停。	
2.c.8	临界方位。	
2.c.9	空中滑行/过渡/平移飞行（前飞、横飞、后飞）。	
3	**起飞和离场。**	
3.a	正常起飞和离场。	
3.a.1	从地面起飞和离场。	
3.a.2	从悬停状态起飞和离场。	
3.a.2.a	A 类和/或 1 级性能/2 级性能（对于所有审定剖面）。	
3.a.2.b	B 类或 3 级性能。	
3.b	滑跑。	
3.c	侧风/顺风。	
3.d	最大性能。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
3.e	最大审定起飞质量。	
3.f	仪表。	
3.g	限定区域。	
3.h	坡度。	
3.i	超障高度。	
3.j	高于周围的直升机场/直升机起降甲板/尖顶/起降平台。	
3.k	垂直。	
3.l	高高度。	
3.m	在雪/沙/扬尘中起飞。	
3.n	转为向前飞行。	
3.o	起飞和离场过程中的非正常/应急程序。	
3.o.1	发动机失效。	
3.o.2	中断起飞/迫降。	
3.o.2.a	地面上空。	
3.o.2.b	水面上空。	
3.o.3	A 类和/或 1 级性能/2 级性能。	
3.o.3.a	在接地点之前发动机失效。	
3.o.3.b	在接地点或接地点之后发动机失效。	
3.p	仪表离场。	
3.q	其他。	
4	**爬升。**	
4.a	正常爬升。	
4.b	超障高度。	
4.c	最佳速度。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
4.d	最佳角度。	
4.e	垂直爬升。	
4.f	一台（或多台）发动机不工作。	
4.g	改平飞。	
4.h	A 类和/或 1 级性能/2 级性能运行（对于所有审定剖面，并且在直升机场标高 300 米（1 000 英尺）以下发动机失效）。	
4.i	其他。	
5	**巡航。**	
5.a	性能特性和飞行品质。	
5.a.1	直线平飞。	
5.a.2	低速飞行（不低于有效平移升力速度）。	
5.a.3	加速和减速。	
5.a.4	高速振动。	
5.a.5	高速警告。	
5.a.6	转弯。	
5.a.6.a	正常转弯。	
5.a.6.b	标准速率（1/2、1 和 2 倍速率）。	
5.a.6.c	大坡度（30 度和 45 度倾斜角）。	
5.a.6.d	飞行操纵装置伺服系统透明效应。	
5.b	航路导航。	
5.b.1	迫降区域选择的地形精度。	
5.b.2	目视导航的地形精度。	
5.b.3	无线电导航。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
6	**下降和进场。**	
6.a	正常下降。	
6.b	最大速率下降/非紧急自转（目视飞行规则和仪表飞行规则）。	
6.c	自转下降。	
6.c.1	直接进场。	
6.c.2	有转弯。	
6.c.3	仪表气象条件。	
6.c.4	至着陆。	
6.c.5	功率恢复。	
6.d	仪表进场。	
7	**仪表进近和着陆。** 仅应从下表中选择那些和所模拟的直升机类型或系统相关的仪表进近和着陆测试，测试应包括极限风速和相关的系统失效。	
7.a	精密进近至决断高/高度。	
7.a.1	所有发动机工作。	
7.a.2	一台（或多台）发动机不工作。	
7.a.3	自动驾驶仪交联进近（三轴、四轴）。	
7.a.4	有飞行指引仪引导的人工进近。	
7.a.5	无飞行指引仪引导的人工进近（原始数据）。	
7.a.6	有平视显示器/增强型飞行视景系统。	
7.a.7	进近程序。	
7.a.7.a	仪表着陆系统。	
7.a.7.a.1	公布的一类进近。	
7.a.7.a.2	公布的二类进近。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
7.a.7.b	差分全球定位系统/陆基增强系统的着陆系统。	
7.a.7.c	其他。	
7.b	非精密进近至最低下降高/高度。	
7.b.1	所有发动机工作。	
7.b.2	一台（或多台）发动机不工作。	
7.b.3	自动驾驶仪交联进近（三轴、四轴）。	
7.b.4	有飞行指引仪引导的人工进近。	
7.b.5	无飞行指引仪引导的人工进近（原始数据）。	
7.b.6	采用平视显示器/增强型飞行视景系统。	
7.b.7	进近程序。	
7.b.7.a	机载雷达进近。	
7.b.7.b	无向信标。	
7.b.7.c	甚高频全向信标、甚高频全向信标/测距仪、塔康导航系统。	
7.b.7.d	区域导航/所需导航性能/全球卫星导航系统/所需导航性能进近、要求授权的所需导航性能进近、空间点。	
7.b.7.e	仪表着陆系统定位信标（航向信标）、定位信标背航道（或仪表着陆系统航向道-背航道）。	
7.b.7.f	具有偏移的仪表着陆系统定位信标/简易定向设备。	
7.b.7.g	盘旋（在目视盘旋机动飞行之前进近）。	
7.c	复飞（包括在复飞点）。	
7.c.1	所有发动机工作，人工和自动驾驶仪交联。	
7.c.2	一台（或多台）发动机不工作，人工和自动驾驶仪交联。	
7.c.3	自动驾驶仪/增稳系统失效。	
8	**目视进近。**	
8.a	正常。	
8.b	大坡度。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
8.c	小角度。	
8.d	垂直。	
8.e	高于周围的着陆地点/尖顶/山脊/斜坡。	
8.f	直升机起降甲板（船舶）/钻井平台。	
8.g	限定区域。	
8.h	侧风/顺风。	
8.i	目视起落航线。	
