



中国民用航空总局

民航总局令第 141 号

飞行模拟设备的鉴定和使用规则

(2005 年 3 月 7 日公布)

目 录

A 章 总则	1
第 60.1 条 目的和依据.....	1
第 60.3 条 适用范围.....	1
第 60.5 条 定义和术语.....	1
第 60.7 条 飞行模拟设备鉴定性能标准.....	1
第 60.9 条 飞行模拟设备运营人资格要求.....	1
第 60.11 条 飞行模拟设备运营人的义务.....	2
B 章 飞行模拟设备鉴定的申请、受理和颁证	3
第 60.13 条 飞行模拟设备鉴定的申请.....	3
第 60.15 条 飞行模拟设备鉴定申请的受理.....	4
第 60.17 条 飞行模拟设备合格证.....	5
第 60.19 条 飞行模拟设备合格证有效期.....	5
C 章 飞行模拟设备鉴定	6
第 60.21 条 飞行模拟设备鉴定要求.....	6
第 60.23 条 飞行模拟设备客观数据要求.....	7
第 60.25 条 飞行模拟设备鉴定测试指南要求.....	9
第 60.27 条 飞行模拟设备初始或升级鉴定.....	12
第 60.29 条 飞行模拟设备定期鉴定.....	14
第 60.31 条 飞行模拟设备附加鉴定.....	14
第 60.33 条 新型别或新型号航空器飞行模拟设备的临时合格证.....	15
D 章 飞行模拟设备运行要求	16
第 60.35 条 飞行模拟设备的使用.....	16
第 60.37 条 飞行模拟设备检查和维护要求.....	16
第 60.39 条 飞行模拟设备故障记录.....	18
第 60.41 条 飞行模拟设备记录保存和报告.....	19
第 60.43 条 飞行模拟设备缺件、故障或不工作部件的运行.....	19
第 60.45 条 飞行模拟设备改装.....	20
第 60.47 条 本规则生效前鉴定合格的飞行模拟设备.....	21

第 60.49 条	飞行模拟设备合格证自动失效和恢复程序.....	22
第 60.51 条	其他原因导致合格证失效和恢复程序.....	23
第 60.53 条	飞行模拟设备指令.....	24
第 60.55 条	飞行模拟设备质量保证系统.....	24
第 60.57 条	禁止的行为.....	26
E 章	罚则.....	28
第 60.61 条	中止运行.....	28
第 60.63 条	警告或罚款.....	28
F 章	附则.....	29
第 60.65 条	飞行模拟设备等级划分.....	29
第 60.67 条	施行.....	29
附录 A	飞机飞行模拟机鉴定性能标准.....	30
附件 1	飞机飞行模拟机一般要求.....	30
第 60.A.1.1 条	概则.....	30
第 60.A.1.3 条	模拟机最低要求.....	30
附件 2	飞机飞行模拟机客观测试.....	44
第 60.A.2.1 条	测试要求.....	44
第 60.A.2.3 条	模拟机客观测试标准.....	46
第 60.A.2.5 条	操纵系统动态特性.....	68
第 60.A.2.7 条	地面效应.....	71
第 60.A.2.9 条	运动提示的可重复性.....	72
第 60.A.2.11 条	替代数据来源、程序和专用仪器 ——仅适用于 A 和 B 级模拟机.....	73
附件 3	飞机飞行模拟机主观测试.....	81
第 60.A.3.1 条	概则.....	81
第 60.A.3.3 条	操作科目表.....	82
第 60.A.3.5 条	模拟机系统列表.....	88
附件 4	关于风切变训练的飞机飞行模拟机鉴定要求.....	90
第 60.A.4.1 条	适用范围.....	90
第 60.A.4.3 条	符合性和能力声明.....	90
第 60.A.4.5 条	风切变模型.....	90

第 60. A. 4. 7 条	演示.....	91
第 60. A. 4. 9 条	参数记录.....	91
第 60. A. 4. 11 条	设备及其工作情况.....	91
第 60. A. 4. 13 条	鉴定测试指南.....	92
第 60. A. 4. 15 条	主观测试.....	92
第 60. A. 4. 17 条	鉴定基础.....	92
第 60. A. 4. 19 条	演示的可重复性.....	92
附录 B	飞机飞行训练器鉴定性能标准.....	93
附件 1	飞机飞行训练器的一般要求.....	93
第 60. B. 1. 1 条	概则.....	93
第 60. B. 1. 3 条	训练器最低要求.....	93
附件 2	飞机飞行训练器客观测试.....	99
第 60. B. 2. 1 条	测试要求.....	99
第 60. B. 2. 3 条	训练器客观测试标准.....	100
第 60. B. 2. 5 条	操纵系统动态特性.....	108
第 60. B. 2. 7 条	2 级、3 级和 5 级训练器的替代数据.....	111
第 60. B. 2. 9 条	替代数据来源、程序和专用仪器——仅适用于 6 级训练器... ..	136
附件 3	飞机飞行训练器主观测试.....	140
第 60. B. 3. 1 条	概则.....	140
第 60. B. 3. 3 条	操作科目表.....	140
第 60. B. 3. 5 条	训练器系统列表.....	145
附录 C	直升机飞行模拟机鉴定性能标准.....	147
附件 1	直升机飞行模拟机一般要求.....	147
第 60. C. 1. 1 条	概则.....	147
第 60. C. 1. 3 条	模拟机最低要求.....	147
附件 2	直升机飞行模拟机客观测试.....	161
第 60. C. 2. 1 条	测试要求.....	161
第 60. C. 2. 3 条	模拟机客观测试标准.....	162
第 60. C. 2. 5 条	操纵系统动态特性.....	179
第 60. C. 2. 7 条	运动提示的可重复性.....	181

附件 3 直升机飞行模拟机主观测试	183
第 60.C.3.1 条 概则.....	183
第 60.C.3.3 条 操作科目表.....	183
第 60.C.3.5 条 模拟机系统列表.....	187
附录 D 直升机飞行训练器鉴定性能标准	189
附件 1 直升机飞行训练器的一般要求	189
第 60.D.1.1 条 概则.....	189
第 60.D.1.3 条 训练器最低要求.....	189
附件 2 直升机飞行训练器客观测试	195
第 60.D.2.1 条 测试要求.....	195
第 60.D.2.3 条 训练器客观测试标准.....	196
第 60.D.2.5 条 操纵系统动态特性.....	207
附件 3 直升机飞行训练器主观测试	210
第 60.D.3.1 条 概则.....	210
第 60.D.3.3 条 操作科目表.....	210
第 60.D.3.5 条 训练器系统列表.....	214
附录 E 定义和术语	216
关于《飞行模拟设备的鉴定和使用规则》的编写说明.....	219

飞行模拟设备的鉴定和使用规则

A 章 总则

第 60.1 条 目的和依据

为了对飞行模拟设备进行鉴定和持续监督检查，保证其达到并持续符合相应等级的飞行模拟设备鉴定性能标准，根据《中华人民共和国民用航空法》和《国务院对确需保留的行政审批项目设定行政许可的决定》制定本规则。

第 60.3 条 适用范围

为满足中国民用航空规章规定的训练、检查和飞行经历要求，而使用或提供飞行模拟设备的任何人都应当遵守本规则的规定。

第 60.5 条 定义和术语

本规则中使用的定义和术语在本规则附录 E 中规定。

第 60.7 条 飞行模拟设备鉴定性能标准

飞行模拟设备鉴定性能标准以本规则附录的形式发布：

- (a) 附录 A 飞机飞行模拟机鉴定性能标准；
- (b) 附录 B 飞机飞行训练器鉴定性能标准；
- (c) 附录 C 直升机飞行模拟机鉴定性能标准；
- (d) 附录 D 直升机飞行训练器鉴定性能标准。

第 60.9 条 飞行模拟设备运营人资格要求

(a) 申请成为飞行模拟设备运营人应当符合下列条件：

- (1) 中国民用航空规章第 121 部、135 部、141 部、142 部或 91 部合格证持有

人或申请人；

(2) 持有或申请民航总局批准的运行规范或训练课程，并拥有可代表相应型别或组类航空器的飞行模拟设备。

(b) 飞行模拟设备运营人的持续符合条件：

(1) 飞行模拟设备运营人获得飞行模拟设备合格证后，在随后的每 12 个日历月内，应当按照经批准的相应型别航空器飞行训练大纲，对飞行模拟机至少运行 400 小时，对飞行训练器至少运行 200 小时；

(2) 按照本条 (b) (1) 的规定运行飞行模拟设备时，应当符合中国民用航空规章第 61 部、121 部、135 部或 91 部的有关规定。

(c) 如果不能满足本条 (b) 的要求，经民航总局批准可作为飞行模拟设备临时运营人继续运行，但时间不能超过 12 个日历月。

第 60.11 条 飞行模拟设备运营人的义务

(a) 飞行模拟设备运营人应当接受民航总局对飞行模拟设备进行的检查，包括所有与飞行模拟设备有关的记录和文件，以确定飞行模拟设备符合本规则的规定。

(b) 飞行模拟设备运营人应当针对每台飞行模拟设备：

(1) 建立一种信息收集和反馈机制，以便获取下列人员在使用飞行模拟设备过程中提出的意见：

(i) 近期在飞行模拟设备上完成训练、检查或获取飞行经历的飞行机组成员；

(ii) 使用飞行模拟设备实施训练、检查或监督获取飞行经历活动的飞行教员和飞行检查员；

(iii) 在飞行模拟设备上从事维护工作的飞行模拟设备技术和维护人员。

(2) 对上述机制所收集的每条合理意见，采取相应的纠正措施；

(3) 与航空器制造厂家保持联系。如果航空器制造厂家因某些原因已无法再提供技术支持，应当同拥有该型别航空器的合格证持有人保持联系，以确保飞行模拟设备符合本规则第 60.35 条的要求；

(4) 在靠近飞行模拟设备的地方展示民航总局颁发的飞行模拟设备合格证。

B 章 飞行模拟设备鉴定的申请、受理和颁证

第 60.13 条 飞行模拟设备鉴定的申请

(a) 对每台需要进行鉴定的飞行模拟设备，飞行模拟设备运营人应当按照规定的格式和方式，在早于计划鉴定日期的 20 个工作日之前向民航总局提交鉴定申请书，对于不同类型的鉴定应当按照本规则第 60.27 条、第 60.29 条、第 60.31 条、第 60.33 条的规定提交相关的附加材料。

(b) 申请书应当包括下列内容：

(1) 关于飞行模拟设备满足本规则所有适用规定的声明；

(2) 关于飞行模拟设备运营人已建立了一套特定程序的声明。该程序能够保证飞行模拟设备保持初始或升级鉴定时的软件和硬件构型，但本规则第 60.45 条中规定的改装除外。这个声明应当包括对该程序的描述；

(3) 由至少一名符合本条 (c) 要求的驾驶员签署的声明，证实下列要求已得到满足：

(i) 飞行模拟设备系统和子系统功能等效于所模拟航空器或组类航空器的系统和子系统功能；

(ii) 飞行模拟设备的性能和飞行品质等效于所模拟航空器或组类航空器的性能和飞行品质；

(iii) 对于模拟具体型号航空器的飞行模拟设备，其驾驶舱构型应与所模拟制造厂家、型号、序列号航空器的驾驶舱构型一致。

(4) 飞行模拟设备信息：

(i) 飞行模拟设备类型，即飞行模拟机或飞行训练器；

(ii) 所模拟的航空器型号或组类；

(iii) 所模拟的发动机型号；

(iv) 视景系统的制造厂家和型号；

(v) 运动系统的制造厂家和型号；

(vi) 飞行管理系统的标识和修订版本;

(vii) 飞行模拟设备的制造厂家、型号和序列号。

(5) 相应鉴定性能标准主观测试中规定的, 但还没有进行主观测试(例如盘旋进近, 风切变训练等) 并且没有申请鉴定的所有操作科目或飞行模拟设备系统的清单;

(6) 计划鉴定日期。

(c) 本条 (b) (3) 要求的签署评估证明的驾驶员应当:

(1) 由飞行模拟设备运营人指定;

(2) 具备以下资格:

(i) 是所模拟航空器或组类航空器的驾驶员;

(ii) 对于尚未获得型号合格证的航空器, 是具有相似尺寸和构型航空器的驾驶员。

第 60.15 条 飞行模拟设备鉴定申请的受理

(a) 民航总局在收到飞行模拟设备运营人的飞行模拟设备鉴定申请书和附加材料后, 对飞行模拟设备运营人提交的文件进行审核, 并在 5 个工作日内, 以书面形式通知飞行模拟设备运营人是否受理的决定;

(b) 民航总局不予受理时, 应当说明理由并通知飞行模拟设备运营人对申请材料的相关内容进行修订;

(c) 民航总局受理申请后, 应当在 20 个工作日内对申请人的申请材料进行审查并作出许可决定。民航总局组织实施检验、检测、鉴定和专家评审的时间不计入前述 20 个工作日的期限内。

(d) 民航总局在完成相关附加材料的审定后, 将通知飞行模拟设备运营人, 按照计划的鉴定日期进行鉴定; 也可以在完成对鉴定测试指南的审定之前, 双方进行协调确定鉴定日期。鉴定日期一旦确定, 飞行模拟设备运营人再提出调整鉴定日期的请求可能会导致原鉴定日期向后推迟 30 个日历日或更长时间, 以便局方重新安排鉴定。

第 60.17 条 飞行模拟设备合格证

(a) 飞行模拟设备合格证的颁发。

飞行模拟设备经过鉴定并合格后，民航总局将向运营人颁发相应的飞行模拟设备合格证，并附飞行模拟设备鉴定报告。飞行模拟设备合格证包括下列内容：

- (1) 飞行模拟设备运营人名称；
- (2) 飞行模拟设备合格证编号；
- (3) 飞行模拟设备安装地点、生产序列号；
- (4) 所模拟航空器或组类航空器的制造厂家、型号和序列号；
- (5) 所模拟航空器的构型，包括发动机型号、飞行仪表、导航设备或其他系统等；
- (6) 可作为合格的飞行模拟设备投入使用的声明和附加限制；
- (7) 飞行模拟设备的等级；
- (8) 飞行模拟设备合格证的有效期。

(b) 民航总局在向运营人颁发飞行模拟设备合格证之后，将飞行模拟设备的等级、有效期及其附加限制的相关信息按照民航总局规定的方式予以公布。

第 60.19 条 飞行模拟设备合格证有效期

(a) 2007 年 1 月 1 日之前，飞行模拟设备合格证有效期为 6 个月。

(b) 2007 年 1 月 1 日之后，飞行模拟设备运营人已按本规则第 60.55 条的要求建立了合格的质量保证系统，飞行模拟设备合格证有效期为 12 个月，否则，有效期仍为 6 个月。

(c) 定期鉴定可以在飞行模拟设备合格证期满日期之前或之后的 30 天内进行，并可看作是在期满日期进行的。当计划的定期鉴定是在合格证期满日期之后的 30 天内进行时，该合格证在此期间仍被视为有效。

C 章 飞行模拟设备鉴定

第 60.21 条 飞行模拟设备鉴定要求

(a) 飞行模拟设备的鉴定类型包括:

- (1) 初始鉴定;
- (2) 升级鉴定;
- (3) 定期鉴定;
- (4) 附加鉴定。

(b) 应当按照本规则相应附录附件 1 规定的最低要求、附件 2 规定的客观测试和附件 3 规定的主观测试对每台飞行模拟设备进行鉴定, 包括但不限于下列内容:

- (1) 空气动力响应, 包括纵向和横向操纵的响应(参见本规则相应附录附件 2);
- (2) 所模拟经过审定的航空器运行包线内的性能, 包括适用于满足规章要求的地面操作、起飞、爬升、巡航、下降、进近、着陆以及非正常和紧急操作(参见本规则相应附录附件 2);
- (3) 操纵检查(参见本规则相应附录附件 1 和附件 2);
- (4) 驾驶舱构型(参见本规则相应附录附件 1);
- (5) 驾驶员、飞行机械员位置和教员操纵台的功能检查(参见相应附录附件 1 和附件 3);
- (6) 与所模拟航空器相对应的航空器系统和子系统(参见相应附录附件 1 和附件 3);
- (7) 飞行模拟设备的系统和子系统, 包括力的提示(运动)、视觉(视景)和听觉(声音)系统(参见本规则相应附录附件 1 和附件 2);
- (8) 飞行模拟设备等级的某些附加要求, 包括对操作者可能产生危害的设备或环境。飞行模拟设备运营人应当遵守有关职业安全健康管理的要求。

(c) 鉴定包括民航总局鉴定模拟机的驾驶员对飞行模拟设备的定性评估。飞行模拟设备鉴定人员可在需要时委派其他合格人员, 协助完成客观测试、主观测试和

功能检查。

(d) 根据下列原则处理客观测试结果存在的问题：

(1) 如果民航总局飞行模拟设备鉴定人员在鉴定期间发现客观测试结果存在问题，可以要求飞行模拟设备运营人重新进行客观测试或修改鉴定测试指南；

(2) 如果不能完成本规则相应鉴定性能标准所规定等级的客观测试，或判定客观测试的结果不满足所申请等级的要求，但是满足较低等级的要求，民航总局可以认定该飞行模拟设备属于较低等级。

(e) 主观测试为下列工作提供依据：

(1) 评估飞行模拟设备完成任务的能力；

(2) 确定飞行模拟设备能够达到相应训练、检查的目的，以及能够模拟出每一个机动操纵、程序或任务；

(3) 检验飞行模拟设备操纵系统的操作，仪表和系统的响应。

(f) 飞行模拟设备运营人接到民航总局的鉴定通知后，应当准备好为完成鉴定所需的所有专用设备和合格的技术支持人员。

(g) 如果民航总局飞行模拟设备鉴定人员在鉴定期间，计划完成特定的测试，需要使用专用设备或技术人员，那么应尽可能提前（通常不少于 24 小时）通知运营人。

(h) 除了本规则第 60.29 条规定的定期鉴定外，飞行模拟设备运营人还应随时接受民航总局未事先通知的符合性检查。如果飞行模拟设备处于使用状态，这种检查可由飞行模拟设备鉴定人员通过观察飞行模拟设备在训练或检查期间的运行进行。

第 60.23 条 飞行模拟设备客观数据要求

(a) 在鉴定期间为了评估飞行模拟设备的性能和操纵品质，飞行模拟设备运营人应当向民航总局提交航空器制造厂家的试飞数据。这些数据包括颁发型号合格证后因航空器性能、操纵品质、功能或其他特性发生变化所产生的数据（例如反映适航指令的数据），并且这些变化应当是影响到飞行机组成员训练、检查或获取飞行经历的变化。

(b) 飞行模拟设备运营人也可向民航总局提供其他来源的试飞数据。这些数据的采集和生成应当符合本规则鉴定性能标准中对数据试飞方法的相应规定。

(c) 飞行模拟设备运营人还可向民航总局提交预测数据、飞行手册数据或经民航总局认可的其他公共数据，以便用于支持飞行模拟设备获得特殊使用的批准。

(d) 数据或其他资料应当以民航总局认可的形式提交。

(e) 当航空器制造厂家或补充型号合格证持有人通知飞行模拟设备运营人，或飞行模拟设备运营人获悉，对于运营人训练大纲中使用飞行模拟设备，用于该设备编程和运行的数据已作增加、改版或修订，飞行模拟设备运营人应当及时报告民航总局。

(f) 应当按照试飞大纲采集用于确定飞行模拟设备性能和操纵品质的试飞数据。试飞大纲中包括下列内容：

(1) 试飞计划，包括必需的机动动作和程序，每个机动动作或程序应当包含：

(i) 试飞员或工程人员使用的程序和操纵输入；

(ii) 大气和环境条件；

(iii) 初始飞行条件；

(iv) 航空器的构型，包括重量和重心；

(v) 需要采集的数据；

(vi) 其他有关要素。

(2) 合格的试飞人员；

(3) 对所采集数据精度的约定；

(4) 合适且足够的数据采集设备或系统，并采用民航总局航空器合格审定机构认可的数据简化与分析的方法和技术；

(5) 数据采集设备和航空器性能测试仪表的校准应当是现行有效的，并且是基于公认的标准。

(g) 不管数据来源如何，这些数据都应当以支持飞行模拟设备客观测试方法的格式提交，并符合下列要求：

(1) 可清楚阅读，注释完整并且正确；

(2) 具有足够的分辨率，以便确定对本规则相应附录附件 2 中规定容差的符合性；

(3) 具有任何必要的信息指南；

(4) 没有对数据进行任何更改、调整和偏离，但是可以改变比例、数字化或处理为其他合适的表达方式。

(h) 为满足飞行模拟设备的某些鉴定要求，民航总局可要求进行补充试飞。完成补充试飞后，应当以支持客观数据的方式提交试飞报告。报告应当包含足够的数据和原理说明，用以支持飞行模拟设备的相应等级鉴定。

(i) 在开始试飞之前，任何必要的数据和试飞计划都应当经过民航总局的评审。

第 60.25 条 飞行模拟设备鉴定测试指南要求

(a) 由飞行模拟设备运营人提交给民航总局用于评审和批准的鉴定测试指南应当包括下列内容：

(1) 有飞行模拟设备运营人签名栏和民航总局批准签名栏的鉴定测试指南封面；

(2) 提供包括下列内容的飞行模拟设备信息页（对于互换型飞行模拟设备，要为飞行模拟设备的每个配置都提交单独的信息页）：

(i) 飞行模拟设备标识号码或代码；

(ii) 所模拟航空器的型号和系列号；

(iii) 空气动力数据修订号或出处；

(iv) 发动机型号及其数据修订号或出处；

(v) 飞行操纵数据修订号或出处；

(vi) 飞行管理系统标识和修订等级；

(vii) 飞行模拟设备型号和制造厂家；

(viii) 飞行模拟设备制造日期；

(x) 飞行模拟设备计算机标识；

(xi) 视景系统型号和制造厂家，包括显示类型；

(xii) 运动系统型号和制造厂家，包括自由度。

(3) 目录;