8.j	仪表进近之后目视盘旋至着陆机动操作。	
8.k	急停。	
8.l	迫降进近。	
8.m	过渡到悬停。	
8.n	有平视显示器/增强型飞行视景系统。	
8.o	其他。	
8.p	复飞着陆。	
8.p.1	所有发动机工作。	
8.p.2	一台发动机不工作。	
8.p.3	钻井平台/甲板复飞着陆。	
8.q	A 类或 1 级性能/2 级性能运行(对于从直升机场标高之上 300 米（1 000 英尺）至着陆决断点或在着陆决断点之后的所有审定剖面)。	
9	**着陆过渡/接地。**	
9.a	从悬停。	
9.b	滑跑。	
9.c	坡度。	
9.d	表面（硬、软、水）。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
9.e	侧风/顺风。	
9.f	高高度。	
9.g	雪/沙/扬尘/水雾。	
9.h	高于周围的着陆地点/尖顶/山脊。	
9.i	直升机起降甲板（船舶）/钻井平台。	
9.j	从目视进近。	
9.k	从仪表进近到最低限度，之后进行第五边目视进近。	
9.l	从自转。	
9.m	反扭矩/方向操纵故障。	
9.n	其他。	
9.o	A 类运行（对于所有审定剖面（1 级性能/2 级性能））。	
9.o.1	在着陆决断点之前发动机失效时着陆。	
9.o.2	在着陆决断点或之后发动机失效时着陆。	
10	**发动机关车和停机。**	
10.a	发动机和系统运行。	
10.b	停留刹车操作。	
10.c	旋翼断开和减速。	
10.d	旋翼刹车操作。	
10.e	紧急后送。	
10.f	其他。	
11	**任何飞行阶段。**	
11.a	直升机和动力装置系统运行（在适当时），包括相关的非正常和紧急程序。	
11.a.1	空调和通风系统。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
11.a.2	自动驾驶仪和飞行指引仪。	
11.a.3	稳定性和操纵性增强系统。	
11.a.4	通信。	
11.a.5	电气系统。	
11.a.6	火警和烟雾探测与灭火系统。	
11.a.7	飞行操纵装置。	
11.a.8	飞行控制计算机。	
11.a.9	安定器/稳定器。	
11.a.10	燃料和滑油系统。	
11.a.11	液压系统。	
11.a.12	除冰/防冰系统。	
11.a.13	起落架，包括起落架操作时间和浮筒的展开。	
11.a.14	照明（内部和外部）。	
11.a.15	氧气系统。	
11.a.16	气源系统	
11.a.17	辅助发动机/辅助动力装置（APU）。	
11.a.18	发动机。	
11.a.19	传输系统。	
11.a.20	旋翼系统。	
11.a.21	用于气象避让、近海运行和进近的机载雷达（机载雷达进近）。	
11.a.22	地形提示警告系统和机载防撞系统（如直升机地形提示和警告系统、增强型近地警告系统、近地警告系统、空中交通防撞系统）。	
11.a.23	飞行数据显示系统。	
11.a.24	飞行仪表系统。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
11.a.25	飞行管理系统。	
11.a.26	平视显示器（包括增强型飞行视景系统，如适当）。	
11.a.27	导航系统。	
11.a.28	风切变避让设备。	
11.a.29	电子飞行包。	
11.a.30	自动检查单（正常、非正常和紧急程序）。	
11.a.31	语音激活系统。	
11.a.32	其他。	
11.b	空中和其他各种程序。	
11.b.1	等待。	
11.b.2	空中危险避让（交通、天气，包括与视景的关联性）。	
11.b.3	与旋翼轴碰撞。	
11.b.4	无意中进入仪表气象条件。	
11.b.5	从异常高度改出。	
11.b.6	遇到风切变/微暴流。	
11.b.7	机载气象雷达。	
11.b.8	发动机失效 — 重新起动。	
11.b.9	高高度运行。	
11.b.10	刹车和轮胎失灵。	
11.b.11	其他。	
11.c	主矩阵中的故障（见第 I 部分附录 C 第 1.1 段）。	
11.c.1	增稳系统在飞行中发生故障。	
11.c.2	自动驾驶仪在飞行中发生故障。	
11.c.3	发动机在地面上或悬停时失火。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
11.c.4	发动机在向前飞行时失火。	
11.c.5	发动机发生故障。	
11.c.6	机身在地面上或悬停时失火。	
11.c.7	机身在向前飞行时失火和冒烟。	
11.c.8	发动机在临界决断点/中断起飞前失效。	
11.c.9	发动机在临界决断点之后失效（多发）。	
11.c.10	在单发失效的情况下进行仪表进近和复飞。	
11.c.11	在单发失效的情况下进行仪表进近和着陆。	
11.c.12	自转至发动机停车着陆。	
11.c.13	在一定高度初发涡环状态/主旋翼涡环状态。	
11.c.14	在进近时初发涡环状态/主旋翼涡环状态。	
11.c.15	从异常姿态改出。	
11.c.16	悬停时主减速器/中减速器/尾减速器金属屑探测器/滑油压力警告。	
11.c.17	向前飞行时主减速器/中减速器/尾减速器金属屑探测器/滑油压力警告。	
11.c.18	悬停时液压失效。	
11.c.19	向前飞行时液压失效。	
11.c.20	液压作动筒停止工作（伺服系统透明效应）。	
11.c.21	仪表/指示失效（目视飞行规则）。	