(4) 修订记录和有效页清单;

(5) 具有特定要求的符合性和能力声明。符合性和能力声明应当提供表明飞行模拟设备具备满足要求的能力的信息来源、对如何使用参考资料的解释、所使用的数学方程和参数值, 以及得出的飞行模拟设备符合要求的结论。至于何时要求符合性和能力声明, 可参见本规则相应附录附件 1 中的“附加说明”栏、附件 2 中的“测试细节”栏;

(6) 源数据、试飞数据或其他获得批准的数据;

(7) 完成客观测试需要的记录程序或设备;

(8) 本规则相应附录鉴定性能标准中规定的体现飞行模拟设备性能的客观测试结果;

(9) 本规则相应附录鉴定性能标准中规定的体现飞行模拟设备性能的演示结果;

(10) 使用的术语和符号表, 包括标号约定和单位;

(11) 关于本规则第 60.13 条 (b) (5) 的规定, 应当提供相关的证明文件。

(b) 每一个客观测试项目应当包括下列内容:

(1) 测试的名称;

(2) 测试的目的;

(3) 初始条件;

(4) 人工测试程序;

(5) 自动测试程序 (若适用);

(6) 比较飞行模拟设备测试结果和客观数据的方法;

(7) 执行自动测试的完整而准确的说明, 自动测试过程被驱动或受限制的全部参数列表;

(8) 执行人工测试的完整而准确的说明, 人工测试过程被驱动或受限制的全部参数列表;

(9) 相关参数、容差和飞行条件;

(10) 航空器测试数据来源，即指明文件名称和页码；

(11) 航空器测试数据复制件，如果复制件被放在单独的文件夹中，则应当提供一个指明有关数据位置的标识和页码对照表；

(12) 运营人获得的飞行模拟设备客观测试结果。每个测试结果都应当注明完成日期，并且清晰地标明为所测设备的结果；

(13) 完成特定测试或满足特定要求的声明，参见本规则相应附录附件 1 的附加说明和附件 2 的测试信息；

(14) 飞行模拟设备等级的其他信息。

(c) 鉴定测试指南客观测试结果的表示形式和方式：

(1) 运营人的飞行模拟设备测试结果应当以民航总局认可的方式记录，并且可以容易地比较飞行模拟设备的测试结果和航空器数据，例如使用多通道记录仪、行式打印机、交叉绘制、透明覆盖图和透明胶片等；

(2) 飞行模拟设备测试结果应当使用常用的航空器参数术语进行标注，而不是使用计算机软件中的标识；

(3) 鉴定测试指南中包含的航空器数据文件可以以照相的方式缩小，但是这样做不应改变图形的刻度划分，或导致刻度判读困难，或使分辨率太低以至于难以辨析；

(4) 图形上的刻度划分应当能够提供足够的分辨率以便对本规则相应附录附件 2 中诸参数进行评估；

(5) 对于涉及时间历程的测试，应当在试飞数据表单或其透明胶片和飞行模拟设备测试结果上清楚地标出合适的参考点，以确保以时间为参照基准对飞行模拟设备和航空器做出精确对比。在航空器数据上进行交叉绘图时，使用打印机记录的时间历程应当清晰。覆盖绘图不应该使基准数据变模糊。

(d) 鉴定测试指南中客观测试结果使用的编号系统，应当尽量按照本规则相应附录附件 2 中的编号系统制定。

(e) 在民航总局完成初始或升级鉴定以后，飞行模拟设备运营人应当用此次鉴定时所测试和演示的结果更新鉴定测试指南。更新后的鉴定测试指南将成为主鉴定

测试指南。主鉴定测试指南将作为后续鉴定的依据，在民航总局要求使用时应予以提供。

(f) 飞行模拟设备运营人应当在妥善的地方保存主鉴定测试指南。

(g) 在本规则颁布实施 72 个日历月后，所有主鉴定测试指南都应当采用民航总局认可的电子格式。电子格式的主鉴定测试指南应当包括从航空器试飞或其他经批准的方式获得的全部客观数据（经重新格式化或数字化）、本规则相应附录规定的相关客观测试结果和演示结果（经重新格式化或数字化），以及对鉴定所需设备的描述。用于确认飞行模拟设备性能和操纵品质的航空器原始试飞数据，其格式可以是数据供应商的原始数字化格式或原始试飞时间历程图形的电子扫描格式。

第 60.27 条 飞行模拟设备初始或升级鉴定

(a) 按本规则第 60.21 条的规定由民航总局对飞行模拟设备进行初始或升级鉴定以确定飞行模拟设备的等级。对每台需要进行初始或升级鉴定的飞行模拟设备，飞行模拟设备运营人除按照本规则第 60.13 条的规定进行申请外，还应当在早于计划鉴定日期的至少 40 个工作日之前向民航总局提交鉴定测试指南。

(b) 飞行模拟设备的初始或升级鉴定应当采用现行有效的鉴定性能标准。但是第 60.31 条规定的情况和下列情况除外：

(1) 民航总局更新了现有鉴定性能标准或颁布了新的鉴定性能标准，对下列情况，飞行模拟设备运营人可请求按订购合同签署时使用的鉴定性能标准进行初始或升级鉴定：

(i) 在更新了现有鉴定性能标准或颁布了新的鉴定性能标准后 20 个工作日内报告民航总局，已订购了飞行模拟设备；

(ii) 请求按订购合同签署时使用的鉴定性能标准进行初始或升级鉴定；

(iii) 在更新了现有鉴定性能标准或颁布了新的鉴定性能标准后 24 个日历月内进行鉴定，不可抗力情况除外。

(2) 请求应当包括对飞行模拟设备的描述，申请的鉴定等级，所模拟航空器的型号、序列号和其他有关的信息；

(3) 如果飞行模拟设备运营人提供了可接受的更新了的鉴定测试指南，经飞行

模拟设备运营人请求，在初始或升级鉴定时仍可采用更新前的测试、容差或其他要求；

(4) 初始或升级鉴定时使用的鉴定性能标准适用于飞行模拟设备的定期鉴定。

(c) 飞行模拟设备运营人提交的鉴定测试指南应当满足本规则第 60.25 条 (a)、(b)、(c) 和 (d) 的要求；

(d) 飞行模拟设备运营人可以在飞行模拟设备生产厂家完成鉴定测试指南的客观测试。这些测试应当在飞行模拟设备完成主要装配、系统和子系统具备功能并可以交联运行之后，拆装托运之前完成。在这种情况下，飞行模拟设备运营人应当在其训练场所，通过对鉴定测试指南中的全部客观测试重复进行代表性的抽样测试，证实飞行模拟设备的性能，将这些重复测试结果提交民航总局。这些抽样测试应当包括鉴定测试指南中至少三分之一的客观测试。鉴定测试指南中应当清楚地注明每项测试完成的时间和地点。

(e) 飞行模拟设备运营人可以在飞行模拟设备生产厂家完成鉴定测试指南的主观测试。这些测试应当在飞行模拟设备完成主要装配、系统和子系统具备功能并可以交联运行之后，拆装托运之前完成。在这种情况下，飞行模拟设备运营人应当在其训练场所，通过让原先完成这些测试的驾驶员（或具有类似资格的驾驶员）重复对这些主观测试进行代表性的抽查，并向民航总局提交声明，表明飞行模拟设备性能没有发生变化。报告中应当指明这些重复测试完成的时间和地点。

(f) 初始或升级鉴定需要大约 24 小时的模拟机时间，并包括下列内容：

(1) 审查飞行模拟设备运营人所完成的客观测试结果和规定的飞行模拟设备性能的演示结果；

(2) 鉴定人员从鉴定测试指南中选择至少 60% 的客观测试项目，选择的这些测试将由鉴定人员决定采用自动方式或人工方式进行；

(3) 鉴定人员确定并选择飞行模拟设备的主观测试，对本规则相应附录附件 3 描述的任务进行检查；

(4) 检查飞行模拟设备的功能，包括但不限于运动、视景、声音系统、教员操作台和所模拟航空器系统的正常操作与模拟故障。

第 60.29 条 飞行模拟设备定期鉴定

(a) 按本规则第 60.21 条的规定由民航总局对飞行模拟设备进行定期鉴定以确定飞行模拟设备是否保持初始或升级鉴定时的等级。

(b) 飞行模拟设备运营人应当照本规则第 60.13 条的规定进行申请。

(c) 定期鉴定需要安排 8 至 16 小时的模拟机时间，并包括下列内容：

(1) 审查飞行模拟设备运营人自上次定期鉴定以来所完成的客观测试结果和规定的飞行模拟设备性能的演示结果；

(2) 鉴定人员从上次定期鉴定以来飞行模拟设备运营人所完成的客观测试中任选至少 20%，并且从主鉴定测试指南中剩余的客观测试中任选至少 10%，选择的这些测试将由鉴定人员决定采用自动方式或人工方式进行；

(3) 鉴定人员确定并选择飞行模拟设备的主观测试，对本规则相应附录附件 3 规定的科目进行代表性抽查；

(4) 检查飞行模拟设备的功能，包括但不限于运动、视景、声音系统、教员操作台和所模拟航空器系统的正常操作与模拟故障。

第 60.31 条 飞行模拟设备附加鉴定

(a) 用户欲使用合格证在有效期之内的飞行模拟设备对飞行机组成员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历，超出了民航总局颁发给运营人飞行模拟设备合格证的规定范围时，则应当对该飞行模拟设备进行附加鉴定。

(b) 飞行模拟设备运营人除按照本规则第 60.13 条的规定进行申请外，还应当向民航总局提交下列文件：

(1) 为支持附加鉴定对主鉴定测试指南进行的所有更改；

(2) 描述为支持附加鉴定对飞行模拟设备进行的所有改装；

(3) 提交一份声明，表明由满足本规则第 60.13 条 (c) 要求的并经民航总局批准的驾驶员已对未鉴定的那些项目进行了主观评估。

(c) 民航总局在收到飞行模拟设备运营人按本条 (a) 提交的文件后 5 个工作日内，根据飞行模拟设备现有等级、有关飞行模拟设备的软件与硬件改装和主鉴定测试指南的更改情况，通知运营人：

(1) 有必要按本规则第 60.27 条的要求对飞行模拟设备进行完整的初始或升级鉴定；

(2) 只需对更改的部分进行鉴定，例如客观测试、性能演示或主观测试。

(d) 民航总局飞行模拟设备鉴定人员按照本规则第 60.21 条的要求对飞行模拟设备进行鉴定，并包括下列内容：

(1) 审查飞行模拟设备运营人所有更改的客观测试结果和所有更改的飞行模拟设备性能的演示结果，这些测试将由鉴定人员决定采用自动方式或人工方式进行；

(2) 鉴定人员确定并选择飞行模拟设备的主观测试，对本规则相应附录附件 3 描述的科目进行代表性抽查；

(3) 检查飞行模拟设备的功能，包括但不限于运动、视景、声音系统和教员操作台，所模拟的航空器系统的正常操作和模拟故障。

(e) 除本规则第 60.45 条规定外，飞行模拟设备运营人不得对飞行模拟设备进行改装。

第 60.33 条 新型别或新型号航空器飞行模拟设备的临时合格证

(a) 对新型别或新型号航空器飞行模拟设备，即使试飞数据没有获得航空器制造厂的最终批准，只要飞行模拟设备运营人提出申请并能够提供下列信息，经民航总局认可后，民航总局可以为其颁发飞行模拟设备临时合格证：

(1) 航空器制造厂家的预测数据，该数据已被一组有限的试飞数据验证；

(2) 对航空器制造厂家生成预测数据所采用方法的描述；

(3) 鉴定测试指南的测试结果。

(b) 除非民航总局另有规定，飞行模拟设备临时合格证有效期为 12 个月。

(c) 除非民航总局另有规定，飞行模拟设备运营人在航空器制造厂家发布最终试飞数据包后 6 个月内，但不能迟于颁发临时合格证后 12 个月，应当以航空器制造厂家批准的最终试飞数据包为基础，按本规则第 60.13 条的规定向民航总局申请初始鉴定。

(d) 获得临时合格证的飞行模拟设备，只可以根据本规则第 60.45 条的规定进行改装。

D 章 飞行模拟设备运行要求

第 60.35 条 飞行模拟设备的使用

将飞行模拟设备用于满足中国民用航空规章中的飞行机组成员训练、检查或飞行经历要求时，该设备应当满足本规则鉴定性能标准的规定，并且符合下列要求：

(a) 飞行模拟设备的单一运营人可以安排其他人员负责文件准备以及对飞行模拟设备进行检查和维护工作。但是，该飞行模拟设备运营人有责任确保完成这些工作所采取的方法以及达到的效果持续符合本规则的要求；

(b) 飞行模拟设备应当与民航总局颁发的合格证所描述的内容一致：

- (1) 航空器制造厂家、型号和序列号或组类航空器；
- (2) 所有科目和构型。

(c) 对于互换型飞行模拟设备，飞行模拟设备运营人可向民航总局申请相应等级。互换型飞行模拟设备的每个构型都应当接受民航总局的鉴定，例如运营人用互换型飞行模拟设备申请了一个航空器型别的两个型号的鉴定，那么要求两份鉴定测试指南或一份补充鉴定测试指南，并针对两个型号分别进行鉴定。

(d) 飞行模拟设备应当按照本规则相应鉴定性能标准的要求，通过检查、定期鉴定和相应的维护，持续保持其等级。

(e) 用于满足训练、检查或飞行经历要求过程中的飞行模拟设备的应用软件和程序的功能应当与民航总局鉴定时所使用的应用程序保持一致。

第 60.37 条 飞行模拟设备检查和维护要求

(a) 飞行模拟设备运营人使用或提供的飞行模拟设备应当满足下列要求：

(1) 每 12 个日历月内完成所有鉴定性能标准中的性能演示和客观测试。为完成这项工作，飞行模拟设备运营人至少每 12 个日历月内平均分四次完成上述工作，测试结果需经民航总局检查、批准。性能演示和客观测试的顺序和内容由飞行模拟设备运营人制订并提交给民航总局批准。在确定是否批准每次检查的测试顺序和内

容时，民航总局需考虑下列性能演示和客观测试项目之间的平衡和比例关系：

- (i) 性能；
- (ii) 操纵品质；
- (iii) 运动系统（如适用）；
- (iv) 视景系统（如适用）；
- (v) 声音系统（如适用）；
- (vi) 其他系统。

(2) 在每个飞行日历日开始使用飞行模拟设备之前，都应当按照本规则相应鉴定性能标准中的规定对飞行模拟设备进行飞行前功能检查。

(3) 在每 7 个连续日历日内，都应当按照本规则相应鉴定性能标准中的规定对飞行模拟设备进行至少一次飞行前功能检查。

(4) 建立故障记录本，确保在发现故障时，下列要求能够得到满足：

(i) 将每个故障记录在记录本中，并按照本规则第 60.43 条 (b) 的要求更正以后，将故障记录继续保留至少 30 天；

(ii) 对每个故障采取的更正措施和实施日期应当填入记录本。更正措施记录应保留至少 30 天；

(iii) 故障记录本应以民航总局认可的方式和形式保存，并且应放置在飞行模拟设备上或其邻近的地方。

(b) 飞行模拟设备运营人负责对飞行模拟设备进行维护，确保飞行模拟设备持续保持初始或升级鉴定时的等级和性能。

(c) 本条 (a) (2) 和 (3) 要求的飞行前功能检查，至少应当包括下列内容：

- (1) 飞行模拟设备外部有关液压、气源和电器连接的检查；
- (2) 检查在飞行模拟设备周围整个运动系统行程范围内没有潜在的障碍物；
- (3) 检查飞行模拟设备故障记录；

(4) 通过完成下列工作，对飞行模拟设备的主要系统和所模拟的航空器系统（例如驾驶舱仪表、操纵载荷以及设备冷却所需的充足气流）进行功能性检查：

- (i) 接通主电源，包括运动系统，并使其达到稳定状态；

(ii) 接通航空器电源，可以通过“快速起动”发动机、辅助动力装置或地面电源进行连接；

(iii) 全面检查照明灯泡的功能、带灯光的仪表和电门以及故障警告旗或其他指示等；

(iv) 检查飞行管理系统在有效的日期范围内；

(v) 选择起飞位置，如适用，从任何一名驾驶员位置观察视景系统的运行，例如光点、颜色的平衡和汇聚，边缘的匹配和混迭等；

(vi) 如适用，调整能见度值使之在跑道远端范围内并且解冻“位置冻结”或“飞行冻结”，从任何一名驾驶员位置增加推力，检查声音系统和发动机仪表的反应，沿跑道滑行，观察视景系统，使用减速板和刹车，检查减速板和刹车的可靠性以及运动系统，选择反推，检查正常操作和持续减速；

(vii) 如适用，选择在距跑道入口至少 8 公里的五边上的一个位置观察视景图像，从任何一名驾驶员位置适当调整飞机的构型，检查起落架和襟翼的正常操作，调整能见度以看到整个机场，解冻“位置冻结”或“飞行冻结”，快速地形成左右坡度检查操纵的感觉和自由度，观察飞机的正确反应、所模拟飞机的系统操作和视景系统；

(viii) 放出起落架和襟翼（如适用）；

(ix) 飞行到机场并着陆或选择起飞位置；

(x) 关停发动机，关闭灯光、主电源和运动系统；

(xi) 在飞行前功能检查中发现任何缺件、故障和不工作部件时，应当将这些检查结果记录在飞行模拟设备故障记录本中。

第 60.39 条 飞行模拟设备故障记录

执行飞行训练、检查或观察飞行经历等任务的飞行教员、飞行检查员、委任代表以及执行飞行前检查的人员等，只要发现飞行模拟设备存在故障，包括缺件、故障或不工作部件等情况，都应当将故障记录在故障记录本中。

第 60.41 条 飞行模拟设备记录保存和报告

(a) 飞行模拟设备运营人应当按下列要求保存每台飞行模拟设备的记录:

(1) 主鉴定测试指南及其修订;

(2) 飞行模拟设备初始或升级鉴定期间使用的程序拷贝, 初始或升级鉴定后所有程序更改的拷贝;

(3) 下列所有拷贝:

(i) 初始或升级鉴定测试结果;

(ii) 按本规则第 60.37 条 (a) 规定完成的客观测试和经批准的性能验证结果, 这些结果应保存 2 年;

(iii) 前 3 次或前 2 年定期鉴定的结果, 以时间较长者为准;

(iv) 按本规则第 60.11 条的规定, 相关人员对飞行模拟设备提出的意见, 这些意见至少保存 18 个月。

(4) 前 2 年故障记录本中记录的故障, 包括下列内容:

(i) 缺件、故障和不工作部件清单;

(ii) 故障纠正措施;

(iii) 采取纠正措施的日期。

(5) 初始或升级鉴定后, 对飞行模拟设备硬件构型进行改装的全部记录。

(b) 飞行模拟设备运营人应当保存使用飞行模拟设备的合格证持有人的最新记录。飞行模拟设备运营人至少每隔 12 个月向民航总局提供一份该记录清单的拷贝。

(c) 本条规定的记录应当以明语或编码形式保存, 用来保存和还原信息的编码方式应得到民航总局认可。

第 60.43 条 飞行模拟设备缺件、故障或不工作部件的运行

(a) 在进行需要相应部件正常工作的机动飞行、操作程序或飞行科目时, 任何人不得使用或提供使用带有相应缺件、故障或不工作部件的飞行模拟设备用于飞行机组成员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历。

(b) 除非民航总局有其他要求或另行批准, 每个缺件、故障或不工作部件都应当在 7 个日历日内进行修复或更换。在规定的时间内不能修复或更换部件将会导致

飞行模拟设备失去运行资格。

(c) 对于每个缺件、故障或不工作部件，应当在飞行模拟设备的相应部件上、临近的地方或相应部件的操纵装置上挂牌。当前的缺件、故障或不工作部件清单应当存放在飞行模拟设备内或临近地方以便于设备使用者查看。

第 60.45 条 飞行模拟设备改装

(a) 当民航总局或飞行模拟设备运营人确定飞行模拟设备存在下列任一情况，并且民航总局确定飞行模拟设备不能用于飞行机组成员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历，飞行模拟设备运营人应当对飞行模拟设备进行相应的改装：

- (1) 针对所模拟航空器的性能、功能或其他特性，航空器制造厂家或其他经批准的单位生成了新数据；
- (2) 航空器性能、功能或其他特性发生改变；
- (3) 操作程序或操作要求发生改变。

(b) 为保证飞行安全，民航总局认为有必要对飞行模拟设备进行改装，飞行模拟设备运营人应当按飞行模拟设备指令进行改装，而无需考虑初始鉴定标准。

(c) 对合格的飞行模拟设备进行改装前，飞行模拟设备运营人应当向民航总局提交改装报告：

(1) 报告应当包括完整的改装计划以及在操作和工程方面将对飞行模拟设备产生的影响；

(2) 报告应当包括由本规则第 60.13 条 (c) 规定的驾驶员签署的评估证明：

(i) 飞行模拟设备系统和子系统的功能与所模拟航空器的系统和子系统的功能等同；

(ii) 飞行模拟设备的性能和飞行品质与所模拟航空器的性能和飞行品质等同；

(iii) 驾驶舱构型与所模拟航空器的驾驶舱构型一致。

(3) 报告应当按民航总局认可的表格和方式提交。

(d) 飞行模拟设备运营人加装某些部件或装置来模拟航空器上的设备，对软件或硬件进行会影响飞行或地面空气动力特性的改装，包括修改飞行模拟设备程序、更换或改装主计算机，飞行模拟设备运营人更改或改装运动、视景、操纵载荷系统