11.c.22	仪表/指示失效（仪表飞行规则）。	
11.c.23	直流电系统失效。	
11.c.24	交流电系统失效。	
11.c.25	电池失效。	
11.c.26	电气设备全部失效。	
11.c.27	燃油传输失效。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
11.c.28	燃油供给发生故障。	
11.c.29	起落架发生故障。	
11.c.30	尾桨失效。	
11.c.31	悬停时尾桨驱动装置失效。	
11.c.32	向前飞行时尾桨驱动装置失效。	
11.c.33	悬停时尾桨操纵装置失效。	
11.c.34	向前飞行时尾桨操纵装置失效。	
11.c.35	交联操纵装置发生故障。	
11.c.36	非交联操纵装置发生故障。	
11.c.37	动态侧滚。	
11.c.38	剧烈振动。	
11.c.39	地面共振。	
11.c.40	后行桨叶失速。	
11.c.41	旋翼和机身结冰。	
11.c.42	发动机结冰。	
11.c.43	防冰系统失效。	
11.c.44	水上迫降。	
11.c.45	全权数字式发动机控制系统失效。	
11.c.46	其他。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12	**视景系统。** 本节旨在描述由运营人提供的所模拟的直升机类型使用的真实或虚拟机场和其他着陆区模型，以便在完成本附录所述的功能和主观测试时使用。真实模型还应是训练大纲中经常用到的机场和着陆区。但是，如果模拟设备类型要求允许，运营人可以选择在设备初始鉴定期间使用演示模型，其既不需要完全是最新的，也不需要复制任何特定机场（虚拟机场）。 不需要在一个单独的机场/着陆区场景中找到本节所述的所有要素。但是，在将下文描述的所需机场/着陆区模型组合在一起时，应找到本节所述的所有要素。 在定期鉴定中，国家航空局可以选择运营人训练大纲中使用的任何视景来完成功能和主观测试，前提是所模拟的这些视景具有所要求的特性。	
12.a	**功能测试内容要求。** 下面是对机场/着陆区模型内容提出的最低要求，用于满足视景能力测试要求并为完成本附录所描述的全部功能和主观测试提供适当的视景提示。鼓励飞行模拟训练设备运营人将下面描述的模型内容用于功能和主观测试。 注：此处使用的“着陆区”一词包括经准备的（如机场的直升机起降场地、钻井平台、医院）和未经准备的（如限定区域、尖顶、斜坡）的直升机运行区域。	
12.a.1	机场/着陆区场景。	
12.a.1.a	最少有四（4）个真实机场/着陆区模型。真实模型要同用于直升机运行的公布数据保持一致，并且能够展示下面的全部视景系统特性。每一模型应得到运营人所属国家航空局的认可，并可从教员操作台选择。	
12.a.1.a.1	至少一（1）个特定机场。	
12.a.1.a.2	至少一（1）个位于大大高于周边结构物或地形的平面的直升机着陆区（如建筑物屋顶、海上钻井平台）。	
12.a.1.a.3	至少一（1）个符合限制着陆区定义的直升机着陆区。	
12.a.1.a.4	至少一（1）个位于坡度至少为 2.5°的倾斜面的直升机着陆区。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.a.1.b	至少一（1）个有代表性的机场模型和一（1）个直升机着陆区。这些模型应得到运营人所属国家航空局的认可，并可从教员操作台选择。 注：真实模型要同用于直升机运行的公布数据保持一致。	
12.a.1.c	至少一（1）个通用机场/直升机场模型。该模型应得到运营人所属国家航空局的认可，并可从教员操作台选择。 注：真实模型要同用于直升机运行的公布数据保持一致。	
12.a.2	视景的逼真度。	
12.a.2.a	视景应准确地体现训练大纲使用的机场/着陆区的各个部分及其周边情况。视景提示应使飞行机组成员能够对直升机起飞、低高度/低空速机动飞行、进近、悬停和着陆期间的高度变化率、离地高度、平移位移和速率进行评定。	
12.a.2.b	视景的逼真度和视景提示应足以使飞行机组成员： • 用视觉辨识机场/着陆区； • 确定所模拟直升机的位置； • 成功完成起飞、进近和着陆；和 • 在地面上或在悬停/空中滑行中围绕机场/着陆区做必要的机动操作。 视景提示有效性应使飞行机组人员能够对直升机起飞和着陆期间的高度变化率、平移位移和速率进行评定。	
12.a.2.c	视景的场景内容足以使飞行机组成员成功完成起飞、进近和着陆。	
12.a.2.d	对于转场飞行，场景的地面细节足以使飞行机组成员能够按照训练大纲的要求，利用适当的比例尺图，在以平均巡航速度飞行 30 分钟的航段长度内在典型的高度上进行目视导航。	
12.a.3	着陆区、跑道和滑行道。	
12.a.3.a	着陆区、机场跑道和滑行道。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.a.3.b	具有代表性的着陆区、机场跑道和滑行道。	
12.a.3.c	通用的着陆区、跑道和滑行道。	
12.a.4	如果适用于该机场，同时显示两条平行跑道和一条交叉跑道；至少应有两条跑道能够同时照明。	
12.a.5	应模拟直升机着陆区和跑道入口标高和位置，以便与直升机系统关联（如：平视显示器、全球定位系统、罗盘、高度计）。	
12.a.6	着陆区、跑道、滑行道和停机坪区域的坡度不应造成干扰或不真实效应，包括驾驶员眼点高度变化。	
12.a.7	直升机着陆区的表面、标志和照明。	
12.a.7.a	每个直升机着陆区的表面应视情况包括下述各项：	
12.a.7.a.1	标准直升机场识别标志（“H”和地点），在适当之处有其他特定标志，如医院的直升机起降场地、瞄准点和瞄准环（如适当），这些标志应有适当的尺寸、颜色和方向。	
12.a.7.a.2	接地和升空区。	
12.a.7.a.3	第五边进近和起飞区指定标记（如适当）（包括设计尺寸、“D”值、重量限制等（如适当））。	
12.a.7.a.4	安全区、无障碍物扇区和障碍物限制扇区（如适当）。	
12.a.7.a.5	标志（如适用于所用的模型）。	
12.a.7.a.6	给出适当风向提示的风向袋。	
12.a.7.b	有适当颜色的直升机着陆区照明，包括如下：	
12.a.7.b.1	着陆方向。	
12.a.7.b.2	突出地面的和不突出地面的第五边进近和起飞区照明、接地和升空区周界照明及泛光照	
12.a.7.b.3	风向袋照明。	
12.a.7.b.4	目视进近辅助设备。	
12.a.7.b.5	有适当颜色的进近照明。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.a.7.c	滑行道和活动区以及与直升机着陆区相关的标记：	
12.a.7.c.1	滑行道/滑行路线。	
12.a.7.c.2	停机坪。	
12.a.7.d	与每一直升机起降场地相关的具有适当颜色、方向、特性和间隔的滑行道照明：	
12.a.7.d.1	滑行道/滑行路线。	
12.a.7.d.2	停机坪。	
12.a.8	机场表面、标记和照明。	
12.a.8.a	每条“使用中”的跑道道面和标记应视情况包括如下述各项：	
12.a.8.a.1	入口标记。	
12.a.8.a.2	跑道编号。	
12.a.8.a.3	接地区标记。	
12.a.8.a.4	固定距离标记。	
12.a.8.a.5	边缘标记。	
12.a.8.a.6	中线标记。	
12.a.8.a.7	剩余距离标志。	
12.a.8.a.8	相交跑道和滑行道标志。	
12.a.8.a.9	给出适当风向提示的风向袋。	
12.a.8.b	用于“使用中”的跑道的具有适当颜色的照明应包括下述各项：	
12.a.8.b.1	入口界灯。	
12.a.8.b.2	边灯。	
12.a.8.b.3	端点灯。	
12.a.8.b.4	中线灯。	
12.a.8.b.5	接地区灯。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.a.8.b.6	脱离道灯。	
12.a.8.b.7	该跑道的适当目视着陆辅助装置。	
12.a.8.b.8	该跑道的适当进近照明系统。	
12.a.8.b.9	风向袋照明。	
12.a.8.c	与每条“使用中”的跑道相关的滑行道道面和标记：	
12.a.8.c.1	边线标记。	
12.a.8.c.2	中线标记。	
12.a.8.c.3	跑道等待位置标记。	
12.a.8.c.4	仪表着陆系统临界区标记。	
12.a.8.c.5	作为最低要求，从一个指定停机位滑行至一条指定跑道然后在该指定跑道着陆后返回至一个指定停机位的所有滑行道标记、照明和标志；还应演示一条用于授权在低能见度条件下运行的低能见度滑行路线（如：地面移动引导控制系统、引导车、昼间滑行灯）。指定跑道和滑行道路线应与在低能见度条件下运行的机场保持一致。	
12.a.8.d	具有适当颜色、方向、特性和间隔的滑行道照明（与每一条“使用中”的跑道相关）：	
12.a.8.d.1	边灯。	
12.a.8.d.2	中线灯。	
12.a.8.d.3	跑道等待位置和仪表着陆系统临界区灯。	
12.a.9	所要求的视景模型与机场和着陆区环境模拟其他方面的相关性。	
12.a.9.a	机场或直升机着陆区模型应与“使用中”的跑道或直升机着陆区上的运行相关的导航辅助装置适当保持一致。	
12.a.9.b	跑道或直升机着陆区污染物的模拟应与所显示的跑道道面和照明相关联。	
12.a.10	机场和直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.a.10.a	建筑物、结构和照明：	
12.a.10.a.1	机场或直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。	
12.a.10.a.2	具有代表性的机场或直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。	
12.a.10.a.3	通用的机场或直升机着陆区建筑物、结构、物体和照明。	
12.a.10.b	具有代表性的移动和静态的杂乱现象（如：其他直升机和飞机、动力车、拖车、油料车）。	
12.a.10.c	停机坪标记（如：危险标记、引导线）、照明和信号员。	
12.a.11	地形和障碍物。	
12.a.11.a	参考机场或直升机着陆区 46 千米（25 海里）之内的地形和障碍物，且所模拟区域应具有适当颜色和纹理。其中包括有充足数量、适当尺寸和视角的地面物体。	
12.a.11.b	对参考机场或着陆区 18.5 千米（10 海里）之内的地形和障碍物进行具有代表性的描绘并具有颜色和纹理（如适当）。	
12.a.11.c	对参考机场或着陆区 9.25 千米（5 海里）之内的地形地貌进行的描绘。面积有限的平坦区域是可接受的。	
12.a.11.d	一般地形特征：1 500 米（5 000 英尺）以下的视景，具有足够的地形特征，以便能够根据适当航图（绘图比例尺通常为 1:500 000，1:250 000，1:100 000）仅参考目视参照物进行导航。应适当体现地形轮廓。	