或声音系统（对于要求声音测试和测量的飞行模拟设备等级），则适用下列情况：

(1) 飞行模拟设备运营人应当按照本条 (c) 的要求提交报告；

(2) 飞行模拟设备运营人应当在完成改装工作后，向民航总局提交所有与改装有关并经重新测试的客观测试结果，包括任何对主鉴定测试指南必要的更新；

(3) 除非得到民航总局的批准，飞行模拟设备运营人不得使用或提供经改装的飞行模拟设备用于飞行机组成员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历。在批准前，民航总局可要求对改装的飞行模拟设备按照初始鉴定标准进行鉴定或对其中的任何一部分进行鉴定。

(e) 飞行模拟设备运营人不得对飞行模拟设备进行改装，但有下列情形之一的除外：

(1) 对本条 (b) 或 (d) 规定的情形，飞行模拟设备运营人的改装计划需得到民航总局的批准；

(2) 对本条 (b) 或 (d) 未包括的情形，属于下列情形之一的：

(i) 飞行模拟设备运营人向民航总局递交改装计划后的 20 个工作日后，未收到民航总局批复；

(ii) 飞行模拟设备运营人向民航总局递交改装计划后的 20 个工作日内，民航总局批准了改装计划。

(f) 飞行模拟设备进行改装后，飞行模拟设备运营人应当将有关的改装情况，通知改装后首次计划使用该设备的所有合格证持有人。

(g) 在每次飞行模拟设备改装且一些客观测试结果受到改装的影响时，应当使用本规则第 60.25 条 (a) (6)、(7)、(8) 和 (9) 规定的客观测试结果和本规则第 60.23 条规定的相关试飞数据更新主鉴定测试指南。如果根据飞行模拟设备指令进行改装，改装指令和改装完成记录应当记录在主鉴定测试指南中。

第 60.47 条 本规则生效前鉴定合格的飞行模拟设备

(a) 除非飞行模拟设备指令要求或符合本条 (d) 的规定，在本规则生效日期前鉴定合格的飞行模拟设备，只要持续满足其初始或升级鉴定时采用的鉴定性能标准，将持续保持合格，但飞行模拟设备运营人应当遵守本规则的其他适用规定。

(b) 根据本规则第 60.49 条的规定，飞行模拟设备合格证失效，且在 2 年（含 2 年）以上时间内未按本规则第 60.49 条的规定重新获得合格证，在重新鉴定时，客观测试和性能演示应当遵循重新申请鉴定时现行有效的鉴定性能标准。

(c) 除本条 (d) 的规定，本规则生效日期后对任何飞行模拟设备初始鉴定等级的更改，需对飞行模拟设备按本规则要求进行初始或升级鉴定。

(d) 飞行模拟设备运营人可申请飞行模拟设备降级。民航总局可将已鉴定合格的飞行模拟设备进行降级处理，而不需要为新的等级进行初始鉴定。随后的定期鉴定中将使用现有的主鉴定测试指南，但需要做必要的修改以反映新的等级。

(e) 当飞行模拟设备运营人获得相应的验证数据并且获得民航总局的批准时，只要新的鉴定性能标准规定的测试和容差能够使本规则生效日期前鉴定合格的飞行模拟设备持续保持等级，运营人可以采用这些测试和相关容差，更新的测试和容差应当作为主鉴定测试指南的固定不变部分。

第 60.49 条 飞行模拟设备合格证自动失效和恢复程序

(a) 属于下列情形之一，飞行模拟设备合格证自动失效：

(1) 飞行模拟设备从一个位置移到另一个位置；

(2) 飞行模拟设备被拆卸（例如为了修理或改装），导致不能用于飞行机组成员进行满足规章要求的飞行训练、检查或获取飞行经历；

(3) 没有按本规则第 60.37 条的规定对飞行模拟设备进行维护和检查，导致不能保持初始或升级鉴定时的等级和性能；

(4) 主鉴定测试指南丢失或不可用，并且在 30 天内没有进行替换。

(b) 如果按本条 (a) 的规定合格证失效，则在下列任一情形下应当认定该合格证重新有效：

(1) 飞行模拟设备成功通过鉴定：

(i) 本条 (a) (1) 所述的情况，在重新投入使用前已按照初始鉴定的要求进行鉴定；

(ii) 本条 (a) (2) 所述的情况，在重新投入使用前已按照初始或升级鉴定的要求进行鉴定。

(2) 本条 (a) (3) 或 (4) 所述的情况, 飞行模拟设备运营人采取了纠正措施并经民航总局认可。

第 60.51 条 其他原因导致合格证失效和恢复程序

(a) 除本条 (c) 规定外, 民航总局采用下列程序通知飞行模拟设备运营人飞行模拟设备不再满足本规则鉴定性能标准:

(1) 以书面形式通知飞行模拟设备运营人, 飞行模拟设备不再满足本规则鉴定性能标准的某一部分或全部;

(2) 给出合理的期限但不少于 7 个工作日, 在此期限内允许飞行模拟设备运营人以书面形式就合格证问题提出自己的观点和意见;

(3) 在考虑所有现有材料后, 通知飞行模拟设备运营人关于飞行模拟设备合格证的决定;

(4) 如果通知飞行模拟设备运营人某些或所有飞行模拟设备合格证失效, 飞行模拟设备运营人收到该通知 30 天后, 该通知生效。但下列情形除外:

(i) 按本条 (c) 的规定, 为保障飞行安全而要求采取紧急措施;

(ii) 按本条 (b) 的规定, 飞行模拟设备运营人请求民航总局重新审议。

(b) 飞行模拟设备运营人请求民航总局重新审议对合格证做出的决定时, 适用下列程序:

(1) 飞行模拟设备运营人应当在收到某些或所有飞行模拟设备合格证失效通知之日起 30 天内请求民航总局重新审议;

(2) 飞行模拟设备运营人应当以书面形式向民航总局提交重新审议的申请;

(3) 如果在上述 30 天内收到飞行模拟设备运营人提交的重新审议的申请, 民航总局将暂停飞行模拟设备合格证失效的决定。

(c) 为保障飞行安全, 民航总局采取的措施与本条要求相冲突时, 将通知飞行模拟设备运营人:

(1) 撤消某些或全部飞行模拟设备合格证失效的决定, 并在飞行模拟设备运营人收到通知之日生效;

(2) 存在的问题以及撤销决定的原因。

第 60.53 条 飞行模拟设备指令

当民航总局决定，由于安全原因飞行模拟设备应当改装时，所有受影响的飞行模拟设备应当进行相应改装。

(a) 民航总局将飞行模拟设备指令以书面的形式通知飞行模拟设备运营人。

(b) 飞行模拟设备指令（包括指令的日期、进行这些改装的指示和应当完成改装的日期）应当保存在主鉴定测试指南的单独章节并标出相应的索引，主鉴定测试指南也应当更新，并满足本规则第 60.25 条 (a) (6)、(7)、(8) 和 (9) 的要求。

第 60.55 条 飞行模拟设备质量保证系统

(a) 飞行模拟设备运营人可以建立经民航总局批准的飞行模拟设备质量保证系统，该系统应当保证飞行模拟设备能够满足鉴定性能标准中相应的规定。

(b) 质量保证系统应当包括全部计划和所需的系统要求，以便按照相应标准、程序完成所有维护工作，持续保持飞行模拟设备性能。

(c) 民航总局发现质量保证系统不能保障飞行模拟设备按本规则要求正常运行时，可以发出纠正通知。飞行模拟设备运营人应当按照通知的要求对飞行模拟设备质量保证系统的缺陷进行纠正。

(d) 飞行模拟设备运营人应当指定至少一名管理人员，负责建立和纠正运营人质量保证系统的政策、措施和程序，并就本规则规定的所有事宜与民航总局联系。

(e) 质量保证系统应当包括用于下列各项完整、准确、定义明确的书面说明或程序：

(1) 管理部门所使用的方法，能够体现满足本规则、相应鉴定性能标准和建立质量系统的重要性；

(2) 管理部门用于确定满足规章标准和质量保证系统要求的方法，及不满足时采取的纠正和防止再次发生的方法；

(3) 管理部门用以确定飞行模拟设备运营人能够及时正常提供合格飞行模拟设备的方法；

(4) 对飞行模拟设备进行正常维护、维修、零件更换以及改装等工艺的标准、定义或描述，以及由何人、在何时、如何确定这些工艺满足标准；

(5) 为使质量保证系统符合本规则要求和持续保持飞行模拟设备的等级, 保存和控制技术参考文件、训练记录和其他文档的方法;

(6) 飞行模拟设备运营人采用何种标准 (例如训练或经验), 来选择从事飞行模拟设备检查、测试和维修 (预防性的和纠正性的) 的人员;

(7) 对飞行模拟设备的检查、测试和维修 (预防性的和纠正性的) 进行跟踪的方法;

(8) 对于民航总局计划实施的鉴定和每次鉴定的结果, 飞行模拟设备运营人向训练大纲审批部门报告的方法;

(9) 确保使教员、检查员和执行日常飞行前检查的人员能够确定飞行模拟设备及其运行存在缺陷的方法;

(10) 确保使教员、检查员和执行日常飞行前检查的人员在飞行模拟设备故障记录本中记录飞行模拟设备故障, 以及缺件、故障和不工作部件的方法;

(11) 确保使教员和检查员完整准确地记录飞行模拟设备在预定使用期间的中断次数和耽误训练、考试、检查或者获取飞行经历的时间, 及中断原因的方法;

(12) 飞行模拟设备运营人通知飞行模拟设备使用者由于缺件、故障和不工作部件而引起的模拟机使用限制的方法;

(13) 记录民航总局实施的鉴定和其他检查 (例如日常的飞行前检查, 运营人实施的检查等) 的方法, 内容包括鉴定或检查日期、测试结果、缺陷和建议以及所采取的纠正措施;

(14) 确保飞行模拟设备与所模拟的航空器构型一致, 以及确保批准改装后的最新构型系统功能正常的方法;

(15) 用于下列工作的方法:

(i) 确定预计的航空器改装是否会影响该航空器的性能、操纵、其他功能或特性;

(ii) 确定预计的飞行模拟设备改装是否会影响该飞行模拟设备的性能、操纵、其他功能或特性;

(iii) 与飞行模拟设备运营人的训练管理部门、其他用户 (例如租赁用户或服

务合同用户)和民航总局,就本条(e)(15)(i)和(ii)规定的事项进行沟通。

(16) 如何根据故障记录本中的信息排除故障,必要时修改飞行模拟设备的现行维护程序;

(17) 确定何时和怎样完成对软件或硬件的更改并跟踪,记录自初始提交相关文件以后所做的所有更改的方法;

(18) 确定飞行模拟设备在日常使用中满足相应标准的方法;

(19) 确定从最近完成训练、检查或者获取飞行经历的人员,正在使用飞行模拟设备进行训练、检查或建立飞行经历的教员和检查员,以及飞行模拟设备技术人员和维修人员,获取关于飞行模拟设备运行的独立反馈意见及说明对这些意见处理的方法;

(20) 如何对检验、测量和监控飞行模拟设备正确运行的设备进行精度校准和调整,包括对这种精度达到公认标准的可追溯性,以及如何将这些设备保持在一个良好的运行状态;

(21) 由何人、如何和以多长周期进行质量保证计划的内部审计,这些审计结果在何处、如何保管并向管理部门和民航总局报告。

(f) 除了专门指定的质量保证系统评估,民航总局还将对飞行模拟设备运营人质量保证系统的评估作为飞行模拟设备定期鉴定和未事先通知符合性检查的一部分。评估着重于质量保证系统的有效性和可行性,以及它在飞行模拟设备满足本规则要求的总体能力上所发挥的作用。

(g) 飞行模拟设备运营人可以将与保持飞行模拟设备等级有关的职责委托给他人,例如纠正性和预防性维修,安排并执行测试或检查,飞行前功能性检查等,但保持飞行模拟设备等级及质量仍是运营人的责任。

第 60.57 条 禁止的行为

任何人不得做出或诱使他人做出下列行为:

(a) 在鉴定申请、本规则要求的任何报告、测试结果和其他附件中有欺骗或故意提交虚假声明的行为;

(b) 在用于表明符合本规则规定的任何记录或报告中有欺骗、故意提交虚假声

明或明显遗漏的行为；

(c) 为了达到欺骗的目的，伪造或更改本规则要求的任何报告、记录或测试结果。

E 章 罚则

第 60.61 条 中止运行

飞行模拟设备运营人有下列行为之一的，民航总局可以中止其飞行模拟设备运行：

- (a) 未按本规则取得飞行模拟设备合格证，将飞行模拟设备用于飞行机组人员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历的；
- (b) 在飞行模拟设备鉴定过程中弄虚作假，骗取飞行模拟设备合格证的；
- (c) 没有按照本规则第 60.31 条的要求进行附加鉴定的。

第 60.63 条 警告或罚款

民航总局发现飞行模拟设备运营人有下列行为之一的，可以责令其停止违法行为并处以警告或 3 万元以下罚款：

- (a) 违反本规则第 60.57 条的规定的；
- (b) 没有按照本规则的要求对主鉴定测试指南、记录和报告进行有效管理，被民航总局认定为影响飞行模拟设备运行的；
- (c) 飞行模拟设备运营人没有按照本规则第 60.37 条要求对飞行模拟设备进行检查和维护，被民航总局认定为影响飞行机组人员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历的；
- (d) 飞行模拟设备运营人没有按照本规则第 60.45 条的要求对飞行模拟设备进行相应的改装，被民航总局认定为影响飞行机组人员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历的；
- (e) 在运行过程中没有按照规定对飞行模拟设备上的人员和安全设备进行有效管理，被民航总局认定为影响运行安全的。

F 章 附则

第 60.65 条 飞行模拟设备等级划分

(a) 飞行模拟机等级划分为 A、B、C、D 四个等级，各个等级模拟机详细的标准和测试在本规则相应附录的附件 1、2 和 3 中规定。

(b) 飞行训练器等级划分为 1、2、3、4、5 和 6 级，1 级作为保留，对于各个等级训练器详细的标准和测试在本规则相应附录的附件 1、附件 2 和附件 3 中规定。

第 60.67 条 施行

本规则自 2005 年 9 月 1 日起施行。

附录 A 飞机飞行模拟机鉴定性能标准

附件 1 飞机飞行模拟机一般要求

第 60.A.1.1 条 概则

(a) 本附件中关于飞机飞行模拟机（以下简称模拟机）和视景系统的某些要求应当有符合性和能力声明支持，并且在指定的情况下记录模拟机的性能，将其结果作为鉴定测试指南的一部分。关于符合性和能力声明的要求在本附件第 60.A.1.3 条模拟机最低要求的附加说明栏中注明。本附件要求的机场视景图像，应当代表真实的运行机场或代表专门为飞行机组成员进行训练、考试或检查而特别设计的虚构机场。

(1) 如果模拟的是真实的运行机场，视景表示和图像内容要与实际机场相匹配，机场的模拟精度应当满足本附件的规定和鉴定等级的要求。机场发生变化后，视景图像也应当进行相应改变。例如增加了跑道或滑行道，现有的跑道加长或永久关闭，跑道的磁方位发生了变化，航站楼、其他机场建筑物或周围地形发生了显著变化等。

(2) 如果使用虚构机场，需要评估这些机场（和必要的周边地区）的导航辅助设备与所有相应的航图、图表和其他导航参考资料的兼容性、完整性和精确性。这些项目应当与虚构机场的视景表示和图像内容相匹配，并且应当满足本附件的规定和鉴定等级的要求。提交符合性和能力声明，说明导航辅助设备的安装情况和性能（包括超障保护等）以及在该模拟机上适用的所有仪表进近标准。符合性和能力声明应当参考和说明终端区仪表程序手册中的信息以及所需航图、图表和其他导航资料的注解和可用性。这些资料上应当标明“训练专用”。

(b) 本附件规定了模拟机最低要求。对于特定等级模拟机的完整要求，还应当参考本附录附件 2 和附件 3 的要求。本附件第 60.A.1.3 条模拟机最低要求分为以下几个部分：

- (1) 驾驶舱一般构型；
- (2) 模拟机编程；
- (3) 设备操作；
- (4) 教员或检查人员使用的设备；
- (5) 运动系统；
- (6) 视景系统；
- (7) 声音系统。

第 60.A.1.3 条 模拟机最低要求

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
1. 驾驶舱一般构型						
a. 模拟机应当具有一个所模拟飞机驾驶舱的全尺寸复制品，其操纵装置、设备，能够看到的驾驶舱指示器、跳开关，隔板的位置要合适，功能要准确，并可对飞机进行复现。操纵装置和开关的移动方向应与所模拟的飞机一致。	X	X	X	X	驾驶员座椅要有能力使驾驶员达到在所模拟飞机上设计的眼点位置。	对于模拟机而言，驾驶舱应包括从驾驶员座椅调整到最后位置所对应的机身横截面之前的全部空间，包括附加的必需机组成员值勤位置以及驾驶员座椅后方必需的隔板所占用的空间。
b. 影响操作程序或导致可视的驾驶舱指示的跳开关，其位置应当与实际的完全一致、功能应当准确。	X	X	X	X		
2. 模拟机编程						
a. 飞行中通常遇到的阻力和推力的各种组合对空气动力变化的影响应符合实际飞行条件，包括飞机姿态、阻力、推力、高度、温度、全重、重心位置和构型变化的影响。	X	X	X	X		
b. 模拟机的计算能力、精度、分辨率和动态响应，应当满足所对应模拟机等级的要求。	X	X	X	X	要求符合性和能力声明。	
c. 应在飞机改进或相应数据发布的6个月内对模拟机的硬件和程序进行更新，除非经事先协调，民航总局另行批准。	X	X	X	X		
d. 地面操纵应达到容许在跑道范围内转弯并对侧风进近着陆时着陆和滑跑有足够控制的程度。	X					
e. 地面操纵和空气动力编程应包括：		X	X	X	要求符合性和能力声明。应当对模拟机性能	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
					进行测试，结果成为鉴定测试指南的组成部分。	
(1) 地面效应。		X	X	X	要有在地面效应中的升力、阻力、俯仰力矩、配平和功率等数据。	适用于飞机着陆前拉平、平飘以及着陆接地。
(2) 地面反作用。		X	X	X	要有起落架支柱压缩变化、轮胎摩擦、侧向力等数据。	飞机着陆接地时产生的反作用，随接地时的全重、空速、下降率等参数的变化而变化。
(3) 地面操纵特性，包括空气动力和地面反作用建模，其中包含转弯操纵、侧风操作、刹车、反推、减速和转弯半径。		X	X	X		
f. 模拟机应具有风切变模型，用于进行风切变现象识别和改出程序的飞行训练。教员和鉴定人员能够在下列关键飞行阶段使用这些模型： (1) 起飞滑跑抬前轮之前； (2) 离地时； (3) 初始爬升阶段； (4) 五边进近，低于 500 英尺离地高度。			X	X	此要求仅对涡轮喷气运输类飞机适用。应对模拟机性能进行测试，其结果作为鉴定测试指南的组成部分，参见本附录附件 4。	如果需要，在满足这些标准（参见本附录附件 4）的前提下，可以批准 A 级和 B 级模拟机用于风切变训练。风切变模型可由多个独立的、同时出现的风分量构成。
g. 模拟机应具备快速而有效地测试模拟机程序和硬件的手段。			X	X	要求符合性和能力声明。	可以采用自动系统，至少能够完成鉴定测试指南中的一部分测试。
h. 应提供模拟机硬件和软件的自动测试，以满足本附录附件 2 飞机飞行模拟机客观测试的要求。			X	X	要求符合性和能力声明。模拟机的测试结果应包括模拟机编号、日期、时间、条件、容差以及记录的与飞机标准数据作比较的相关因变量。	鼓励使用自动标记指示超差情况。

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
i. 运动系统、视景系统和驾驶舱仪表的相对响应应密切耦合，以提供综合的感觉提示。	X				响应应当在飞机开始响应的 300 毫秒内。	
		X	X	X	响应应当在飞机开始响应的 150 毫秒内。	
(1) 滞后： 这些系统应对驾驶员快速有力的操纵输入做出响应。该响应不能早于飞机做出的响应，可在飞机做出响应之后的 150 或 300 毫秒内开始。视景变化可以在运动响应之前开始，但是在完成具有不同信息的第一场视景扫描之前，应当出现运动加速度。	X	X	X	X	同时记录的内容有：(1) 驾驶杆、驾驶盘和脚踏模拟输出信号；(2) 装于运动系统平台、位于驾驶员位置附近合适位置上的加速度计的输出信号；(3) 到视景显示的输出信号（包括视景系统的模拟延迟）；(4) 到驾驶员姿态指引仪的输出信号，或民航总局批准的等效测试。应当记录模拟机性能，记录的结果应当与飞机在起飞、巡航、进近或着陆构型状态下的响应数据进行比较，并记录在鉴定测试指南中。	本测试的目的是验证模拟机提供的与飞机响应相似的仪表、运动和视景提示是否在规定的时间延迟内。应首选相应旋转轴上的加速度。模拟机的滞后响应是从操纵输入开始到相应的可感知到的仪表指示、视景系统响应或运动系统响应出现来测量的。
(2) 传输延迟。作为满足上述滞后要求的一种替代方法，传输延迟测试可用于演示模拟机系统未超过规定限制，对于 A 级模拟机限制为 300 毫秒，B、C、D 级模拟机限制为 150 毫秒。运营人应当通过阶跃信号的传输来测量经历传输后的全部延迟，阶跃信号传输从驾驶员的操纵开始，通过操纵载荷电子设备，并使用握手协议，按正确的顺序与全部模拟软件模块交连，最后通过正常输出接口到达仪表显示、运动系统和视景系统。	X	X	X	X	要求符合性和能力声明。根据驾驶员的飞行操纵输入确定一个可记录的测试起始时间。测试过程中信号的传输应包含正常运算所耗费的时间，并且不得改变信息在软、硬件系统中的流程。传输延迟只需在每个轴上测量一次，与飞行条件无关。如果采用此方法，运营人应分别在俯仰、滚转、偏航方向上至少各完成一次上述测试，来演示与飞机滞后响应有关的模拟机滞后响应。应对模拟机性能进行记录，其结果作为鉴定测试指南的组成部分。	传输延迟是操纵输入和相应硬件（例如仪表、运动系统和视景系统）响应之间的时间。
j. 模拟机应当至少在下面跑道条件下准确地再现停止时间和距离： (1) 块状湿跑道；			X	X	要求符合性和能力声明。对模拟机的性能应进行记录，其结果作为鉴定性能标准的组成部分。	对于干、湿、结冰跑道条件的客观测试在本附录附件 2 中说明。

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
(2) 块状结冰跑道； (3) 接地区域中湿的橡胶残余物。						
k. 模拟机应当准确地模拟刹车和轮胎故障的动态特性（包括防滞失效）和因刹车温度高而导致的刹车效应减弱。			X	X	要求符合性和能力声明。对于初始和定期鉴定要求完成演示并记录。应记录由于刹车温度高而导致刹车效应减弱的模拟机性能，其结果作为鉴定测试指南的组成部分。	模拟机的俯仰、侧向载荷和方向控制特性应能代表所模拟的飞机。
l. 模拟机应当模拟飞机的结冰效应。			X	X	在初始和定期鉴定中要求进行演示。	
m. 模拟机的空气动力建模包括： (1) 低高度平飞地面效应； (2) 高高度马赫数效应； (3) 机身结冰效应； (4) 正常推力和反推推力的动态变化对操纵纵面的影响； (5) 侧滑产生的非线性气动弹性表现。				X	要求符合性和能力声明，应当包括对侧滑产生的非线性气动弹性表现的计算依据。初始和定期鉴定要求演示结冰效应。应当记录模拟机的性能，其结果作为鉴定测试指南的组成部分。	关于地面效应的进一步信息参见本附录附件 2 第 60.A.2.7 条。
n. 模拟机应有故障诊断分析程序和测试结果打印功能支持的软件和硬件控制方法。				X	要求符合性和能力声明。	
3. 设备操作						
a. 飞机模拟过程中所涉及的全部相关仪表指示应自动地对操纵装置的移动或所模拟飞机受到的外部干扰（例如紊流、风切变）作出响应。	X	X	X	X	涉及的数值应当使用在我国所应用的相应单位来表示。	
b. 通信和导航设备应与所模拟飞机上的一致，并在机载设备规定的误差范围内工作。	X	X	X	X		关于远程导航设备的进一步信息参见本附录附件 3 第 60.A.3.1 条(d) 款。
c. 模拟的飞机各个系统的工作应当与飞机	X	X	X	X		

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
各系统在地面和飞行中正常、非正常和紧急条件下的工作相同。						
d. 模拟机为驾驶员提供的操纵装置的操纵力和行程应当与所模拟飞机的一致。在相同的飞行条件下，模拟机对操纵的反应应与飞机的相同。	X	X	X	X		
4. 教员或检查人员使用的设备						
a. 除了飞行机组成员的位置外，还应当为教员或检查员和监察员留有两个合适的座位。在这些座位上，应有足够的视野观察驾驶员面板和前窗。	X	X	X	X	除飞行机组成员座位外，其他座位不需要与飞机的座位相同，但要装配同样的限制装置。	
b. 模拟机应当安装控制机构，使教员或检查人员可以控制所需的全部系统变量，将运营人的机组使用手册中描述的全部非正常、紧急条件输入到模拟机。	X	X	X	X		
c. 模拟机应当有教员或检查人员能够设定风速和风向的功能。	X	X	X	X		
d. 模拟机应当有教员或检查人员能够设定地面和空中危险情况的功能。			X	X		例如穿越正在使用跑道的其他飞机，拥挤的空中交通等。
5. 运动系统						
a. 运动系统应当有驾驶员可以感知的运动（力）提示，该提示代表了飞机的运动。	X	X	X	X		例如接地提示应随所模拟飞机的下降率不同而变化。
b. 模拟机应当有至少三个自由度的运动系	X				要求符合性和能力声明。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
统。						
c. 模拟机应当有至少四个自由度的运动系统（至少有俯仰、滚转、偏航、升降）。		X			要求符合性和能力声明。	
d. 模拟机应当具有至少能产生相当于六自由度具有协调性的运动（力的提示）平台系统。			X	X	要求符合性和能力声明。	
e. 模拟机应当提供下列特殊效果编程： (1) 使用刹车时的推力效果； (2) 跑道上的振动、减震支柱压缩变化、地速的影响和不平坦跑道特性； (3) 扰流板（或减速板）放出和反推引起的地面抖振； (4) 前起落架和主起落架离地后的抖动； (5) 收、放起落架时的抖振； (6) 襟翼和扰流板（或减速板）放出引起的空中抖振； (7) 失速抖振，但不必超出民航总局审定批准的失速速度 V_s （如果适用）； (8) 有代表性的主起落架和前起落架的接地感觉； (9) 前轮拖胎（如果适用）； (10) 马赫数抖振。		X	X	X	要求定性评估，以便确定其效果能够代表所模拟的飞机。	
f. 模拟机应当提供在驾驶舱内感觉到的由于操纵飞机或大气干扰引起的特征抖振运动（例如高速抖振、起落架和襟翼放出、拖胎、失速抖振、大气紊流等）。				X	应记录模拟机的性能（主要是振幅和频率），并与飞机数据进行比较。其结果作为鉴定测试指南的一部分。对于大气紊流，可以使用与试飞数据接近的通用颠簸模型。	应当为模拟机编制程序和配备仪表，以便测量特征抖振模式，并与飞机数据进行比较。

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
6. 视景系统						
a. 模拟机应当装有提供驾驶舱外景像的视景系统。	X	X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
b. 模拟机应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 45°、垂直 30° 的准直视场。两个驾驶员座位上的视景系统应当同时工作。	X	X			要求符合性和能力声明。	
c. 模拟机应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 75°、垂直 30° 的准直视场。两个驾驶员座位上的视景系统应当同时工作。			X	X	要求符合性和能力声明。提供驾驶舱交叉视场（两个驾驶员同时）的广角系统应当提供最小 150° 的水平视场。	
d. 对于夜间图像，模拟机应具有可操纵的着陆灯光。	X	X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。若使用黄昏或黎明图像，则要求有可操纵的着陆灯光。	
e. 模拟机教员台应当可以进行下列控制： (1) 云底高； (2) 能见度（以公里或英里为单位）和跑道视程（以米或英尺为单位）； (3) 机场选择； (4) 机场灯光。	X	X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
f. 每个机场图像显示应当包括下列内容： (1) 机场跑道和滑行道； (2) 跑道轮廓： (i) 跑道道面和标志； (ii) 使用跑道的灯光，包括跑道入口、边界、中线、接地区、VASI（或 PAPI），以及颜色合适的进近灯光； (iii) 滑行道灯光。	X	X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
g. 可见到跑道特征的距离，从位于跑道延伸		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
<p>方向 3 度下滑道上的飞机上测量到跑道入口的距离。这些距离应满足下列要求：</p> <p>(1) 跑道轮廓、频闪灯、进近灯、跑道边界白灯、VASI 或 PAPI 系统灯光，在距跑道入口 8 公里（5 英里）处可见；</p> <p>(2) 跑道中线灯和滑行道轮廓，在距跑道入口 4.8 公里（3 英里）处可见；</p> <p>(3) 入口灯和接地区灯，在距跑道入口 3.2 公里（2 英里）处可见；</p> <p>(4) 对于夜间图像，跑道标志在着陆灯光范围内可见；对于昼间图像，跑道标志在达到 3 弧分分辨率时可见。</p>						
<p>h. 模拟机提供的视景系统应当与空气动力的程序设计匹配。</p>	X	X	X	X		
<p>i. 在模拟机与飞机相对应的着陆构型下，主轮高于接地区 30 米（100 英尺）时，应当对模拟机的可视地面区段和视景内容进行验证。提交的数据应至少包括下列内容：</p> <p>(1) 飞机静态尺寸：</p> <p>(i) 从主起落架到下滑道接收天线的水平和垂直距离；</p> <p>(ii) 从主起落架到驾驶员眼点的水平和垂直距离；</p> <p>(iii) 驾驶舱的静态倾角。</p> <p>(2) 进近数据：</p> <p>(i) 跑道标识；</p> <p>(ii) 从跑道入口到跑道延长线上方下滑道</p>	X	X	X	X	<p>鉴定测试指南应当包括相应的计算过程和结果以及图示，显示用于确定飞机位置和可视地面区段的相应数据。该可视地面区段是根据飞机的姿态（驾驶舱倾角）和 366 米（1200 英尺）的跑道视程确定的。应当根据鉴定测试指南的计算数据测试模拟机性能。运营人应当为每台模拟机提供此类数据（不考虑以前的鉴定标准），用于确定该模拟机是否具有实施所有精密仪表进近的能力。</p>	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
截获点的水平距离； (iii) 下滑道坡度； (iv) 进近时的飞机俯仰角。 (3) 人工测试使用的飞机数据： (i) 全重； (ii) 飞机构型； (iii) 进近空速。						
j. 模拟机应当提供着陆期间判断下降率（深度感觉）所必需的目视提示，包括： (1) 跑道、滑行道和停机坪的道面； (2) 地形特征。		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
k. 模拟机应当有能力提供夜间和黄昏或黎明图像，包括通用地形特征和重要地标，并且无明显的量化痕迹。			X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。在夜间和黄昏或黎明图像中应当能够识别出可见的地平线和通用地形特征。	通用地形特征的样例包括田地、道路和水库等。
l. 模拟机应当提供： (1) 与模拟机姿态有关的准确环境图像。	X	X	X	X	要求在初始鉴定时演示。 如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定时要求再次演示。	通过比较视景图像显示的地平线俯仰和滚转角与姿态仪表的指示来确定目视姿态与模拟机姿态是否一致。
(2) 快速确认视景系统颜色、跑道视程、聚焦程度和光强度的方法。			X	X	要求符合性和能力声明。要求在初始鉴定时演示。 如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
m. 模拟机应当提供至少三个机场的视景图像，包括：			X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
(1) 跑道、滑行道和停机坪的道面； (2) 所有跑道上的相应颜色灯光，包括跑道入口、边界、中线、VASI 或 PAPI 和正在使用跑道的进近灯光； (3) 机场滑行道灯光； (4) 地形特征，包括运营人面向航线飞行训练科目中涉及的停机坪和建筑物。						
n. 模拟机应当有能力产生至少 10 层遮挡。			X	X	要求在初始鉴定时演示。 如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
o. 模拟机应当有能力表现下列天气现象： (1) 可变的云层浓度； (2) 局部模糊的地面景象，即从疏云到裂云产生的效果； (3) 云雾的逐渐消散； (4) 块状雾； (5) 雾对机场灯光的影响。			X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。这些天气现象应当在以机场为中心的 16 公里(10 英里)半径范围内，机场上空 610 米(2000 英尺)及以下高度上表现。	
p. 面分辨率应当使用在驾驶员眼点观察时占 3 弧分视角的物体测试图形来演示。			X	X	要求符合性和能力声明，并应当包括有关的计算过程和结果。要求在初始鉴定时演示。如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
q. 光点大小不得超过 6 弧分。			X	X	要求符合性和能力声明，并应当包括有关的计算过程和结果。要求在初始鉴定时演示。如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
					次演示。	
r. 光点对比度不得低于 25:1。			X	X	要求符合性和能力声明, 并应当包括有关的计算过程和结果。使用 1 度光点光度计测量至少 1 度的范围内填满了光点的方格 (即, 正好可以区分光点调制), 并与相邻的背景进行比较。要求在初始鉴定时演示。 如果初始鉴定后本功能有问题, 民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
s. 模拟机应当能够提供: 具有足够图像细节的昼间、夜间、黄昏或黎明景象, 以便识别机场、地形和机场周边的主要地标。图像细节同时应允许驾驶员能够顺利完成目视着陆。模拟机驾驶舱的环境灯光应当与显示的图像动态一致。				X	要求在初始和定期鉴定时演示。昼间景象应当构成整个驾驶舱昼间环境的一部分, 该环境至少能表现阴天时驾驶舱内的光线强度。对于昼间景象, 这样的环境灯光既不能冲淡昼间景象的显示, 也不能使两个驾驶员位置膝盖高度处的仪表进近图上反射光的亮度低于 $17\text{Cd}/\text{m}^2$ (5 英尺·朗伯)。这些要求适用于任何等级装有昼间景象的模拟机。	亮度能力可以通过使用光点计测量白光测试图形来演示。 昼间视景系统是至少能产生全色模拟的视景系统, 对于昼间图像细节, 相当于 4000 个边或 1000 个面产生的画面, 对于夜间和黄昏图像细节, 相当于 4000 个光点产生的画面。在飞行员眼睛位置 (最大亮度) 测量的亮度为 $20\text{Cd} / \text{m}^2$ (6 英尺·朗伯)。当模拟机处在运动状态时, 图像显示无明显的量化痕迹和其他扰乱视觉的现象。

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
(1) 模拟机的视景系统应当提供最小 5:1 的对比度。				X	应当显示一个光栅扫描测试图。该图占满整个视景画面（三个或三个以上通道），由不小于 5°、不大于 10° 的方格组成的黑白方格阵列构成。位于每个通道中心的白方格最小亮度阈值为 7Cd/m ² （2 英尺·朗伯）。测量的通道中心（白）方格的亮度值除以测量的任一相邻（暗）方格的亮度值就得到对比度。	使用 1 度光点光度计测量亮度值。
(2) 模拟机的视景系统应当提供不小于 20Cd/m ² （6 英尺·朗伯）的高亮度。				X	应当使用上述完整测试图形，将每个通道中心白方格的整个区域叠加成最亮的区域，然后测量该白方格的亮度。可以使用随机扫描方法来增强光栅亮度，但不能使用单独的光点或光点阵列。	使用 1 度光点光度计测量亮度值。
t. 模拟机应当提供可用的视景图像，能够表现出已知的可使驾驶员产生着陆感觉的物理关系。				X	要求在初始和定期鉴定时演示。	例如短跑道、跨水着陆进近、具有坡度的跑道、进近路线中的起伏地形、独特地貌等。
u. 模拟机应当能够在起飞、进近和着陆期间表现雷暴附近的轻度、中度和重度降水的特殊天气现象。				X	要求在初始和定期鉴定时演示。这些天气现象应当在以机场为中心的 16 公里（10 英里）半径范围内，机场上空 610 米（2000 英尺）及以下高度上表现。	
v. 模拟机应当能够表现有积雪覆盖的跑道和湿跑道视景图像，包括潮湿环境对跑道灯光的反射，积雪环境中部分模糊的灯光或适当的可作为替代的效果。				X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
w. 模拟机应当表现全部机场灯光的真实颜				X	要求在初始和定期鉴定时演示。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
色和方向性。						
7. 声音系统						
a. 驾驶员的操纵动作导致的驾驶舱声响应与真实飞机在相同情况下发出的声响一致。	X	X	X	X		
b. 模拟机应当准确地模拟降水、风挡雨刷声响和正常操作期间驾驶员能感觉到的其他重要的飞机噪声，包括飞机坠毁的声响（当模拟机以非正常姿态着陆或超过起落架结构极限时），正常发动机和反推声响，以及收放襟翼、起落架和扰流板的声响。			X	X	要求符合性和能力声明，要求在初始和定期鉴定时演示。	
c. 模拟机应当提供振幅和频率都比较逼真的驾驶舱噪声和声响。				X	应当记录模拟机的性能，并与在飞机上记录的同一种声响进行振幅和频率比较，将测试结果作为鉴定测试指南的一部分。这些声响应当至少包括降水、风挡雨刷、发动机和机身的声响。	

附件 2 飞机飞行模拟机客观测试

第 60.A.2.1 条 测试要求

(a) 确定飞机飞行模拟机（以下简称模拟机）等级所要求的地面和飞行测试项目在本附件第 60.A.2.3 条模拟机客观测试标准中列出。每一项测试都应当提供计算机生成的模拟机测试结果。如果测试所要求的飞行条件或运行条件对所模拟的飞机或申请的鉴定等级不适用，则可以忽略（例如一台发动机失效中断进近对单发飞机，使用反推操纵的动作对无反推能力的飞机，着陆测试对 A 级模拟机等不适用的情况）。每项测试结果都要与本规则第 60.23 条规定的试飞数据进行比较。尽管鼓励对所有模拟机都使用驱动程序自动完成这些测试，并且对 C 级和 D 级模拟机要求进行这些自动测试，但每项测试都应能够由人工完成，并可以记录全部适用的参数。这些测试结果应当在多通道记录仪、行式打印机或民航总局认可的其他适用记录设备上生成。每项测试都应当标明时间历程，除非在本附件第 60.A.2.3 条模拟机客观测试标准中指明了其他方法。所有测试结果应当标明规定的容差和单位。

(b) 本附件第 60.A.2.3 条模拟机客观测试标准规定了要求的测试结果，包括用于模拟机验证的参数、容差和飞行条件。由于空气动力建模，以及基准数据的采集、推导经常是不精确的，所以对列出的测试提供了容差。模拟机客观测试标准中列出的全部容差用来衡量模拟机的性能。当对同一个参数提供了两个容差时，可采用对模拟机性能要求较低的那个，另有说明的情况除外。

(c) 本附件第 60.A.2.3 条模拟机客观测试标准中的某些测试应当由符合性和能力声明来支持，对符合性和能力说明的要求在测试细节栏中指明。

(d) 使用运行判断或工程判断对用于模拟机验证的试飞数据适用性进行评估时，这种判断不能只局限于单一参数。例如，呈现出被测参数急剧变化的数据可能需要插值或只选取最适合的数据。为了能够做出全面解释，应当提供与设置的机动动作或飞行条件有关的全部参数。当模拟机数据与飞机数据在整个时间历程内难以或不可能匹配时，应当通过比较其他有关变量来证明两者之间差异的合理性。

(e) 模拟机应能表现飞机以典型的运行重量和重心进行正常运行时的性能和操纵品质，另有说明的情况除外。如果一个测试使用的支持数据是极限重量或极限重心状态下的飞机数据，则鉴定测试指南中还应当有一个使用中间状态，或尽可能接近另一个极限状态下的飞机数据作为支持数据的测试，民航总局另有批准的情况除外。操纵品质测试应当包括对增稳设备的验证。

(f) 将测试中列出的参数与相应的飞机参数进行比较时，还应提供足够的的数据以检验飞行条件和飞机构型变化的正确性。例如，为了在静稳定性测试中证明操纵力在 $\pm 2.22\text{daN}$ （5 磅）容差范围内，还应当提供表明正确的空速、功率、推力或扭矩、飞机构型、高度和其他有关识别参数的数据。如果比较短周期动态特性，可采用将法向加速度与飞机数据进行比较的方法，但还应当提供空速、高度、操纵输入、飞机构型和其他有关数据。如果比较起落架变化动态特性，可采用将俯仰角、空速和高度

与飞机数据进行比较的方法，但还应提供起落架的位置数据。应当清楚地标明所有空速值是指示空速、校正空速还是其他类型空速，并和用于比较的空速类型一致。

(g) 运营人在提供的鉴定测试指南中，应当清楚地说明每一项测试中是如何设置和操作模拟机的，并对每一项测试都应提供具有清楚详细测试步骤的人工测试程序。应完成对模拟机的全面综合测试，以确保整个模拟机系统符合规定的标准，也就是说，不能只是独立地测试模拟机的各个子系统。

(h) 在那些允许使用抽点打印结果代替时间历程结果的客观测试实例中，运营人应当确保在抽点打印捕获数据的时刻之前 5 秒一直到该时刻之后 2 秒存在一个稳定状态。

(i) 对于在本规则生效之前鉴定合格的模拟机，如果运营人已经向民航总局提交了修订过的主鉴定测试指南并得到批准，则可以在后续定期鉴定中使用本附件的测试和容差。

(j) 接受鉴定的模拟机所使用的发动机模型模拟的是飞机制造厂家试飞时所用的发动机。对于替代发动机（试飞时所用发动机的衍生型或其他制造厂家的发动机）模型的鉴定，要求进行使用该替代发动机模型的附加模拟机测试。如果替代发动机推力与试飞所用发动机推力相差 5% 以上，则要求使用在安装了替代发动机的飞机上获得的试飞数据。如果飞机制造厂家证明对模拟机发动机模型的唯一影响是推力，而与替代发动机有关的其他变量（如阻力和推力矢量）没有变化或没有明显变化，则可以使用同样的初始条件，将试飞数据中的推力用作替代发动机模型的驱动参数，来进行附加的模拟机测试。

(k) 运动系统测试应满足下列要求：

(1) 对于俯仰、滚转和偏航的角位移、角加速度和角速度最低要求，应能围绕一个共同的参考点进行测量，并且通过每次只驱动一个自由度来实现；

(2) 对于升降、横移和纵摆的位移、加速度和速度最低要求，可使用位置不同但可视为相同的参考点进行测量，并且也应通过每次只驱动一个自由度来实现。

(1) 在本附件中，对计算机控制的飞机或其他高增稳飞机的模拟机进行测试，要求有正常和非正常控制状态下试飞数据，某些只需要正常控制状态下数据的测试除外。如果测试结果与控制状态无关，则可使用非正常控制状态下的数据。在本附件第 60.A.2.3 条模拟机客观测试标准中的所有测试都要求有正常控制状态的测试结果，另有说明的情况除外。在适用的情况下，应当记录下列项目在正常控制和非正常控制状态下的试飞数据：