12.a.11.e	紧邻着陆区的建筑物、树木或其他垂直障碍物。	
12.a.11.f	紧邻着陆区的悬空电线。	
12.a.12	重要的、可识别的自然和人工地貌特征和移动空中交通。	
12.a.12.a	参考机场或直升机着陆区 46 千米（25 海里）之内的重要的、可识别的自然和人工地貌特征。 注：指驾驶员通常用于飞行定位的自然和人工地貌特征。那些不准备用于着陆的偏僻机场仅需提供跑道方向的合理模拟。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.a.12.b	参考机场或直升机着陆区 18.5 千米（10 海里）之内的具有代表性的重要的、可识别的自然和人工地貌特征的描述。 注：指驾驶员通常用于飞行定位的自然和人工地貌特征。那些不准备用于着陆的偏僻机场仅需提供跑道方向的合理模拟。	
12.a.12.c	具有代表性的移动空中交通（包括显示空中危险（如可能发生碰撞的航道上的空中交通）的能力）。	
12.b	视景场景管理。	
12.b.1	用于任何进近的所有着陆区和机场跑道、进近和滑行道照明，以及人工地貌特征照明的强度，都应能设置在六（6）个不同的强度（0 到 5）上；所有的视景光点都应根据飞行模拟训练设备设定的环境条件适当地逐渐进入视野。	
12.b.2	用于任何进近的机场跑道、进近和滑行道照明、直升机着陆区进近照明和人工地貌特征照明的强度，都应设置在训练中能见度设置所用到的典型强度上；所有的视景光点都应适当地逐渐进入视野。	
12.b.3	应真实复现计划着陆跑道上的频闪灯、进近灯、跑道边灯、目视着陆辅助设备、跑道中线灯、入口灯和接地区灯的方向以及接地和升空区或第五边进近和起飞区灯的方向。	
12.c	视景特征识别。 注：下面是应该看见着陆区和跑道特征的最小距离。距离是在所模拟的合适气象条件下从跑道入口或直升机着陆区至直升机对正跑道或直升机着陆区的 3°下滑道延长线上测量的。对于盘旋进近，下面的所有测试同时适用于初始进近所用跑道和打算着陆的跑道。	
12.c.1	直升机着陆区：	
12.c.1.a	相距 4.8 千米（3 英里）的直升机场标志、频闪灯、进近灯。	
12.c.1.b	穿越进近角度最多 12 度的目视进近辅助灯（如直升机进近航道指示器）。	
12.c.1.c	相距 3.2 千米（2 英里）的滑行道标志。	
12.c.1.d	夜间或黄昏和黎明场景着陆灯范围之内的标记。	
12.c.1.e	昼间视景的道面分辨率测试所要求的标志。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.c.1.f	相距 1.6 千米（1 英里）的着陆方向灯和突出地面的第五边进近和起飞区灯。	
12.c.1.g	相距 800 米（0.5 英里）的不突出地面的第五边进近和起飞区灯、接地和升空区灯和有照明的风向袋。	
12.c.1.h	接地和升空区的悬停滑行道照明（黄色/蓝色/黄色筒灯）。	
12.c.2	跑道：	
12.c.2.a	距离跑道入口 8 千米（5 英里）的跑道标志、频闪灯、进近灯和白色跑道边灯。	
12.c.2.b	距离跑道入口 8 千米（5 英里）的目视进近辅助灯（目视进近坡度指示系统、精密进近航道指示器系统等）。	
12.c.2.c	距离跑道入口 4.8 千米（5 英里）的目视进近辅助灯（目视进近坡度指示系统、精密进近航道指示器系统等）。	
12.c.2.d	相距 4.8 千米（3 英里）的跑道中线灯和滑行道标志。	
12.c.2.e	相距 3.2 千米（2 英里）的入口灯和接地区灯。	
12.c.2.f	夜间或黄昏和黎明视景着陆灯范围之内的跑道标志。	
12.c.2.g	昼间视景的道面分辨率测试所要求的跑道标志。	
12.c.2.h	对于盘旋进近，计划着陆的跑道和相关照明应以不造成干扰的方式逐渐进入视野。	
12.d	在下述条件下可选择的机场视景能力：	
12.d.1	夜间。	
12.d.2	黄昏或黎明。	
12.d.3	昼间。	
12.d.4	动态效应 — 呈现多个地面和空中危险的能力，例如，一架飞机或另一架直升机穿越使用中的跑道或汇入空中交通，直升机在最后进近着陆时补给船在钻井平台附近等；这些危险应可以通过教员操作台的控制装置进行选择。	
12.d.5	错觉 — 表现已知会导致着陆错觉的具有代表性物理关系的可用视景，例如，缩短的跑道、在水上的着陆进近、上坡或下坡的跑道、进近航径上的隆起地形，以及独特的地形特征等。 注：错觉可以在一个通用机场或一个特定机场演示。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.e	同直升机和相关设备的关联。	
12.e.1	视景系统与空气动力编程的兼容性。	
12.e.2	与实际直升机响应相关的视景提示。	
12.e.3	能够对着陆期间下沉率和景深感进行评定的视景提示。	
12.e.4	对与直升机姿态相关的环境进行精确描绘。	
12.e.5	视景应与集成的直升机系统（如适当）相关联（如：地形、交通和天气避让系统，以及平视显示器/增强型飞行视景系统等）。	
12.e.5.a	气象雷达回波应与视景相关联。	
12.e.5.b	近海运行（机载雷达进近）所使用的雷达设备应提供与视景相关联的适当的回波模拟。	
12.e.5.c	地形提示和警告系统（直升机地形提示和警告系统、增强型近地警告系统、近地警告系统）应与视景相关联。	
12.e.5.d	空中防撞系统（如空中交通防撞系统）应与视景相关联。	