(1) 驾驶员操纵装置的偏移或以电子形式的操纵输入，包括操纵输入的位置；

(2) 飞行操纵面的位置，对于测试结果不受操纵面影响或测试结果与操纵面无关的情况不需做此记录。

(m) 如果在计算机控制飞机的模拟机驾驶舱里使用了飞机的硬件（例如“侧杆操纵装置”），则某些测试将不再被要求。在“测试细节”栏中注明：对于计算机控制的飞机，如果模拟机上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不要求此测试。然而在这种情况下，运营人应提交一份声明，即飞机硬件满足并持续满足相应的制造厂家的规范，并且运营人应具有关于这一事实的支持信息，以便民航总局对此进行评估。

(n) 如果客观数据中存在风的数据，则应将风矢量作为数据表示的一部分清楚地注明，使用常规术语表达，并将相对于测试所用跑道的方向标注出来。

(o) 只有在所要求的符合性和能力声明中，指出运动系统的设计和制造可以使模拟机在其最大位移、加速度和速度能力（参见模拟机客观测试标准中运动系统部分）范围内安全运行，民航总局才会鉴定该模拟机。

(p) 在模拟机客观测试标准表格中最后一列备注栏中标明“是”的，是指对于 A 和 B 级模拟机，相应的测试项目可参照第 60.A.2.11 条获取使用替代数据、程序和专用仪器的附加信息。

第 60.A.2.3 条 模拟机客观测试标准

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
1. 性能									
a. 滑行									
(1) 最小转弯半径。	飞机转弯半径: ± 0.9 米(3英尺) 或 20%	地面或起飞		X	X	X	记录主轮和前轮转弯半径。除了飞机要求不对称的推力或刹车转弯外, 本测试应在不使用刹车, 只使用最小推力的情况下完成。		是
(2) 转弯率与前轮偏转角。	转弯率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ$ /秒	地面或起飞		X	X	X	至少记录两个转弯速度下的数据, 其中一个速度大于以最小转弯半径转弯的速度, 另一个速度是在前者的基础上至少再增大 5 海里/小时。		是
b. 起飞									
(1) 地面加速时间和距离。	时间和距离: $\pm 5\%$ 或 时间: $\pm 5\%$ 距离: ± 61 米 (200 英尺)	地面或起飞	X	X	X	X	记录加速时间和距离, 记录范围至少应为整个起飞滑跑段 (从松刹车到达到抬轮速度 V_R) 的 80%。可以采用未经修正的飞机适航审定数据。		是
(2) 地面最小操纵速度 (V_{MCG}), 只使用空气动力操纵 (按照适用的适航标准)。或低速时发动机失效的地面操纵特性。	最大飞机横侧偏移: $\pm 25\%$ 或 ± 1.5 米 (5 英尺) 对于模拟带有可逆飞行操纵系统飞机的模拟机: 方向舵脚蹬力: $\pm 10\%$ 或 ± 2.22 daN (5 磅)	地面或起飞	X	X	X	X	模拟机的发动机失效速度应当在飞机发动机失效速度的 ± 1 海里/小时之内。测试中, 发动机推力的衰减应由适用于模拟机的相应型号发动机的数学模型产生。		是
(3) 最小离地速度	空速: ± 3 海里/小时	地面或起飞	X	X	X	X	应记录主起落架减震支柱的压缩量或等效		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(V _{mu}) 或飞机制造厂家提供的等效速度。	俯仰角: ±1.5°						的空地信号。从开始抬头之前, 小于开始抬头速度 10 海里/小时时记录。升降舵的操纵输入应当与飞机数据精确匹配。		
(4) 正常起飞。	空速: ±3 海里/小时 俯仰角: ±1.5° 迎角: ±1.5° 高度: ±6.1 米 (20 英尺) 对于模拟带有可逆飞行操纵系统飞机的模拟机: 驾驶杆力: ±10% 或 ±2.22daN (5 磅)	地面或起飞和第一阶段爬升	X	X	X	X	记录从松刹车到至少 61 米 (200 英尺) 离地高度的起飞剖面。		是
(5) 起飞中关键发动机失效。	空速: ±3 海里/小时 俯仰角: ±1.5° 迎角: ±1.5° 高度: ±6.1 米 (20 英尺) 坡度和侧滑角: ±2° 对于模拟带有可逆飞行操纵系统飞机的模拟机: 驾驶杆力: ±10% 或 ±2.22daN (5 磅) 驾驶盘力: ±10% 或 ±1.33daN (3 磅) 方向舵脚蹬力: ±10% 或 ±2.22daN (5 磅)	地面或起飞和第一阶段爬升	X	X	X	X	记录在接近最大起飞重量的情况下, 从发动机失效前到离地高度至少为 61 米 (200 英尺) 的起飞剖面。模拟机的发动机失效速度应在飞机数据的 ±3 海里/小时范围内。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(6) 侧风起飞。	空速：±3 海里/小时 俯仰角：±1.5° 迎角：±1.5° 高度：±6.1 米（20 英尺） 坡度和侧滑角：±2° 对于模拟带有可逆飞行操纵系统飞机的模拟机： 驾驶杆力：±10% 或 ±2.22daN（5 磅） 驾驶盘力：±10% 或 ±1.33daN（3 磅） 方向舵脚踏力：±10% 或 ±2.22daN（5 磅）	地面或起飞和第一阶段爬升	X	X	X	X	记录从松刹车到离地高度至少为 61 米（200 英尺）的起飞剖面。要求测试的数据，包括风剖面信息（即风速和方向与高度的关系），至少 20 海里/小时的侧风分量，但不超过飞机最大（或最大演示）侧风。		是
(7) 中断起飞。	时间：±5% 或 ±1.5 秒 距离：±7.5% 或 ±76 米（250 英尺）	地面或起飞	X	X	X	X	记录从使用刹车到完全停止的时间和距离。飞机重量应当接近或等于最大起飞全重。可自动或人工施加最大刹车。	如适用，可使用自动刹车。	是
(8) 起飞后发动机失效的动态特性。	机体速率：±20%	第一阶段爬升			X	X	模拟机的发动机失效速度应在飞机数据的±3 海里/小时范围内。记录发动机失效前 5 秒到后 5 秒或形成 30° 坡度（以先出现者为准）期间保持松杆的状况，然后握杆直到飞机改平。 可以用突然减速至慢车位的方式替代发动机失效。 （对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。	出于安全考虑，飞机试飞可以在无地面效应的安全高度上进行，但飞机构型和空速要正确。	

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
c. 爬升									
(1) 正常爬升。	空速：±3 海里/小时 爬升率：±5%或±0.5 米/秒（100 英尺/分钟）	所有发动机都工作	X	X	X	X	记录在额定爬升速度和额定高度情况下的测试结果。飞机制造厂家提供的总爬升梯度可用作试飞数据。可以是抽点打印测试。		是
(2) 第二阶段爬升，一台发动机失效。	空速：±3 海里/小时 爬升率：±5%或±0.5 米/秒（100 英尺/分钟），但该爬升率不能小于经批准飞机飞行手册上的爬升率	第二阶段爬升，一台发动机失效。	X	X	X	X	应在达到飞机重量、高度和温度限制的情况下记录测试结果。飞机制造厂家提供的总爬升梯度可用作试飞数据。可以是抽点打印测试。		是
(3) 航路爬升阶段一台发动机失效。	时间：±10% 距离：±10% 耗油量：±10%	航路爬升			X	X	应记录至少一个 1524 米（5000 英尺）的爬升阶段。可以使用经批准飞机性能手册上的数据。		
(4) 进近爬升，一台发动机失效（如果经批准的飞机飞行手册要求结冰条件下的特殊性能）。	空速：±3 海里/小时 爬升率：±5%或±0.5 米/秒（100 英尺/分钟），但该爬升率不能小于经批准飞机飞行手册上的值	进近爬升，一台发动机失效。	X	X	X	X	记录在不低于经审定的最大着陆重量 80% 情况下的测试结果。飞机制造厂家提供的总爬升梯度可用作试飞数据。可以是抽点打印测试。		是
d. 巡航									
(1) 水平加速和减速。	时间：±5%	巡航	X	X	X	X	记录至少有 50 海里/小时速度变化的加减速测试结果。		
(2) 巡航性能。	EPR：±0.05 N1 和 N2：±5%	巡航			X	X	可以是抽点打印测试。但是，要求至少有两个连续的抽点打印，其间隔时间至少为 5		

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	扭矩: $\pm 5\%$ 燃油流量: $\pm 5\%$						分钟。		
e. 地面减速									
(1) 减速时间和距离, 使用人工刹车、无反推。	时间: $\pm 5\%$ 距离: 在 1220 米 (4000 英尺) 以内的: ± 61 米 (200 英尺) 或 $\pm 10\%$, 两者中取最小者 超过 1220 米 (4000 英尺) 的: $\pm 5\%$	着陆, 干跑道	X	X	X	X	记录减速时间和距离, 记录范围至少应为整个接地到全停阶段的 80%。应当提供刹车系统压力和地面减速板位置 (包括展开方式, 如使用) 数据。对于中小全重条件可以采用工程数据。	要求有中、小和接近最大着陆重量的数据。	是
(2) 减速时间和距离, 使用反推、无刹车。	时间: $\pm 5\%$ 距离: $\pm 10\%$ 或 ± 61 米 (200 英尺), 两者中取最小者	着陆, 干跑道	X	X	X	X	记录减速时间和距离, 记录范围至少应为整个反推演示阶段的 80%。应当提供地面减速板位置 (包括展开方式, 如使用) 数据。对于中小全重条件可以采用工程数据。	要求有中、小和接近最大着陆重量的数据。	是
(3) 减速距离, 使用刹车、无反推。	距离: $\pm 10\%$ 或 ± 61 米 (200 英尺)	着陆, 湿跑道			X	X	允许使用经民航总局批准的飞机飞行手册上的数据或民航总局认可的地面操纵模型的计算结果。		
(4) 减速距离, 使用刹车、无反推。	距离: $\pm 10\%$ 或 ± 61 米 (200 英尺)	着陆, 结冰跑道			X	X	允许使用经民航总局批准的飞机飞行手册上的数据或民航总局认可的地面操纵模型的计算结果。		
f. 发动机									
(1) 加速。	Ti: $\pm 10\%$	进近或着陆	X	X	X	X	记录从慢车达到复飞推力期间的发动机功		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	Tt: $\pm 10\%$						率 (N1、N2、EPR、扭矩等)，操作时应快速移动油门。Ti=从开始移动油门到关键发动机参数达到其响应量 10%的总时间，Tt=从 Ti 到 90%复飞功率的总时间。		
(2) 减速。	Ti: $\pm 10\%$ Tt: $\pm 10\%$	地面或起飞	X	X	X	X	记录从最大起飞功率到功率减小到最大起飞功率的 10% (90%的功率衰减) 期间的发动机功率 (N1、N2、EPR、扭矩等)，操作时应快速移动油门。		是
2. 操纵品质									
<p>对于需要对操纵装置 (例如驾驶杆、驾驶盘和方向舵脚蹬) 进行静态或动态测试的模拟机，如果运营人的鉴定测试指南或主鉴定测试指南表明使用专用夹具测试的结果和采用替代方法的测试结果 (例如同步生成的计算机曲线) 具有令人满意的一致性，则在进行初始或升级鉴定时，不需要专用夹具。因此，在初始或升级鉴定期间重复使用该替代方法可满足本测试的要求。对于初始或升级鉴定，操纵装置的动态特性应在驾驶舱操纵装置上直接测量并记录，并在起飞、巡航和着陆等飞行条件与构型下完成。</p>									
a. 静态操纵检查									
(1) 驾驶杆位置与力以及操纵面位置校准。	启动力: $\pm 0.89\text{daN}$ (2 磅) 驾驶杆力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$ 升降舵: $\pm 2^\circ$	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程操纵驾驶杆一直到止动位的测试结果。 (对于计算机控制的飞机, 如果模拟机上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置, 不需要测试位置与力的关系。)		是
(2) 驾驶盘位置与力以及操纵面位置校准。	启动力: $\pm 0.89\text{daN}$ (2 磅) 驾驶盘力: $\pm 1.33\text{daN}$ (3 磅) 或 $\pm 10\%$ 副翼: $\pm 2^\circ$ 扰流板: $\pm 3^\circ$	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程操纵驾驶盘一直到止动位的结果。 (对于计算机控制的飞机, 如果模拟机上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置, 不需要测试位置与力的关系。)		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(3) 方向舵脚蹬位置与脚蹬力以及操纵面位置校准。	启动力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 脚蹬力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$ 方向舵: $\pm 2^\circ$	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程操纵脚蹬一直到止动位的结果。		是
(4) 前轮转弯操纵力与前轮偏转位置的关系。	启动力: $\pm 0.89\text{daN}$ (2 磅) 前轮转弯操纵力: $\pm 1.33\text{daN}$ (3 磅) 或 $\pm 10\%$ 前轮偏转角: $\pm 2^\circ$	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程偏转前轮一直到止动位的结果。		是
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准。	前轮偏转角: $\pm 2^\circ$ 不工作区域: $\pm 0.5^\circ$	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程操纵方向舵脚蹬一直到止动位的结果。		是
(6) 俯仰配平校准 (指示器与计算值对照) 和配平速率。	计算的配平角: $\pm 0.5^\circ$ 配平速率: $\pm 10\%$	地面	X	X	X	X	应按照下列要求检查配平速率: 在地面, 使用驾驶员主配平操纵装置; 在复飞条件下使用自动驾驶仪或驾驶员主配平操纵装置。		是
(7) 油门杆角度与选择的发动机参数 (EPR、 N_1 、扭矩等) 校准。	油门杆角度: $\pm 5^\circ$	地面	X	X	X	X	要求对所有发动机都进行记录。模拟机的油门位置与飞机油门位置的差异不能超过 5° (在任何方向上)。另外, 在本测试中任何一个模拟机油门杆的位置都不能与模拟机其他油门杆的位置差异超过 5° 。若油门杆没有角度行程, 可采用 ± 2 厘米 (0.8 英寸) 作为容差。对于螺旋桨飞机, 如果装有螺旋桨变矩杆, 应当对其进行检查。可以使用一系列的抽点打印结果。		是
(8) 刹车踏板位置	踏板力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅)	地面	X	X	X	X	在整个地面静态测试中, 液压系统压力应与		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
与踏板力和刹车系统压力的关系。	或±10% 刹车系统压力：±1.0Mpa (145psi) 或±10%						踏板位置有相应关系。		
b. 动态操纵检查									
(1) 俯仰操纵。	第一次通过零值的时间： ±10% 随后的振荡周期：± 10(N+1)% 第一次超调幅度：±10% 第二次以及随后超调幅度 大于初始位移(A _d)5%的 超调幅度：±20% 超调次数：±1	起飞、巡航和 着陆			X	X	数据应包含对两个方向上正常操纵位移测试的结果。容差适用于每个周期内有关参数的绝对值，对每个周期都单独进行考虑。对于本测试，正常操纵位移是满行程的 25% 至 50%。 (对于计算机控制的飞机，如果模拟机上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不要求此测试。)	N 是具有完整振荡循环的连续周期序号。进一步信息可参看本附件第 60.A.2.5 条。	
(2) 滚转操纵。	第一次通过零值的时间： ±10% 随后的振荡周期：± 10(N+1)% 第一次超调幅度：±10% 第二次以及随后超调幅度 大于初始位移(A _d)5%的 超调幅度：±20% 超调次数：±1	起飞、巡航和 着陆			X	X	数据应包含对两个方向上正常操纵位移测试的结果。容差适用于每个周期内有关参数的绝对值，对每个周期都单独进行考虑。对于本测试，正常操纵位移是满行程的 25% 至 50%。 (对于计算机控制的飞机，如果模拟机上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不要求此测试。)	“N”是具有完整振荡循环的连续周期序号。进一步信息可参见本附件第 60.A.2.5 条。	
(3) 偏航操纵。	第一次通过零值的时间： ±10% 随后的振荡周期：±	起飞、巡航和 着陆			X	X	数据应包含对两个方向上正常操纵位移测试的结果。容差适用于每个周期内有关参数的绝对值，对每个周期都单独进行考虑。对	N 是具有完整振荡循环的连续周期序号。	

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	10(N+1)% 第一次超调幅度: ±10% 第二次以及随后超调幅度 大于初始位移 (A _d) 5%的 超调幅度: ±20% 超调次数: ±1						于本测试, 正常操纵位移是满行程的 25%至 50%。 (对于计算机控制的飞机, 如果模拟机上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置, 不要求此测试。)	进一步信息可参看本附件第 60.A.2.5 条。	
(4) 小操纵输入	机体速率: ±20%	巡航和进近			X	X	本测试适用于全部三个运动轴。小操纵输入量是满行程的 5%。		
c. 纵向									
(1) 功率变化的动态特性。	空速: ±3 海里/小时 高度: ±30 米 (100 英尺) 俯仰角: ±1.5° 或 ±20%	进近	X	X	X	X	襟翼应当保持在进近位置。记录从功率变化之前 5 秒至功率变化完成后 15 秒内无飞行操纵干预的自由响应。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。		是
(2) 襟翼、缝翼变化的动态特性。	空速: ±3 海里/小时 高度: ±30 米 (100 英尺) 俯仰角: ±1.5° 或 ±20%	起飞和进近	X	X	X	X	记录从构型变化之前 5 秒至构型变化完成后 15 秒内无飞行操纵干预的自由响应。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。		是
(3) 扰流板或减速板变化的动态特性。	空速: ±3 海里/小时 高度: ±30 米 (100 英尺) 俯仰角: ±1.5° 或 ±20%	巡航	X	X	X	X	记录从构型变化之前 5 秒至构型变化完成后 15 秒内无飞行操纵干预的自由响应。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。		是
(4) 起落架变化的动态特性。	空速: ±3 海里/小时 高度: ±30 米 (100 英尺)	起飞、第二阶段爬升和进	X	X	X	X	记录从构型变化之前 5 秒至构型变化完成后 15 秒内无飞行操纵干预的自由响应。		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	俯仰角：±1.5°或±20%	近					(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。		
(5) 备用起落架和备用襟、缝翼操作时间。	时间：±1 秒或±10%	起飞和进近	X	X	X	X	记录整个行程的所有数据。记录备用襟翼操作的收放时间。对于备用起落架操作仅记录放出时间。可以使用飞机出厂时的表格化数据。	测试项目中的时间间隔不做要求。	是
(6) 纵向配平。	俯仰操纵（水平安定面和升降舵）：±1° 俯仰角：±1° 净推力或等效值：±5%	巡航、进近和着陆	X	X	X	X	可以是抽点打印测试。 (对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。		是
(7) 纵向机动稳定性(杆力/加速度)。	驾驶杆力或等效的操纵面位置：±2.22daN（5 磅）或±10%	巡航、进近和着陆	X	X	X	X	记录在进近和着陆构型并带有大约 20°和 30°坡度状态下的测试结果。记录在巡航构型并带有大约 20°、30°和 45°坡度状态下的测试结果。可以是一系列抽点打印测试的结果。 (对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。		是
(8) 纵向静稳定性。	驾驶杆力或等效的操纵面位置：±2.22daN（5 磅）或±10%	进近	X	X	X	X	记录至少两个高于配平速度和至少两个低于配平速度的飞行速度下的测试结果。可以是一系列抽点打印测试的结果。 (对于计算机控制的飞机，在正常或非正常控制状态下测试)。		是
(9) 振杆器、机体抖振和失速速度。	空速：±3 海里/小时 坡度：±2°，飞行速度高	第二阶段爬升和进近或	X	X	X	X	如果适用，记录失速警告信号和抖振的发生时刻。警告信号的出现应当与抖振和失速有		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	于抖杆或机体抖振速度 对于带有可逆飞行操纵系统的飞机： 驾驶杆力：±2.22daN（5磅）或±10%	着陆					着正确的关系。对于有突然的俯仰姿态变化或垂直方向加速度突变的飞机，应演示出此特性。 （对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。		
(10) 长周期动态特性。	周期：±10% 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间：±10% 或阻尼比：±0.02	巡航	X	X	X	X	应包含 3 个完整的周期（在输入信号结束后的 6 个超调）或足够用来确定达到 1/2 振幅或 2 倍振幅时间的一定数量周期，两者取要求最低者。 （对于计算机控制的飞机，在非正常控制状态下测试）。		是
(11) 短周期动态特性。	俯仰角：±1.5° 或俯仰速率：±2°/秒 加速度：±0.1g	巡航		X	X	X	（对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。		是
d. 横航向									
(1) 空中最小操纵速度（ V_{mca} ），按适用的适航标准或空中低速时发动机失效的操纵特性。	空速：±3 海里/小时	起飞或着陆 （选择对飞机最临界的状态）	X	X	X	X	（对于计算机控制的飞机，在正常或非正常控制状态下测试）。	低速发动机失效时的操纵可能会受性能或操纵上的限制所约束，使得 V_{mca} 在常规模式下无法得到演示。	是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(2) 滚转响应（速率）。	滚转速率：±10%或±2°/秒 对于带有可逆飞行操纵系统的飞机： 驾驶盘力：±1.33daN（3磅）或±10%	巡航和进近或着陆	X	X	X	X	记录驾驶盘正常偏转量（大约 30%）下的测试结果。		
(3) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。	滚转速率：±10%或±2°/秒	进近或着陆	X	X	X	X	记录的范围是从开始滚转直到操纵装置返回中立位置并被松开后 15 秒。在形成一定的滚转速率后，操纵装置返回中立位置，此后的响应将是无操纵的响应，即操纵装置是自由的。 （对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。		是
(4) 螺旋稳定性。	坡度应有正确的变化趋势。 坡度（在 20 秒范围内）：±2°或±10%	巡航	X	X	X	X	记录在两个方向上测试的结果。可使用飞机多次试飞数据的平均值。 （对于计算机控制的飞机，在非正常控制状态下测试）。		是
(5) 发动机失效的配平。	方向舵角度：±1° 或调整片角度（或等效的脚蹬量）：±1° 侧滑角：±2°	第二阶段爬升和进近或着陆	X	X	X	X	可采用抽点打印测试。		是
(6) 方向舵响应。	偏航速率：±2°/秒或±10%	进近或着陆	X	X	X	X	记录在增稳系统接通和断开两种情况下测试的结果。使用相当于方向舵脚蹬行程		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
							20%-30%的操纵量实施方向舵阶跃输入。 (对于计算机控制的飞机,在正常和非正常控制状态下测试)。		
(7) 荷兰滚(偏航阻尼断开)。	周期: ± 0.5 秒或 $\pm 10\%$ 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间: $\pm 10\%$ 或阻尼比: ± 0.02 相邻坡度峰值和侧滑峰值之间的时间差: $\pm 20\%$ 或 ± 1 秒	巡航和进近或着陆		X	X	X	在增稳系统断开的情况下,记录至少 6 个周期的测试结果。 (对于计算机控制的飞机,在非正常控制状态下测试)。		是
(8) 稳定侧滑。	对于设定的方向舵位置: 坡度: $\pm 2^\circ$ 侧滑角: $\pm 1^\circ$ 副翼: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ$ 扰流板(或等效的驾驶盘位置或驾驶盘力): $\pm 10\%$ 或 $\pm 5^\circ$ 对于带有可逆飞行操纵系统的飞机: 驾驶盘力: $\pm 1.33\text{daN}$ (3 磅) 或 $\pm 10\%$ 方向舵脚踏力: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅)	进近或着陆	X	X	X	X	螺旋桨驱动的飞机应在每个方向都进行测试。可以采用至少使用两个方向舵位置的一系列抽点打印测试结果。		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
e. 着陆									
(1) 正常着陆。	空速：±3 海里/小时 俯仰角：±1.5° 迎角：±1.5° 高度：±3 米（10 英尺） 或±10% 对于带有可逆飞行操纵系统的飞机： 驾驶杆力：±2.22daN（5 磅）或±10%	着陆		X	X	X	记录从离地高度至少为 61 米（200 英尺）至前轮接地的测试结果。测试结果应当包含中、小和接近最大着陆重量情况下的数据。（对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。		是
(2) 最小或无襟翼着陆。	空速：±3 海里/小时 俯仰角：±1.5° 迎角：±1.5° 高度：±3 米（10 英尺） 或±10% 对于带有可逆飞行操纵系统的飞机： 驾驶杆力：±2.22daN（5 磅）或±10%	经审定的最小襟翼着陆构型			X	X	记录在接近最大着陆重量的情况下，从离地高度至少为 61 米（200 英尺）至前轮接地的测试结果。	可将主起落架接地时开始的低头过程作为一个单独的部分显示。	
(3) 侧风着陆。	空速：±3 海里/小时 俯仰角：±1.5° 迎角：±1.5° 高度：±3 米（10 英尺） 或±10%	着陆		X	X	X	记录从离地高度至少为 61 米（200 英尺）到前轮接地，直至速度下降到 V_{REF} 的 50% 时的测试结果。如果可用，使用最大演示侧风。否则，使用 20 海里/小时的侧风。		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	坡度：±2° 侧滑角：±2° 对于带有可逆飞行操纵系统的飞机： 驾驶盘力：±1.33daN（3磅）或±10% 方向舵脚蹬力：±10%或±2.22daN（5磅）								
(4) 一台发动机失效着陆（对于单发飞机不适用）。	空速：±3 海里/小时 俯仰角：±1.5° 迎角：±1.5° 高度：±3 米（10 英尺）或±10% 坡度：±2° 侧滑角：±2°	着陆		X	X	X	记录从离地高度至少为 61 米（200 英尺）到前轮接地，直至速度下降到 V _{REF} 的 50% 时的测试结果。		
(5) 自动着陆（如适用）。	拉平高度：±1.5 米（5 英尺） T _f ：±0.5 秒 接地时的下降率：±0.7 米/秒（140 英尺/分钟） 由自动着陆时的最大演示侧风造成的横向偏移：±3 米（10 英尺）	着陆			X	X	持续记录横向偏移直到自动驾驶仪断开。	本测试不能用作地面效应测试的替代方法。	
(6) 复飞。	空速：±3 海里/小时	复飞			X	X	另外，要求做一台发动机失效情况下的复飞		