12.e.6	应提供除雨设备效应（如启用后雨水散焦效应减小）。	
12.e.7	应提供每个可见的、本机的、直升机外部的灯具的视觉效应 — 滑行、着陆和探照灯凸起物，包括可独立工作的。	
12.e.8	旋翼桨叶和桨尖轨迹的动态视景体现，包括旋翼起动和停转效应以及根据驾驶员的操纵输入确定的旋翼桨盘方向。	
12.e.9	根据驾驶员的操纵输入确定的旋翼桨尖轨迹平面和方向的视景体现。	
12.e.10	视景系统应根据直升机几何形状，提供适当的高度和 3-D 物体碰撞探测反馈，以支持训练。	
12.f	视景质量。	
12.f.1	量化。	
12.f.1.a	表面和纹理提示应该没有明显的量化现象（混淆现象）。	
12.f.1.b	表面和纹理提示应该不会产生分散注意力的量化现象（混淆现象）。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.f.2	系统能够描绘全色的真实纹理提示。	
12.f.3	系统光点应没有分散注意力的抖动、散斑或条纹。	
12.f.4	系统能够提供模拟雨的焦点效应。	
12.f.5	系统能够提供光点透视排列。	
12.f.6	在运行场景中在系统的每一个通道演示遮挡效果。	
12.g	环境效应。	
12.g.1	显示的场景应与适当的地面污染物相对应，并且应包括湿跑道引起的跑道灯光反射，部分是雪造成的朦胧光线，或适当的替代效应。	
12.g.2	特殊天气表现，包括机场或着陆区地面以上 600 米（2 000 英尺）或 600 米（2 000 英尺）以下和机场 16 千米（10 英里）半径之内，起飞、进近和着陆过程中雷暴附近轻度、中度和重度降雨的声音、运动和视觉效应。	
12.g.3	一个带雪景的机场或着陆区（如果与运营人的运行区域相适合），其中包括地面雪和雪覆盖的地面。	
12.g.4	应提供云中效应，如：变化的云密度、速度提示和环境变化。	
12.g.5	表现为少云、散云、碎云和阴云密布等条件的多云层效应，这些条件造成地面场景部分或全部被遮挡。	
12.g.6	具有可调节云底、云顶的、完全遮挡地面场景的云层效应。	
12.g.7	环境能见度/跑道视程的逐步出现，具体确定为上至各个云底或云顶的 10%，6.1 米（20 英尺）≤ 过渡层≤ 61 米（200 英尺）；应该在机场或直升机着陆区上空 600 米（2 000 英尺）与 600 米（2 000 英尺）以下高度和距该机场或直升机着陆区 16 千米（10 英里）半径之内检查云的效应。当离开云层达到教员操作台界定的云底或云顶时，过渡效应应完整，当进入到云层时，过渡效应应开始，即：过渡效应应发生在教员操作台界定的云层之内。	
12.g.8	以距离测量的能见度和跑道视程。应在机场或直升机着陆区上空 600 米（2 000 英尺）高度和 600 米（2 000 英尺）以下和距机场或直升机着陆区 16 千米（10 英里）半径之内检查能见度/跑道视程。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
12.g.9	体现各种跑道视程效应的块状雾（有时指局部有雾的跑道视程）。最低的跑道视程应该为教员操作台上选择的最低跑道视程，即：变化率仅大于教员操作台跑道视程。	
12.g.10	因雾使机场或直升机着陆区灯光产生的如光晕和散焦效应。	
12.g.11	自身照明产生的减弱能见度的效应，如：反射眩光，包括着陆灯、探照灯、频闪灯和信标灯。	
12.g.12	应该能够从教员操作台选择风提示，以提供干跑道或滑行道或着陆区上的吹雪或吹沙效应。	
12.g.13	自身下洗气流对地面产生的效应（如：草地、尘土、水）。	
12.g.14	本直升机旋翼下洗气流在各类表面（如雪、沙、水和草）上产生的“白视”或“褐视”环流效应，包括从距离地面大约 0.5 倍旋翼直径的高度能见度开始降低的效应。	
12.g.15	应在三维海洋模型上模拟涌浪和风的效应，包括风的路径；0-6 级的海况。海洋上的船舶和其他移动船只应与海况相符合。	
12.g.16	限定区域内树木摇动的效应。	
12.g.17	降雨、降冰雹和降雪的效应。	
13	**运动和振动效应。** 要求具有下述具体的运动和振动效应，以表明飞行机组成员应看清某活动或情况的入口位置。在下述情况适用时，飞行模拟训练设备俯仰、侧向载荷和方向控制特性以及振动特点应能代表所模拟的直升机。	
13.a	滑行效应，如转向和刹车输入产生的侧向、方向和纵向提示。	
13.b	跑道隆隆声、液压减震支柱变形、地速、跑道不平、跑道中线灯、弄污的跑道和滑行道特性产生的效应。. 程序：将直升机设定到预设起飞位置，在光滑跑道上以各种速度滑行，并注意模拟跑道隆隆声效应的一般特性。在跑道粗糙度 50%和最大粗糙度的条件下重复此机动运行。注意在地面速度和跑道粗糙度影响下的相关运动振动。以不同滑行速度在滑行道上进行类似测试。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
	上述测试的相关运动效应还应包括对在中线灯上方滚转、不平跑道道面的不连续性、各种跑道特性等产生的效应的评定。 如果时间允许，还可选择不同的总重量，因为根据直升机类型的不同，这可能也对相关的振动有影响。	
13.c	滑橇式起落架的摩擦阻力。 程序：进行滑跑着陆或滑跑起飞，并注意因在道面上拖拽滑橇引起的机身振动（而不是旋翼振动）速度的变化（增加或减小）。该振动将随着地面速度降低而减小。	