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	俯仰角：±1.5° 迎角：±1.5°						测试。应当在接近最大着陆重量和关键发动机失效的情况下进行本测试（对于单发飞机不适用）。还应当演示（如适用）一个中等着陆重量、自动驾驶仪接通、所有发动机都工作时的正常复飞。 （对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。		
(7) 方向控制（方向舵的效率），使用对称反推。	偏航率：±2°/秒	地面		X	X	X	记录从一个接近接地速度的速度减速到最小反推操作速度过程中的测试结果。可以考虑使用飞机制造厂家的工程模拟机数据作为替代。在两个方向上使用偏航操纵直至达到最小反推操作速度。		
(8) 方向控制（方向舵效率），使用不对称反推。	速度：±5 海里/小时	地面		X	X	X	使用偏航操纵保持航向。记录从一个接近接地速度的速度减速到偏航操纵不能再保持航向的速度过程中的测试结果。本容差用于这个较低的速度。可以考虑使用飞机制造厂家的工程模拟机数据作为替代。		
f. 地面效应									
演示纵向地面效应。	升降舵或水平安定面角度：±1° 净推力或等效的参数：±5% 迎角：±1° 高或高度：±10%或±1.5米（5英尺）	着陆		X	X	X	应通过选定的测试来验证地面效应模型，并说明选择该特定测试的根本原因。	所选的验证测试根据运营人的选择来确定。进一步的信息可参看本附件第60.A.2.7条。	是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	空速：±3 海里/小时 俯仰姿态：±1°								
g. 刹车衰减									
演示由刹车温度引起的刹车效率降低。	无	起飞或着陆			X	X	要求符合性和能力声明。演示应当显示由刹车温度引起的刹车效率降低。应当提供可用作验证的实际测试数据。		
h. 风切变									
演示风切变模型。	参见本附录附件 4	起飞和着陆			X	X	要求具有能够为识别风切变现象并实施改出程序所需要的特殊技能提供训练的风切变模型。对于测试、容差和程序，参见本附录附件 4。	有关 A 级和 B 级模拟机的信息，参见本附录附件 4。	
i. 飞行包线保护功能。									
本附件 i(1)到(6)测试要求只适用于计算机控制的飞机。要求提供在进入飞行包线保护限制时，模拟机对操纵输入产生响应的时间历程。对于正常和非正常控制状态都要求提供试飞数据。									
(1) 超速	空速：±5 海里/小时	巡航			X	X	(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。		
(2) 最小速度	空速：±3 海里/小时	起飞、巡航和进近或着陆			X	X	(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。		
(3) 载荷因数	法向加速度：±0.1g	起飞和巡航			X	X	(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。		
(4) 俯仰角	俯仰角：±1.5°	巡航和复飞			X	X	(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。		

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(5) 坡度角	坡度: $\pm 2^\circ$ 或 $\pm 10\%$	进近			X	X	(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态测试)。		
(6) 迎角	迎角: $\pm 1.5^\circ$	第二阶段爬升和进近或着陆			X	X	(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。		
3. 运动系统									
a. 位移最低要求									
(1) 俯仰	至少 $\pm 40^\circ$	不适用	X	X			对于 3a(1)-(6)项要求符合性和能力声明(仅适用于初始鉴定)。模拟机等级栏中的“*”是指该测试只在模拟机使用了这一自由度时适用。		
(2) 滚转	至少 $\pm 40^\circ$	不适用	X	X					
(3) 偏航	至少 $\pm 45^\circ$	不适用	*	*					
(4) 升降	至少 1.02 米 (40 英寸) 的移动量	不适用	*	X					
(5) 横移	至少 1.14 米 (45 英寸) 的移动量	不适用	X	X					
(6) 纵摆	至少 1.27 米 (50 英寸) 的移动量	不适用	*	*					
(7) 俯仰	至少 $\pm 50^\circ$	不适用			X	X	对于 3a(7)-(12)项要求符合性和能力声明(仅适用于初始鉴定)。		
(8) 滚转	至少 $\pm 50^\circ$	不适用			X	X			
(9) 偏航	至少 $\pm 50^\circ$	不适用			X	X			
(10) 升降	至少 1.73 米 (68 英寸) 的移动量	不适用			X	X			

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(11) 横移	至少 2.29 米 (90 英寸) 的移动量	不适用			X	X			
(12) 纵摆	至少 1.73 米 (68 英寸) 的移动量	不适用			X	X			
b. 加速度最低要求									
(1) 俯仰	至少 80°/秒 ²	不适用	X	X			对于 3b(1)-(6)项要求符合性和能力声明 (仅适用于初始鉴定)。 模拟机等级栏中的“*”是指该测试只在模拟机使用了这一自由度时适用。		
(2) 滚转	至少 80°/秒 ²	不适用	X	X					
(3) 偏航	至少 80°/秒 ²	不适用	*	*					
(4) 升降	每个方向上至少 0.6g	不适用	*	X					
(5) 横移	每个方向上至少 0.6g	不适用	X	X					
(6) 纵摆	每个方向上至少 0.6g	不适用	*	*					
(7) 俯仰	至少 100°/秒 ²	不适用			X	X	对于 3b(7)-(12)项要求符合性和能力声明 (仅适用于初始鉴定)。		
(8) 滚转	至少 100°/秒 ²	不适用			X	X			
(9) 偏航	至少 100°/秒 ²	不适用			X	X			
(10) 升降	每个方向上至少 0.8g	不适用			X	X			
(11) 横移	每个方向上至少 0.6g	不适用			X	X			
(12) 纵摆	每个方向上至少 0.6g	不适用			X	X			
c. 速度最低要求									

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(1) 俯仰	至少 20°/秒	不适用	X	X			对于 3c(1)-(6)项要求符合性和能力声明（仅适用于初始鉴定）。 模拟机等级栏中的“*”是指该测试只在模拟机使用了这一自由度时适用。		
(2) 滚转	至少 20°/秒	不适用	X	X					
(3) 偏航	至少 20°/秒	不适用	*	*					
(4) 升降	至少 0.51 米/秒（20 英寸/秒）	不适用	*	X					
(5) 横移	至少 0.51 米/秒（20 英寸/秒）	不适用	X	X					
(6) 纵摆	至少 0.51 米/秒（20 英寸/秒）	不适用	*	*					
(7) 俯仰	至少 20°/秒	不适用			X	X	对于 3c(7)-(12)项要求符合性和能力声明（仅适用于初始鉴定）。		
(8) 滚转	至少 20°/秒	不适用			X	X			
(9) 偏航	至少 20°/秒	不适用			X	X			
(10) 升降	至少 0.61 米/秒（24 英寸/秒）	不适用			X	X			
(11) 横移	至少 0.71 米/秒（28 英寸/秒）	不适用			X	X			
(12) 纵摆	至少 0.71 米/秒（28 英寸/秒）	不适用			X	X			
d. 频率响应									
相位滞后。	在 4Hz 运动频率上不超过 45°	不适用	X	X	X	X	要求演示,并将测试结果作为主鉴定测试指南的一部分。在运动变换方程中加入一个加		

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
							速度指令，并测量运动平台的加速度输出。应当确定在每个适用的平移自由度上的响应带宽。		
e. 运动提示									
可重复性。		不适用	X	X	X	X	要求演示，并将测试结果作为主鉴定测试指南的一部分。评估程序的设计应能保证运动系统能够持续地以初始鉴定时的状态工作。有关详细信息可参看本附件第 60.A.2.9 条。		
f. 支柱协调性									
支柱协调性。	按运营人对模拟机验收时作出的规定。		X	X	X	X	要求演示。		
g. 平滑性									
平滑性。	按运营人对模拟机验收时作出的规定。		X	X	X	X	要求演示。		
4. 声音系统	保留								

第 60.A.2.5 条 操纵系统动态特性

(a) 飞机飞行操纵系统特性对其操纵品质有着重要的影响。在驾驶员对飞机的可接受性方面，一个需要考虑的重要因素就是通过驾驶舱的操纵装置提供给驾驶员的“感觉”。为了交付一个能使驾驶员感觉舒适的系统并使其认为这是一架适合飞行的飞机，人们在飞机感觉系统设计上付出了巨大努力。为了使模拟机能代表相应飞机，应当给驾驶员提供正确的感觉，即在相应飞机上的感觉。确定模拟机是否符合这种要求，取决于飞机操纵感觉系统的动态特性是否复现了所模拟的飞机。复现的效果将通过在起飞、巡航和着陆构型下对模拟机操纵感觉系统动态特性的记录结果与飞机的测量结果进行比较来确定。

(b) 记录诸如对脉冲或阶跃函数的自由响应是评估机电系统动态特性的传统方法。但无论如何，由于只能对真实的输入和响应进行评估，所以评估动态特性只是一种可能性。由于模拟机操纵载荷系统与飞机系统的紧密吻合是至关重要的，因此应当尽可能收集最好的数据。本附件描述了要求的操纵感觉系统动态特性测试。这些测试通常是在使用脉冲或阶跃输入对系统进行激励后，通过测量操纵装置的自由响应来完成的。这个测试应当在起飞、巡航和着陆飞行条件及构型下完成。

(c) 对于带有不可逆操纵系统的飞机，如果可以提供适当的静压输入以代表飞行中所遇到的典型空速，便可以在地面进行测量。同样还可以证明，对于某些飞机，在起飞、巡航和着陆的不同构型下会表现出相似的效果。因此，对一种构型进行的测试可以满足另一种构型测试的需要。如果按上述一种或两种情况安排测试时，应当提交工程证明或飞机制造厂家的原理说明，作为采用地面测试或减少某一种构型测试的合理性依据。

(1) 操纵系统动态特性的评定。

操纵系统的动态特性常用频率、阻尼和操纵系统中出现的其他传统测量术语来表示。为了对模拟机操纵载荷的测试结果建立一致的验证方法，应当明确定义测量参数和所用容差的标准。对于欠阻尼系统和过阻尼系统（包括临界阻尼情况）都应当建立标准。对于一个阻尼很小的欠阻尼系统，可以用频率和阻尼对其进行定量表示。而对于临界阻尼或过阻尼系统，则很难从其响应时间历程中测量出频率和阻尼。因此，应当采用其他测量方法。

(2) 对于 C 级和 D 级模拟机。

验证操纵感觉系统的动态特性是否能代表所模拟飞机的测试应当表明动态阻尼周期（操纵的自由响应）与飞机的动态阻尼周期相比较是否在规定的容差范围内。对于欠阻尼和临界阻尼，可接受的评定系统响应和所采用容差的方法见本条（d）款。

(d) 容差。

(1) 欠阻尼响应。

(i) 在这种阻尼响应中需要测两个量：第一次交零的时间（在阻尼比限制的情况下）和随后的振荡频率。如果响应上存在周期不一致的情况，需要以单个周期为基础进行测量。然后将

每个周期与飞机操纵系统的相应周期单独作比较，并且结果应当满足为该周期所规定的整个容差；

(ii) 阻尼的容差应当应用到单个超调量上。由于小超调量的意义可能是有问题的，所以对小超调量采用容差限制方法评定时应当特别慎重。只有那些超过总初始位移 5% 的超调量才被认为有意义。在本附件图 1 中，标注为 $T(A_d)$ 的误差带是指在初始位移振幅 A_d 的 $\pm 5\%$ 范围内偏离稳定状态振荡的一个区域。误差带内的振荡可以忽略不计。将模拟机数据与飞机数据进行比较时，应当先把模拟机和飞机的稳定状态值重叠或对齐，然后再比较振荡峰值的幅度、第一次交零时间和单个振荡周期。在对比飞机数据的那一时间段内，模拟机应当有与飞机相同次数的有意义超调。这种响应的评定过程如本附件图 1 所示。

(2) 临界阻尼和过阻尼响应。

由于临界阻尼响应的特性（无超调），达到稳定状态（中立点）值 90% 处的时间应当与飞机数据一样，误差不超过 $\pm 10\%$ 。模拟机响应也应当是临界阻尼响应。其过程如本附件图 2 所示。

(3) 下面归纳了在供参考的测量方法图示中所使用的容差 T （参见本附件图 1 和图 2）：

$T(P_0) \pm 10\% P_0$

$T(P_1) \pm 20\% P_1$

$T(A) \pm 10\% A_1, \pm 20\%$ 的后续峰值

$T(A_d) \pm 5\% A_d =$ 误差带

超调次数 ± 1

如果在误差带之外完成的有意义的周期数超过本附件图 1 所示的周期数，将使用下列容差 (T)：

$T(P_n) \pm 10(n+1)\% P_n$ ，“n”是下一个周期的序号。

(e) 操纵系统动态特性评定的替代方法。

(1) 对于有液压传动操纵装置和人工感觉系统的飞机，可以采用替代方法来测量操纵系统的动态特性。不使用自由响应测试方法，而是通过测量操纵力和移动速率的方法来验证。

(2) 对于俯仰、滚转和偏航每一个轴，都应按下列不同的速率，用力将操纵装置移到最大极限位置。这些测试应当在典型的滑行、起飞、巡航和着陆条件下进行。

(i) 静态测试，缓慢地移动操纵装置，以大约 100 秒的时间完成全行程操纵。全行程操纵定义为从中立位置移动到止动点，通常为后止动点或右止动点，随后再通过中立位置移到相反的止动点，最后回到中立位置；

(ii) 慢速动态测试，以大约 10 秒的时间完成全行程操纵；

(iii) 快速动态测试，以大约 4 秒的时间完成全行程操纵。

注意：作动态测试，操纵力不应超过 44.5daN（100 磅）。

(f) 容差。

(1) 对于静态测试，参见本附件的第 60.A.2.3 条模拟机客观测试标准中第 2 条(a)(1)、(2)

和(3)款中规定的容差。

(2) 对于动态测试，为 $\pm 0.89\text{daN}$ （2 磅）或高于静态测试的操纵力增量的 $\pm 10\%$ 。

(g) 运营人可以采用类似于上面介绍的替代方法。这类替代方法应当经证明是有效并适用的。例如，上面提到的替代方法可能就不适合所有制造厂家的系统，并且对带可逆操纵系统的飞机肯定不适用。因此对每种情况都应在特定的基础上分析替代方法的优缺点。如果模拟机鉴定人员发现该替代方法不能得到令人满意的模拟机性能测试结果，那就应当采用更普遍接受的测试方法。

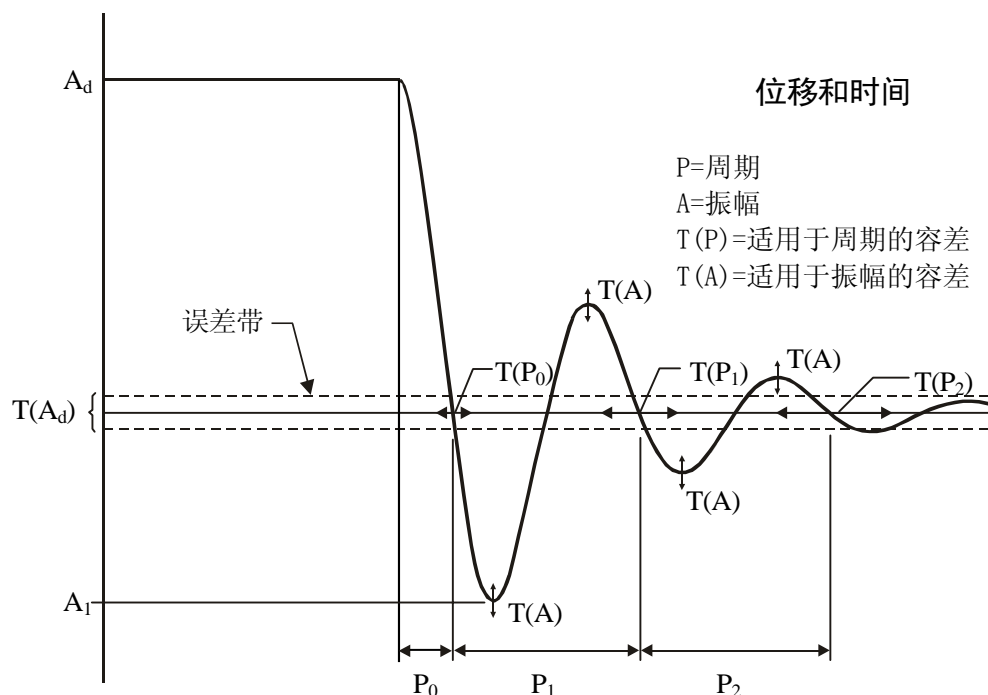


图 1 欠阻尼阶跃响应

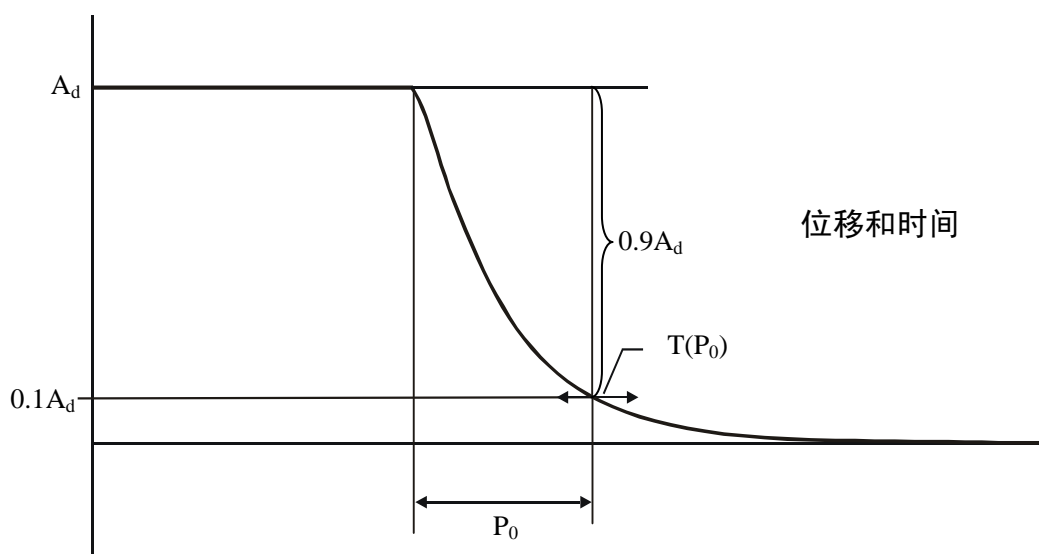


图 2 临界阻尼阶跃响应

第 60.A.2.7 条 地面效应

(a) 在起飞和着陆期间，飞机有一短暂的近地飞行过程。由于流过飞机的气流受地面影响，使飞机的空气动力特性发生变化。贴近地面飞行时，地面对与产生升力有关的下洗气流造成阻碍，使下洗气流减弱。下洗气流的作用随高度变化而变化，当高度大于约一个翼展长度时，其作用可以忽略不计。下洗气流的减弱会造成三个主要影响：