13.d	平移升力效应（包括横流效应）。 程序：从稳定的有地面效应（IGE）的悬停开始前飞加速。当通过有效平移升力范围时，显著效应将包括某些直升机可能机头上仰，爬升率提高，以及振动水平暂时提高（在某些情况下这种振动可能明显）。在减速通过相应速度范围时，将再次经历这一效应。在减速过程中，俯仰和爬升率将有相反的效应，但振动水平将有类似的暂时提高。	
13.e	与起落架相关的颠簸和抖振。 程序：进行正常起飞，应特别关注离地后因最大液压减震支柱外延出现的可察觉到的颠簸。当起落架放下或收上时，在起落架锁定位置时，可感觉到运动颠簸。 操作起落架。检验所经历的抖振的运动提示是否代表了真实直升机。	
13.f	旋翼桨叶错轨迹和/或失去平衡的状态，包括结冰的情况。 程序：从教员操作台选择故障或情况。正常起动发动机，检查旋翼桨叶错轨迹状态的非正常振动，以及失去平衡状态的非正常振动。 该测试不需要在飞行中进行。对于每一状态，应该在主旋翼旋转周期 P 倒转的频率范围内识别桨叶错轨迹和失去平衡状态的非正常振动，即由桨叶错轨迹状态造成的垂直振动的 1/P，由失去平衡状态造成的横向振动的 1/P。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
13.g	适用于直升机的动态减震器或类似系统（如适当）失效（如下垂限动或静态限动）。 程序：在旋翼啮合的任何时间都可完成该测试。在教员操作台选择相关失效，注意振动的适当增强，并检验振动强度和频率是否随着每分钟转速的提高而增大，振动强度是否随着总距杆应用的增加而增大。	
13.h	尾桨驱动失效/振动。 程序：在发动机转动和旋翼啮合后，选择失效，并注意中频振动的立即增强。 尾桨在中频范围内运转，中频范围通常通过尾桨齿轮箱比率乘以主桨每分钟转速进行估算。失效可通过该频率范围内振动的增加来识别。振动也可通过踏板进行传导。	
13.i	接地造成的具有代表性的提示。 程序：以各种下降速度从悬停和滑跑状态进行数次接地。检验每一下降率和速度的接地颠簸的运动提示是否代表了真实的直升机。	
13.j	轮胎失效。 程序：模拟轮胎失效，并注意偏航、运动、振动和声音效应。 驾驶员可以发现在同一侧所选择的多个轮胎失效时出现的一定程度的偏航。出现这种情况时需要使用踏板，以保持对直升机的控制。对于某些直升机类型，单个轮胎失效可能无法被驾驶员觉察到，并且可能不会产生任何特殊的运动效应。声音或振动可能与失压的实际轮胎相关。	
13.k	发动机故障和发动机损坏效应。 程序：特定飞行模拟训练设备故障界定文件中所述的发动机故障的特点，必须说明驾驶员感受到的特殊的运动效应。注意随着故障性质的不同而变化的相关发动机仪表，同时注意机身振动效应的复现。 注：运动效应适用于包含运动系统的设备。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
13.l	机尾擦地。 程序：可通过直升机在快速停车或自转着陆时是否抬前轮过高来检查是否发生机尾擦地的情况。还可通过悬停时快速向后拉驾驶杆来检查是否发生这种情况。机尾防护装置触地颠簸的运动效应应该首先感觉到。机头朝下下俯力矩在擦地之后有可能察觉到。	
13.m	涡环状态（主旋翼涡环状态）： 程序：具体程序可能因不同直升机而不同，可能会由直升机制造商或其他主题专家规定。但下列信息可作为说明之用。开始机动飞行，将功率降至盘旋功率以下，以便垂直或接近垂直下降，使得下沉率增加至 1.5 米/秒（300 英尺/分钟）或更多（实际下沉率数值将取决于所模拟的直升机类型）。调整姿态，以获得低于 10 海里/小时的空速。航空器在进入涡环状态时将会振动。 在初始阶段（此时可获得大量剩余功率时），大量总距俯仰可能会阻止快速下降。如果操作粗心或过迟，总距的增加会使情况更遭，导致更多湍流，下降率提高和振动水平增加。 对于单桨直升机，可通过应用驾驶杆以增加空速并阻止诱导流和/或通过降低总距（在高度允许的情况下）来完成改出。通常，提高空速是首选方法，因为损失的高度较少。 对于纵列式直升机，前后驾驶杆输入会使情况更加严重。通过降低推力（在高度允许的情况下）以及应用横向驾驶杆输入或踏板输入以阻止诱导气流，驾驶员可完成改出。	
13.n	后行桨叶失速。 程序：具体程序可能因不同直升机而不同，可能会由直升机制造商或其他主题专家规定。但下列信息可用作说明：开始机动飞行，提高向前飞行空速；可通过低频率振动、机头上仰和朝后行桨叶方向滚转来识别效应。重量大、旋翼每分钟转速低、密度高度高、湍流或大坡度急转弯都有助于造成在以高空速向前飞行的情况下的后行桨叶失速。 从后行桨叶失速状态的正确改出需要首先降低总距，这会减少桨盘载荷。然后可使用后驾驶杆使直升机放慢飞行速度。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
13.o	高速振动。	
13.p	大气干扰造成的抖振。	
13.q	其他。	
14	**声音系统** 注：应在运动和振动系统接通时进行检查。	
14.a	降水。	
14.b	除雨设备要求（如雨刷）。	
14.c	正常运行中驾驶员可感觉到的主要直升机噪声，例如发动机、传动系统、旋翼或其他来源发出的噪声，且其噪声等级与直升机上所能听到的噪声等级不相上下。声音方向性应具有代表性。	
14.d	主要的直升机驾驶舱声音，以及驾驶员的动作引起的声音。	
14.e	与非正常运行相关的声音提示，包括但不限于发动机、旋翼、传动系统故障，起落架/轮胎失效，机尾防护装置/尾橇/滑橇擦地。	
14.f	直升机超过极限着陆或以异常姿态着陆时的坠机声。	
15	**特殊效应。**	
15.a	机身、发动机和旋翼结冰的效应。 程序：飞行模拟训练设备处于升空状态、光洁构型、标称高度和巡航空速、自动驾驶仪接通、发动机和机翼防冰/除冰系统关闭，以允许对飞行模拟训练设备和系统响应进行监控的速度激活结冰条件。结冰的识别特点将包括总重量增加、保持水平飞行所需的功率增加、空速减缓、飞行模拟训练设备俯仰姿态改变、发动机性能指标改变（并非因为空速改变），以及皮脱/静压系统数据改变，或者出现旋翼桨叶错轨迹或失衡的征兆。分别启动加热、防冰或除冰系统。识别特点将包括这些系统产生的适当效应，最终使所模拟的直升机恢复正常飞行。	
15.b	气流模式及其各自与大型结构物产生的相关效应，如建筑物和石油钻井、限定区域、包括分界线的尖顶等。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
15.c	特定训练大纲可能要求的特殊大气效应，如北冰洋蒸汽雾、山风、山地效应（旋翼、分界线等）、钻井排气湍流、尾流涡系以及来自其他航空器引起的下洗气流效应。	
16	**空中交通管制（ATC）系统。** 注：下述所有功能可由教员直接执行，或利用空中交通管制环境模拟系统的特性通过教员操作台进行编程。	
16.a	自动天气报告。	
16.b	共线（背景闲聊声）。	
16.c	用语。	
16.d	飞行阶段具体空中交通管制频率识别。	
16.e	教员对该系统的超控。	
16.f	其他。	
17	**教员操作台。**	
17.a	重新定位。 注：在该位置上适宜的速度和构型应该匹配。	
17.a.1	停机地点。	
17.a.2	起飞位置。	
17.a.3	进近位置（至少位于离跑道入口或直升机着陆区 1.8 公里、5.5 公里、9.3 公里（1 海里、3 海里、5 海里）的三个距离上）。	
17.a.4	高出平面位置（建筑物屋顶、海上钻井平台等）。	
17.a.5	限制着陆区。	
17.a.6	斜坡上。	
17.a.7	其他。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
17.b	重置。	
17.b.1	系统。	
17.b.2	温度。	
17.b.3	液面和灭火剂。	
17.c	环境。	
17.c.1	天气预设。	
17.c.1.a	CAVU（云高和能见度无限）。	
17.c.1.b	CAVOK（云高和能见度良好）。	
17.c.1.c	目视飞行规则。	
17.c.1.d	非精密进近最小值。	
17.c.1.e	精密进近最小值（一类、二类、增强型飞行视景系统最小值，视情况而定）。	
17.c.2	视景效应。	
17.c.2.a	时辰（昼间、黄昏或黎明、夜间）。	
17.c.2.b	云（云底、云顶、云层、类型、密度）。	
17.c.2.c	以公里/英里计的能见度。	
17.c.2.d	以米/英尺计的跑道视程。	
17.c.2.e	特殊效应（降水、雷暴、吹雪、吹沙等）。	
17.c.2.f	沙/尘/雪/水的下洗气流/环流效应的接通/断开。	
17.c.2.g	海况条件（0-6）。	
17.d	风速和风向。	
17.d.1	表面。	
17.d.2	中间层。	
17.d.3	典型变化率。	
17.d.4	与航向和速度变化相关的阵风。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
17.d.5	湍流。	
17.e	温度 — 表面。	
17.f	大气压力（修正海平面气压高度、标准气压高度）。	
17.g	机场/直升机场	
17.g.1	包括使用中的跑道或着陆区的选择。	
17.g.2	机场/直升机场照明控制。	
17.g.3	机场/直升机场预设位置（起飞、进近、钻井平台等）。	
17.g.4	着陆表面条件（粗糙、光滑、结冰、湿等）。	
17.g.5	包括地面和空中交通的动态效应。	
17.h	直升机构型（燃料、重量、重心，等（以英制单位和公制单位计））。	
17.h.1	总重量。	
17.h.2	燃油装载。	
17.h.3	有效载荷。	
17.h.4	重心（使用与直升机类型适合的单位，如英寸、毫米）。	
17.h.5	直升机系统状态/控制（如：快速导航系统（NAV）校直（惯性参考系统、全球定位系统、姿态和航向参考系统）及其他）。	
17.h.6	地勤人员职能（地面电源等）。	
17.i	飞行管理系统 —重装程序数据，除非所安装设备不支持。	
17.j	绘图和记录（起飞和进近）。	
17.k	直升机故障（插入和清除）。	
17.l	声音控制（接通、断开和调整；指示何时将声音级别设定在与批准的级别不同的数值上）。	
17.m	运动系统（接通、断开和紧急停止）。	
17.n	操纵载荷系统（接通、断开和紧急停止）。	

序号	功能和主观测试	适用性 是/否
17.o	振动系统（接通、断开和紧急停止）。	
17.p	模拟机主电源/紧急电源开关“断开”。	
17.q	观察员座位位置/调整系统和主动约束系统（针对运动的飞行模拟训练设备）。	
17.r	教员/观察员和飞行机组成员之间的通信联系。	
17.s	冻结/复位。	
17.s.1	全模拟冻结。	
17.s.2	飞行/问题冻结。	
17.s.3	位置冻结。	
17.s.4	燃油冻结。	
17.s.5	地面速度控制。	
17.s.6	标准大气复位。	

附录 D

Doc 9625 号文件（《飞行模拟训练设备鉴定标准手册》）的未来更新

请参见第 II 卷第 II 部分的附录 D。

附篇 A 至 R

指导材料

相关指导材料，请参见第 II 卷第 II 部分的附篇 A 至 R。

— 完 —

ISBN 978-92-9249-535-0