(1) 对于常规构型，水平尾翼的气流下洗角减小；

(2) 由于升力系数与迎角关系的变化（升力曲线的斜率增大），机翼和水平尾翼的升力都增大；

(3) 诱导阻力减小。

(b) 在给定迎角的情况下，相对于无地面效应飞行，这些影响会导致地面效应中的飞机能产生更大的升力，并且使保持平飞的需用功率减少。由于对安定性方面产生了关联影响，贴近地面平飞还会导致升降舵（或水平安定面）角度和保持特定的升力系数所需的驾驶杆力发生显著变化。

(c) 用于起飞和着陆，特别是着陆训练的模拟机，应当如实地体现由地面效应引起的空气动力变化。模拟机鉴定所采用的参数应当能够明显地表示这些变化。地面效应纵向特性的主要验证参数是：

(1) 升降舵或水平安定面的角度；

(2) 平飞所需要的功率（推力）；

(3) 对应于特定升力系数的迎角；

(4) 高或高度；

(5) 空速。

上面的参数列表假定地面效应数据是在几个不同高度上有地效和无地效状态的贴近地面飞行测试中得到的。作为最低要求，测试高度通常应当为飞机翼展的 10%、30%、70% 和一个无地面效应的高度（例如翼展的 150%）上。对 D 级模拟机要求做贴近地面平飞测试；虽然这些测试可用于所有级别的模拟机，但对 C 级和 B 级模拟机不做此要求。

(d) 如果对 C 级和 B 级模拟机不使用贴近地面平飞的方法而使用其他方法测试，例如采用以小角度下滑航线进近到地面并在下滑中保持一个选定参数不变，那么附加的验证参数就显得很重要。例如，如果选择固定姿态的小角度进近作为测试动作，那么就应将俯仰姿态和航迹角作为必需的附加验证参数。验证地面效应的测试方式和程序的选择由实施试飞工作的机构来决定，但是应当提供合理性说明，以便对所进行的测试是否能验证地面效应模型做出结论。

(e) 验证地面效应特性的（纵向参数）容差规定为：

升降舵或水平安定面角度 $\pm 1^\circ$

平飞功率 $\pm 5\%$

迎角 $\pm 1^\circ$

高或高度	±10%或 1.5 米（5 英尺）
空速	±3 海里/小时
俯仰姿态	±1°

(g) 地面效应也会改变飞机的横航向特性。例如，由于上面提到的升力曲线斜率发生变化，滚转阻尼也因此受到影响。滚转阻尼的变化将会影响到模拟机鉴定中通常要评估的其他动态模式。事实上，地面效应会影响荷兰滚的动态特性、螺旋稳定性以及设定横向操纵输入条件下的滚转速率。稳定侧滑也会受到影响。这些影响在模拟机建模时应当加以考虑。某些测试，例如“侧风着陆”、“一台发动机失效着陆”以及“起飞时发动机失效”，由于这些测试的部分阶段是在地面效应还具有明显作用的过渡高度以下完成的，所以可使用这些测试来验证地面效应对横航向性能的影响。

第 60.A.2.9 条 运动提示的可重复性

(a) 客观测试标准中的运动系统特性研究的是系统的基本能力，而不是驾驶员提示方面的能力。在用于确定运动提示能力的客观测试程序出现之前，运动系统的调试仍将继续采用主观调试的方法。这里所涉及的运动提示只限于为驾驶员执行任务提供感觉支持，并使驾驶员做出反应所必需的提示。如果运动系统已经过调试，那么很重要的一点就是测试标准中应包含一个测试，以确保该系统能持续地保持初始鉴定时的表现。偏离初始鉴定基准的任何运动性能变化都可以被客观地测量出来。

(b) 按照下面的测试程序，至少每 12 个日历月完成一次对运动系统性能变化的客观评估。

(1) 通过与初始鉴定时记录的测试数据进行比较，评估运动系统现在的性能；

(2) 记录的参数为运动驱动算法的输出值和作动筒位置传感器的输出；

(3) 测试中使用的输入信号应在全部运动方程整合之前的一个合适点上切入（参见本附件图 3）；

(4) 调整测试信号的特性（参见本附件图 4），以确保在每个轴上的运动幅度能够达到最大位移能力的约三分之二。 t_0 至 t_1 应是一个具有足够长持续时间的时间段，能够保证稳定的初始条件。

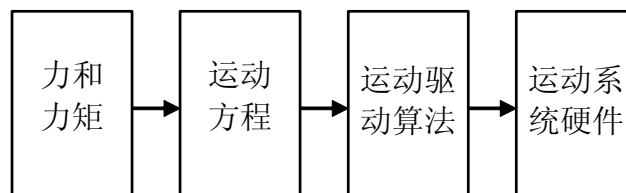


图 3 加速度测试信号

图 3 注：如果模拟机重量发生变化（例如视景系统改变或结构改变），应对运动系统基准

性能重新进行测试，新的测试结果应作为以后比较的基准。

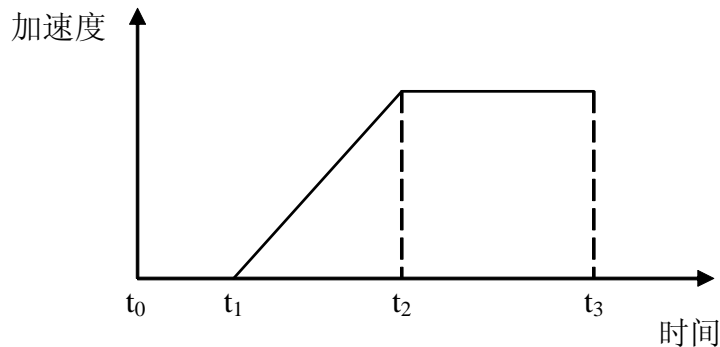


图 4 加速度测试信号

图 4 注：如果模拟机重量发生变化（例如视景系统改变或结构改变），应对运动系统基准性能重新进行测试，新的测试结果应作为以后比较的基准。

第 60.A.2.11 条 替代数据来源、程序和专用仪器——仅适用于 A 和 B 级模拟机

(a) 本条描述了可以用于模拟机建模和鉴定的替代数据来源，以及可用于代替传统方法来搜集建模和鉴定用数据的替代程序和专用仪器。

(1) 用来满足部分或全部数据要求的替代数据来源，可以是飞机维护手册、飞机飞行手册（AFM）、飞机设计数据、型号审查报告（TIR）、审定数据或可接受的补充试飞数据；

(2) 如果打算在试飞中或进行数据搜集时使用本条提到的替代专用仪器，那么建议在使用前应与民航总局协调达成一致意见。

(b) 在替代数据来源、程序和专用仪器的使用上，民航总局的立场是基于三个关于客观数据和模拟机空气动力程序建模的基本前提。

(1) 如果通过替代方法收集的数据，只要试飞程序能保证收集到可接受的匀速平飞并处在配平状态的飞行数据，则完全可以通过推导的方式得到迎角数据，因此在试飞时不需要测量迎角或操纵面位置。对于从配平的匀速平飞状态开始的所有模拟机时间历程测试（包括三个基本的配平测试和贴近地面平飞配平），都可以通过比较试飞俯仰角来验证迎角（注：由于迎角在建立地面效应模型时具有关键作用，特别是对适用于 B 级模拟机的正常着陆和交叉操纵着陆的作用也十分关键，所以对于正常着陆和交叉操纵着陆的客观数据，稳定的贴近地面平飞配平数据将是一个可接受的验证标准。）；

(2) 使用经过严格定义并且十分成熟的模拟操纵系统模型，包括根据实际航空器测量结果确定的精确传动装置和钢索伸张特性（如适用）。这样的模型在这些有限的应用中不要求在试飞的客观数据中包含操纵面位置的测量结果；

(3) 对于批准使用 A 级和 B 级模拟机进行初始、转机型和升级训练（在相应的商用、仪

表或航线运输驾驶员以及型别等级实践考试标准中列出的训练)的情况,仍需要在飞机上或者 C 级、D 级模拟机上进行附加训练或实践考试、检查。

(c) 鼓励飞行模拟设备运营人向民航总局澄清任何与带有可逆操纵系统的飞机有关的问题。本条不适用于计算机控制飞机的模拟机。

(d) 除本条描述的情况外,飞行模拟设备运营人还应遵守本规则中关于 A 级和 B 级模拟机的其他要求。

替代数据来源、程序和专用仪器				
客观测试项目名称和索引编号	模拟机的等级		关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
	A	B		
1.a.(1) 性能。滑行。 最小转弯半径。	X	X	可以使用型号审查报告、飞机飞行手册或设计数据。	
1.a.(2) 性能。滑行。 转弯率与前轮偏转角之间的关系。		X	可以通过使用量角器测量恒定不变的手轮位置（或使用最大蹬舵量保持稳定速率转弯）和航向指示仪表的同步视频来获得数据。如果不是最大蹬舵量，则应当记录脚蹬的位置。	单独一个程序不可能适用于所有飞机的地面方向操纵系统。因此，应当设计相应的测量程序并经民航总局同意。
1.b.(1) 性能。起飞。 地面加速时间和距离。	X	X	可以使用初始的审定数据。可以在松刹车前设定好功率，然后在起飞期间，通过使用秒表、校正空速和跑道标志获得数据。功率设置可以手工记录。如果装有惯性测量系统，速度和距离可以从加速度测量结果中推导出来。	
1.b.(2) 性能。起飞。 地面最小操纵速度（ V_{MCG} ）。只使用空气动力操纵（按照适用的适航标准）或低速、发动机失效时的地面操纵特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表与驾驶舱操纵装置的力和位置测量的同步视频来获得数据。	记录相应的参数时，可以采用在速度接近 V_{mcg} 时快速减小油门的方法。前轮应当能自由转动，或相当于无侧向力产生。
1.b.(4) 性能。起飞。 正常起飞。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置的力和位置测量的同步视频来获得数据。迎角可以从俯仰姿态和航迹推算出来。	
1.b.(5) 性能。起飞。 起飞中关键发动机失效。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置的力和位置测量的同步视频来获得数据。	记录发动机失效时的飞机动态响应和修正航迹所需的操纵输入。
1.b.(6) 性能。起飞。 侧风起飞。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置的力和位置测量的同步视频来获得数据。	“1:7 法则”到 30 米（100 英尺）是可以接受的风剖面。
1.b.(7) 性能。起飞。 中断起飞。	X	X	可以通过使用校准的飞机仪表、推力手柄角度、发动机参数和距离（例如跑道标志）的同步视频来获得数据。要求使用秒表。	
1.c.(1) 性能。爬升。正常爬升。	X	X	可以通过使用整个爬升阶段的校准的飞机仪表和发动机功率的同步视	

替代数据来源、程序和专用仪器				
客观测试项目名称和索引编号	模拟机的等级		关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
	A	B		
			频来获得数据。	
1.c.(2) 性能。爬升。 第二阶段爬升一台发动机失效。	X	X	可以通过使用整个爬升阶段的校准的飞机仪表和发动机功率的同步视频来获得数据。	
1.c.(4) 性能。爬升。 一台发动机失效进近爬升（如果经批准的飞机飞行手册要求结冰条件下的特殊性能）。	X	X	可以通过使用整个爬升阶段的校准的飞机仪表和发动机功率的同步视频来获得数据。	
1.e.(1) 性能。地面减速。 减速时间和距离，使用人工刹车、无反推。	X	X	在着陆测试中，可以通过使用秒表、跑道标志，校准的飞机仪表、推力手柄角度和发动机功率有关参数的同步视频获得数据。	
1.e.(2) 性能。地面减速。 减速时间和距离，使用反推、无刹车。	X	X	在着陆测试中，可以通过使用秒表、跑道标志，校准的飞机仪表、推力手柄角度和发动机功率有关参数的同步视频获得数据。	
1.f.(1) 性能。发动机。 加速。	X	X	可以通过记录发动机仪表显示和油门位置的同步视频获得数据。	
1.f.(2) 性能。发动机。 减速。	X	X	可以通过记录发动机仪表显示和油门位置的同步视频获得数据。	
2.a.(1) 操纵品质。静态操纵检查。 驾驶杆位置与力以及操纵面位置校准。	X	X	操纵面的位置数据可以通过飞行数据记录器的传感器获得。若无飞行数据记录器传感器，可选取一些民航总局认可的重要的驾驶杆位置（包括重要的驾驶杆位置数据点），在地面，风速小于5海里/小时的情况下，使用量角器对操纵面角度进行测量。操纵力的数据可以通过使用手持力规在同样的驾驶杆位置测量获得。	
2.a.(2) 操纵品质，静态操纵检查。 驾驶盘位置与力以及操纵面位置校准。	X	X	操纵面的位置数据可以通过飞行数据记录器的传感器获得。若无飞行数据记录器传感器，可选取一些民航总局认可的重要的驾驶盘位置（包括重要的驾驶盘位置数据点），在地面，风速小于5海里/小时的情况下，使用量角器对操纵面角度进行测量。操纵	

替代数据来源、程序和专用仪器				
客观测试项目名称和索引编号	模拟机的等级		关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
	A	B		
			力的数据可以通过使用手持力规在同样的驾驶盘位置测量获得。	
2.a.(3) 操纵品质。静态操纵检查。 方向舵脚踏位置与力以及操纵面位置校准。	X	X	操纵面的位置数据可以通过飞行数据记录器的传感器获得。若无飞行数据记录器传感器，可选取一些民航总局认可的重要的方向舵脚踏位置（包括重要的脚踏位置数据点），在地面，风速小于 5 海里/小时的情况下，使用量角器对操纵面角度进行测量。操纵力的数据可以通过使用手持力规在同样的脚踏位置测量获得。	
2.a.(4) 操纵品质。静态操纵检查。 前轮转弯操纵力与前轮偏转位置的关系。	X	X	启动力数据可以通过使用手持力规测量获得。如果在超过启动力之后，能够使用手持力规和量角器在至少达到最大偏移行程 25% 的范围内测量力，则剩余的一直到止动点位置上的力就都可以被计算出来。	
2.a.(5) 操纵品质。静态操纵检查。 方向舵脚踏转弯操纵的校准。	X	X	可以通过在方向舵脚踏上使用力和位置的测量装置并结合可用来确定前轮位置的设计数据来获得数据。	
2.a.(6) 操纵品质。静态操纵检查。 俯仰配平校准（指示器与计算值对照）和配平速率。	X	X	可以通过计算获得数据。	
2.a.(7) 操纵品质。静态操纵检查。 油门杆角度与选择的发动机参数（EPR，N ₁ ，扭矩等）校准。	X	X	可以通过在油门上临时安装象限仪来记录油门位置。使用同步视频记录稳定状态下的仪表读数或用手工记录稳定状态下发动机性能参数的仪表读数。	
2.a.(8) 操纵品质。静态操纵检查。 刹车踏板位置与踏板力和刹车系统压力的关系。	X	X	可以使用设计或者预测数据。可以通过测量在零点和最大值状态下的偏移，并使用飞机设计数据曲线计算在极限状态之间的偏移来获得数据。	
2.c.(1) 操纵品质。纵向。 功率变化的动态特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表和油门位置的同步视频来获得数据。	
2.c.(2) 操纵品质。纵向。 襟翼、缝翼变化的动态特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表和襟翼与缝翼位置的同步视频来获得数据。	

替代数据来源、程序和专用仪器				
客观测试项目名称和索引编号	模拟机的等级		关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
	A	B		
2.c.(3) 操纵品质。纵向。 扰流板或减速板变化的动态特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表和扰流板或减速板位置的同步视频来获得数据。	
2.c.(4) 操纵品质。纵向。 起落架变化的动态特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表和起落架位置的同步视频来获得数据。	
2.c.(5) 操纵品质。纵向。 备用起落架和备用襟、缝翼操作时间。	X	X	可以使用设计数据、出厂试飞分析表或维护说明中的数据，以上数据都要求有符合性和能力声明。	
2.c.(6) 操纵品质。纵向。 纵向配平。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，驾驶舱操纵装置的位置（经过预先校准能表示出相关舵面的位置）和发动机仪表读数的同步视频来获得数据。	
2.c.(7) 操纵品质，纵向。 纵向机动稳定性（杆力/加速度）。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、临时附在姿态指示仪上的高分辨率坡度标尺以及驾驶盘力和驾驶杆力测量指示器读数的同步视频来获得数据。	
2.c.(8) 操纵品质。纵向。 纵向静稳定性。	X	X	可以通过使用飞机飞行仪表和手持力规测量的同步视频来获得数据。	
2.c.(9) 操纵品质。纵向。 振杆器、机体抖振和失速速度。	X	X	可以通过使用秒表和校正空速表的同步视频来获得数据。手工记录飞行条件和飞机构型。	可以使用型号审查报告和飞机飞行手册对空速进行交叉检查。
2.c.(10) 操纵品质。纵向。 长周期动态特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.c.(11) 操纵品质。纵向。 短周期动态特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.d.(1) 操纵品质。横航向。 空中最小操纵速度（ V_{mca} ），按适用的适航标准或空中低速时发动机失效的操纵特性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.d.(3)	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的	

替代数据来源、程序和专用仪器				
客观测试项目名称和索引编号	模拟机的等级		关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
	A	B		
操纵品质。横航向。驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。			飞机仪表、驾驶舱滚转操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.d.(4) 操纵品质。横航向。 螺旋稳定性。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，秒表、校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.d.(5) 操纵品质。横航向。 发动机失效的配平。	X	X	可以在飞行中使用附在配平操纵装置上的高分辨率标尺，手工记录数据。上述配平操纵装置已经在地面且风速小于 5 海里/小时的条件下，通过在操纵面和配平面上使用量角器的方法进行校准。 也可通过在第二阶段爬升（在一台发动机失效且驾驶员正确操纵的情况下）期间使用校准的飞机仪表和驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	第二阶段爬升期间的配平不是审定项目，在到达安全高度之前不得进行配平。
2.d.(6) 操纵品质。横航向。 方向舵响应。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、方向舵脚踏力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.d.(7) 操纵品质。横航向。 荷兰滚（偏航阻尼断开）。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.d.(8) 操纵品质。横航向。 稳定侧滑。	X	X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。对于侧滑，可以使用地面航迹和修正航向（风的影响）。	
2.e.(1) 操纵品质。着陆。 正常着陆。		X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表的、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.e.(3) 操纵品质。着陆。 侧风着陆。		X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.e.(4) 操纵品质。着陆。 一台发动机失效着陆（对于单发飞机不适用）。		X	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。 可以对法向和横向加速度进行记录，从而代替对迎角和侧滑的记录。	
2.f.		X	可以通过使用惯性测量系统，校准的	

替代数据来源、程序和专用仪器				
客观测试项目 名称和索引编号	模拟机 的等级		关于替代数据来源、程序 和专用仪器的说明	备注
	A	B		
操纵品质。地面效应。演示 纵向地面效应。			飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置 测量的同步视频来获得数据。	

附件 3 飞机飞行模拟机主观测试

第 60.A.3.1 条 概则

(a) 主观测试为鉴定飞机飞行模拟机（以下简称模拟机）提供了依据，用于评估模拟机在典型应用期间的表现能力，确定模拟机能够满足相应的训练、考试和检查的要求，能够成功地模拟每一个要求的机动飞行、程序或科目，以及验证模拟机操纵装置、仪表和各系统能够正确运转。

(b) 本附件第 60.A.3.3 条操作科目表中规定了驾驶员需要执行的科目，包括机动飞行和程序（称为飞行科目），并按飞行阶段进行了划分。这些由民航总局鉴定人员实施的科目包括对视景系统和特殊效果的操作性检查。还有一些涉及先进飞机技术和训练大纲创新的某些特性的飞行科目。例如“大迎角机动飞行”就为采用飞行包线保护功能的飞机进行“接近至失速”测试科目提供了必要的替代方法。

(c) 本附件第 60.A.3.3 条操作科目表中规定了模拟机的所有功能和操作，包括模拟的各种环境条件、模拟的飞机系统操作（正常、非正常和紧急情况）、视景系统显示以及满足飞行机组训练、检查或飞行经历要求所需要的特殊效果。

(d) 应当在正常和适用的备用工作方式下，对所有模拟的飞机系统功能进行评估。在对某一阶段的飞行科目进行评估时，应当对与该飞行阶段相关的正常、非正常和应急操作进行评估。在“任何飞行阶段”中分别列出了需要评估的各系统，以确保对相应的系统进行检查。如果安装了导航系统（包括惯性导航系统、全球定位系统或其他远距导航系统）和相关的电子显示系统，也应当对其进行评估。民航总局鉴定人员将在给训练大纲审批部门的报告中指明系统操作的效果和系统的任何限制。

(e) 只有圆满演示了盘旋进近能力的模拟机，才能被推荐用于盘旋进近动作，并根据训练大纲审批部门的决定，是否在飞行模拟设备运营人经批准的训练大纲中批准此动作。为了满足这一点，盘旋进近应当在最大着陆全重、最低能见度情况下进行，并且着陆跑道的方向应与仪表进近航迹相差至少 90 度，在整个机动飞行过程中驾驶员应能一直看到可识别的部分机场景象。

(f) 应训练大纲审批部门的要求，民航总局鉴定人员进行主观鉴定时，可以针对运营人训练大纲的特点对模拟机进行评估。这样的评估可以包含面向航线飞行训练科目的部分内容，或运营人训练大纲中特别重要的项目。除非与鉴定等级的要求有直接关系，否则这些评估的结果不会影响模拟机的鉴定结果。

第 60.A.3.3 条 操作科目表

民航总局鉴定人员将使用运营人经批准的手册和检查单，按照下列适用于所模拟飞机和模拟机等级的操作科目鉴定模拟机。

a. 飞行前准备：

(1) 飞行前。应对所有飞行机组成员和教员位置上安装的全部电门、指示器、系统和设备完功能检查，并确定该驾驶舱的设计和功能与所模拟的飞机完全一致。

b. 地面操作（起飞前）：

(1) 发动机起动：

(a) 正常起动；

(b) 备用起动；

(c) 非正常起动及关车（热起动、悬挂起动等）。

(2) 推飞机或依靠动力后退（如适用）。

(3) 滑行：

(a) 推力响应；

(b) 油门杆摩擦力；

(c) 地面操纵；

(d) 前轮拖胎；

(e) 刹车操作（正常及备用或紧急方式）；

(f) 地面危险情况；

(g) 地面引导系统；

(h) 其他。

c. 起飞：

(1) 正常起飞（白天、夜间、黄昏）：

(a) 推力系统检查（例如发动机参数关系，螺旋桨和混合比控制）；

(b) 飞机加速特性；

(c) 前轮转弯和方向舵操纵；

(d) 侧风（最大演示的）；

(e) 特殊性能；

(f) 最低能见度起飞；

(g) 起落架、襟翼、前缘装置操作；

(h) 其他。

(2) 非正常或紧急情况：

(a) 中断起飞，由于刹车温度上升，刹车效应减弱（如适用）；

(b) 中断起飞，特殊性能；

- (c) 动力装置故障：
 - (i) V_1 （决断速度）之前；
 - (ii) V_1 和 V_R （抬轮速度）之间；
 - (iii) 在 V_R 和到达离地面高度 500 英尺之间。
- (d) 飞行操纵系统故障模式。
- (e) 其他。

d. 飞行中操作：

- (1) 爬升：
 - (a) 正常爬升；
 - (b) 一台发动机失效的操作；
 - (c) 其他。
- (2) 巡航：
 - (a) 性能特性（速度和功率的关系）；
 - (b) 正常转弯和减速板（扰流板）放出与收上转弯；
 - (c) 高高度操纵；
 - (d) 高空速操纵，超速警告；
 - (e) 马赫数对操纵和配平的影响；
 - (f) 正常和大坡度转弯；
 - (g) 性能转弯；
 - (h) 在下列构型下接近至失速：
 - (i) 巡航；
 - (ii) 起飞或进近；
 - (iii) 着陆。
 - (i) 在下列构型下大迎角机动：
 - (i) 巡航；
 - (ii) 起飞或进近；
 - (iii) 着陆。
 - (j) 发动机空中停车；
 - (k) 空中重新启动发动机；
 - (l) 一台或多台发动机失效的机动飞行，如适用；
 - (m) 低速飞行；
 - (n) 特殊飞行特性；
 - (o) 人工恢复飞行操纵（全部飞行操纵动力丧失）；
 - (p) 其他飞行操纵系统失效模式；

- (q) 等待；
- (r) 空中危险情况；
- (s) 结冰条件下飞行；
- (t) 大姿态和强扰动改出；
- (u) 非正常姿态的改出；
- (v) 空中交通警戒和防止空中相撞；
- (w) 机身结冰效应；
- (x) 其他。

(3) 下降：

- (a) 正常；
- (b) 最大下降率（光洁，减速板伸出等）下降和改出；
- (c) 飞行操纵系统失效模式（即人工恢复飞行操纵、分离操纵等）；
- (d) 大下沉率和改出；
- (e) 其他。

e. 进近：

(1) 仪表进近：

(a) 非精密进近：

- (i) 无向信标（NDB）；
- (ii) 甚高频全向信标（VOR）、甚高频全向信标/测距仪（VOR/DME）、区域导航（RNAV）、塔康导航系统（TACAN）；
- (iii) 测距仪/弧线（DME/ARC）；
- (iv) 仪表着陆系统航向道/背航道（LOC/BC）；
- (v) 航向信标定向设备（LDA）、仪表着陆系统航向道（LOC）、简易定向设备（SDF）；
- (vi) 机场监视雷达（ASR）；
- (vii) 全球定位系统（GPS）；
- (viii) 一台发动机失效；
- (ix) 中断进近。

(b) 精密进近：

(i) 仪表着陆系统（ILS）

(A) 公布的 I 类进近：

- (I) 人工操纵，接通和关断飞行指引仪，进近到低于公布的决断高度或高 100 英尺以下；
- (II) 在有最大演示侧风情况下；
- (III) 在有风切变的情况下；

- (IV) 在一台发动机失效情况下。
- (B) 公布的 II 类进近 (如适用) :
 - (I) 接通或断开自动驾驶仪、自动油门和自动着陆系统 (如适用) ;
 - (II) 自动驾驶或自动油门交联进近至决断高及复飞 (如适用) ;
 - (III) 在一台发动机失效情况下。
- (C) 公布的 III 类进近 (如适用) :
 - (I) 在最小/备用电源情况下;
 - (II) 在发电机/交流发电机失效 (瞬时) 情况下;
 - (III) 在有 10 海里/小时顺风情况下;
 - (IV) 在有 10 海里/小时侧风情况下;
 - (V) 改出坡度;
 - (VI) 在一台发动机失效情况下。
- (D) 中断进近:
 - (I) 所有发动机工作;
 - (II) 一台发动机失效。
- (ii) 精密进近雷达 (PAR) :
 - (A) 正常;
 - (B) 带侧风;
 - (C) 一台发动机失效;
 - (D) 中断进近。
- (iii) 数字式全球定位系统 (DGPS) :
 - (A) 正常;
 - (B) 带侧风;
 - (C) 一台发动机失效;
 - (D) 中断进近。
- (iv) 微波着陆系统 (MLS) (如适用) :
 - (A) 正常;
 - (B) 带侧风;
 - (C) 一台发动机失效;
 - (D) 中断进近。
- (v) 大角度下滑道 (如适用) :
 - (A) 正常;
 - (B) 带侧风;
 - (C) 一台发动机失效;

(D) 中断进近。

(2) 目视进近机动：

- (a) 非正常襟翼/缝翼；
- (b) 无下滑道指引或目视进近下滑道指示器。

(3) 非正常或紧急情况：

- (a) 一台发动机失效；
- (b) 备用（或最小）电源或液压源；
- (c) 纵向配平故障；
- (d) 横向、航向配平故障；
- (e) 水平安定面卡阻或失去配平；
- (f) 飞行操纵系统最严重的失效情况（极不可能的计算机控制飞机的最严重降级）；
- (g) 训练大纲规定的操纵系统的其他失效模式；
- (h) 着陆和指定线外等待；
- (i) 其他。

f. 中断进近：

- (1) 人工；
- (2) 自动（若适用）；

g. 地面可视段和着陆：

(1) 正常情况（A 级和 B 级模拟机夜间景象，C 级模拟机黄昏和夜间景象，D 级模拟机黄昏、夜间和昼间景象）：

- (a) 从目视起落航线；
- (b) 从非精密进近；
- (c) 从精密进近；
- (d) 有最大演示侧风；
- (e) 从盘旋进近。

(2) 非正常和紧急情况：

- (a) 发动机失效；
 - (i) 双发飞机，一台发动机失效；
 - (ii) 三发飞机，中央和机翼安装的发动机失效；
 - (iii) 其他多发飞机，飞机一侧 50% 推力丧失。
- (b) 中断着陆；
- (c) 备用（或最小）电源和液压源；
- (d) 纵向配平故障；
- (e) 水平安定面卡阻或失去配平；

- (f) 横向、航向配平故障；
- (g) 飞行操纵系统最严重的失效情况（极不可能的计算机控制飞机的最严重降级）；
- (h) 训练大纲规定的操纵系统的其他失效模式；
- (i) 着陆和指定线外等待；
- (j) 其他。

h. 风切变：

- (1) 起飞；
- (2) 爬升；
- (3) 进近。

i. 地面操纵（着陆后）：

- (1) 着陆滑跑；
- (2) 扰流板操纵；
- (3) 反推操纵；
- (4) 刹车操纵；
- (5) 地面危险情况；
- (6) 地面引导系统（SMGS）；
- (7) 其他。

j. 任何飞行阶段：

- (1) 空调；
- (2) 防冰、除冰系统；
- (3) 辅助动力装置；
- (4) 通信设备；
- (5) 电气系统；
- (6) 火警探测和灭火；
- (7) 襟翼、缝翼；
- (8) 飞行操纵系统（包括扰流板和减速板）；
- (9) 燃油和滑油系统；
- (10) 液压系统；
- (11) 起落架；
- (12) 氧气系统；
- (13) 气源系统；
- (14) 动力装置；
- (15) 增压系统；
- (16) 飞行管理及飞行引导系统；

- (17) 自动着陆辅助设备；
- (18) 自动驾驶仪；
- (19) 动力管理和自动油门；
- (20) 飞行数据显示器；
- (21) 飞行管理计算机；
- (22) 飞行指引或系统显示器；
- (23) 飞行仪表；
- (24) 平显飞行引导系统；
- (25) 导航系统；
- (26) 气象雷达系统；
- (27) 失速警告和保护系统；
- (28) 操纵性和稳定性增强系统；
- (29) 空中交通警戒与防撞系统（ACARS）；
- (30) 其他。

k. 发动机关车及停机：

- (1) 系统操作；
- (2) 停留刹车操作。

第 60.A.3.5 条 模拟机系统列表

a. 教员控制台：

- (1) 电源开关；
- (2) 飞机状态：
 - (a) 全重、重心、燃油装载和分配等；
 - (b) 飞机各系统状态；
 - (c) 地面勤务功能（例如外部电源连接、拖飞机等）；
 - (d) 其他。
- (3) 机场：
 - (a) 代码和选择；
 - (b) 跑道选择；
 - (c) 道面条件（例如粗糙、平滑、结冰、湿、干）；
 - (d) 预设位置（例如停机坪、登机门、起飞位置、五边定位点上空）；
 - (e) 灯光控制；
 - (f) 其他。

(4) 环境控制:

- (a) 云（云底和云顶）；
- (b) 能见度；
- (c) 跑道视程；
- (d) 温度；
- (e) 气象条件（例如冰、雪、雨等）；
- (f) 风向和风速；
- (g) 风切变；
- (h) 其他。

(5) 飞机系统故障设置:

- (a) 插入、删除；
- (b) 故障清除；
- (c) 其他。

(6) 冻结和重新定位:

- (a) 冻结和解冻（全部）故障；
- (b) 位置冻结和解冻；
- (c) 重新定位（定位、冻结和解冻）；
- (d) 二分之一或两倍地速控制；
- (e) 其他。

(7) 教员台遥控:

(8) 其他。

b. 声音控制

接通和断开，音量调节。

c. 运动、操纵载荷系统

- (1) 接通、断开和紧急停止；
- (2) 干扰（不能在别的自由度上感觉到给定自由度上的运动响应）；
- (3) 平滑性（在正常“飞行”中模拟机运动方向发生反转时，不能有“换向撞击感”）。

d. 观察员座位:

- (a) 位置；
- (b) 调节；
- (c) 安全带。

附件 4 关于风切变训练的飞机飞行模拟机鉴定要求

第 60.A.4.1 条 适用范围

本附件适用于满足中国民用航空规章第 121 部、135 部或 142 部中关于低空遭遇风切变训练科目要求的所有飞机飞行模拟机（以下简称模拟机）。

第 60.A.4.3 条 符合性和能力声明

(a) 运营人应当提交符合性和能力声明，确认空气动力模型的依据是飞机制造厂家提供的数据或经批准的其他数据，并且包括风的环境参数的任何变化和用于风切变条件的参数，一旦用于计算，要产生正确的模拟机性能。这个声明也应当包括在模拟机上对风的环境参数进行评估的例子（例如侧风起飞、侧风进近和侧风着陆）。

(b) 对于没有按照原始设备安装风切变预警、警告或引导部件的模拟机，其符合性和能力声明还应当表明增加的模拟机硬件或软件（包括相关的驾驶舱显示、警告和功能）与安装在飞机上的系统相同或等效，并附描述输入和输出信号的流程图，与安装在所模拟飞机上的设备的信号流程进行比较。

第 60.A.4.5 条 风切变模型

为了满足鉴定要求，安装在模拟机上的风切变模型软件应当符合下列要求：

(a) 为了满足驾驶员实施改出程序的需要，应当提供识别风切变现象发生和潜在性能降低的必要提示。当飞行包线的相应部分适用时，提示应当包括下列全部内容：

- (1) 至少 ± 15 海里/小时的空速快速变化；
- (2) 在起飞滑跑期间，空速的停滞；
- (3) 至少 ± 500 英尺/分钟的垂直速度快速变化；
- (4) 至少 ± 5 度俯仰姿态快速变化。

(b) 至少具有两级可以调节的风切变强度（或可达到强度效果的其他参数），以便遇到风切变时，驾驶员可以通过上述提示识别它的出现。当驾驶员应用推荐的程序脱离时，风切变模型应能满足下列要求：

- (1) 如果风切变强度小时，模拟的飞机性能使驾驶员能保持满意的航迹；
- (2) 如果风切变强度大时，模拟的飞机性能使驾驶员不能保持满意的航迹（坠毁）。

注：用于完成本条（b）（2）中“不可幸免”科目的方法，涉及了所模拟飞机的一些操纵原理。这些方法应当能够反映出有关参数都在该飞机签派放行限制条件内。

(c) 适用于民航总局批准的风切变训练科目。

第 60.A.4.7 条 演示

(a) 运营人应当确定起飞和进近两种状态下的“可幸免”风切变模型。运营人应确定所选两个模型的风分量并以图表形式表示该信息，使得风切变的所有分量都能得到显示，包括起始点、变化量以及与时间或距离的关系。在下列所有情况下，模拟机应当运行在同样的全重、构型和初始空速条件下：

- (1) 起飞，通过平稳大气；
- (2) 起飞，通过所选的第一个“可幸免”风切变；
- (3) 进近，通过平稳大气；
- (4) 进近，通过所选的第二个“可幸免”风切变。

(b) 对于上述四种情况的每种情况，均应在“起始点”使用推荐的风切变改出程序并按本附件第 60.A.4.9 条的规定记录结果。

(c) 这些记录在没有程序设定的随机颠簸时进行，风切变模型会导致颠簸的产生，但不要试图抑制这种颠簸。

(d) 本条描述的这四种情况的模型定义和演示结果应当作为主鉴定测试指南的组成部分。

第 60.A.4.9 条 参数记录

(a) 对于主鉴定测试指南中四种情况的每一种，应当采用电子格式记录下列参数（时间历程）：

- (1) 指示空速或校正空速；
- (2) 指示垂直速度；
- (3) 俯仰姿态；
- (4) 指示高度或无线电高度；
- (5) 迎角；
- (6) 升降舵位置；
- (7) 发动机参数（推力、N1 或油门位置）；
- (8) 风量（假定为简单的风切变模型）。

(b) 在起始点之前至少 10 秒开始记录直到完成改出或触地。

第 60.A.4.11 条 设备及其工作情况

在模拟机上安装的风切变预警、警告或引导部件的工作情况应当与它们在所模拟飞机上的工作情况相同。例如，模拟机遇到风速或风向快速变化时，应当与飞机遇到同样条件时一样能够产生风切变警告，不需要教员或鉴定人员干预。

第 60.A.4.13 条 鉴定测试指南

(a) 全部鉴定测试指南资料（性能演示记录等）应当提交给民航总局。

(b) 按照正常程序安排模拟机鉴定计划。应尽可能地采用定期鉴定计划。

(c) 在现场鉴定期间，鉴定人员会要求运营人进行性能测试并记录结果。这些现场测试结果将与以前经批准并保存在鉴定测试指南或主鉴定测试指南中的测试结果进行比较。

(d) 新模拟机的鉴定测试指南或已升级模拟机的主鉴定测试指南应当包括或涉及本附件第 60.A.4.3 至 9 条规定的信息。

第 60.A.4.15 条 主观测试

民航总局鉴定人员将在模拟机上进行至少两个可用的风切变科目飞行，检查模拟机和所模拟飞机的功能，并对模拟机遇到风切变时的性能进行主观测试。这些科目应包含：

(a) 使驾驶员能保持满意航迹的科目；

(b) 使驾驶员不能保持满意航迹（坠毁）的科目；

(c) 民航总局鉴定人员确定的需要检查的其他科目。

第 60.A.4.17 条 鉴定基础

为满足风切变训练的合格要求，而在模拟机上增加风切变程序不改变模拟机的原始鉴定基础。

第 60.A.4.19 条 演示的可重复性

为了验证演示的可重复性，推荐在演示期间使用模拟机的自动驱动功能对模拟机进行测试（对具有此功能的模拟机而言）。

附录 B 飞机飞行训练器鉴定性能标准

附件 1 飞机飞行训练器的一般要求

第 60.B.1.1 条 概则

(a) 本附件中关于飞机飞行训练器（以下简称训练器）的某些要求应当有符合性和能力声明支持，并且在指定的情况下记录训练器的性能，将其结果作为鉴定测试指南的一部分。关于符合性和能力声明的要求在本附件第 60.B.1.3 条训练器最低要求的附加说明栏中注明。

(b) 本附件规定了 2 级至 6 级飞行训练器最低要求，1 级作为保留。对于特定级别训练器的完整要求，还应当参考本附录附件 2 和附件 3 的要求。本附件第 60.B.1.3 条训练器最低要求分为以下几部分：

- (1) 驾驶舱一般构型；
- (2) 训练器编程；
- (3) 设备操作；
- (4) 教员或检查人员使用的设备；
- (5) 运动系统（如适用）；
- (6) 视景系统（如适用）；
- (7) 声音系统。

第 60.B.1.3 条 训练器最低要求

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
1. 驾驶舱一般构型								
a. 训练器应当具有一个所模拟飞机或组类飞机驾驶舱的全尺寸复制品，其操纵装置、设备、能够看到的驾驶舱指示器、跳开关、隔板的位置要合适，功能要准确，可对飞机或组类飞机进行复现。操纵装置和开关的移动方向应与所模拟的飞机或组类飞机一致。			X			X	3 级应当代表单一组类的飞机，应当有导航控制、显示和 CCAR-91 部中规定的按照仪表飞行规则运行所需的仪表。机组成员的座椅要有能力使驾驶员达到所模拟飞机上设计的眼点位置，或者对于一普通组类飞机，则只要求近似达到这样的位置。	对于训练器而言，驾驶舱应包括从驾驶员座椅调整到最后位置所对应的机身横截面之前的全部空间，包括附加的必需机组成员值勤位置以及驾驶员座椅后方必需的隔板所占用的空间。
b. 训练器应当充分地模拟了设备（例如仪表、面板、系统和操纵装置）以能够保证完成批准的训练、检查。训练器上安装的设备应当具有正确的空间布局，它们可以在驾驶舱内或在开放式的驾驶舱区域内。这些设备的工作应当同飞机上的相应设备工作一致。		X		X	X		2 级应当代表单一组类的飞机。	
c. 影响操作程序和需要飞行机组做出响应的故障中所涉及的跳开关，其功能应当准确。		X	X		X	X	6 级训练器应当将跳开关安装在驾驶舱的正确位置。	
2. 训练器编程								
a. 训练器应当能够表现飞行中通常遇到的阻力和推力的各种组合对空气动力变化的正确影响。其中应当包括飞机姿态、推力、阻力、高度、温度及构型变化的影响。		X	X		X	X	对 3 级和 6 级还要求全重和重心变化产生的影响。对 2 级、3 级和 5 级仅要求通用空气动力编程。	

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
b. 训练器具有满足鉴定等级要求的计算机(模拟或数字)能力,例如计算能力、精度、分辨率和动态响应。		X	X	X	X	X		
c. 应在飞机(或对某一组类飞机适用的)改进或相应数据发布的6个月内,对训练器的硬件和程序进行更新,除非经事先协调,民航总局另行批准。		X	X	X	X	X		
d. 驾驶舱仪表的相对响应应当密切耦合以提供综合的感觉提示。这些仪表应当在规定时间内对驾驶员位置上快速有力的输入做出响应,但不能短于相应飞机或组类飞机在同样条件下做出响应的的时间。如果已经安装了视景和运动系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试或检查的认可时,上述要求中还应包含对这些系统的要求。如果安装了视景系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试或检查的认可时,视景图像从稳定状态受到扰动发生变化的过程应当在相应系统动态响应限制范围内出现,但不能早于仪表的响应,并且如果安装了运动系统,视景图象的变化也不能早于运动系统的响应。		X	X		X	X	要求演示,并且应当同时记录:驾驶杆、驾驶盘和脚蹬的模拟输出,以及输出到驾驶员姿态指引仪的信号。这些记录应当与下列构型状态下的飞机响应数据进行比较:起飞、巡航和进近或着陆。测试结果应当记录到鉴定测试指南中。 另外,如果安装了视景系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试和检查的认可时,对输出到视景显示系统的信号(包括视景系统的模拟延迟)也做上述要求。如果安装了运动系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试和检查的认可时,对装于运动系统平台、位于驾驶员位置附近合适位置上的加速度计的输出信号也做上述要求。	
3. 设备操作								
a. 模拟飞机(或组类飞机)的全部相关仪表指示应自动地对操纵装置的移动或所模拟飞机(或组类飞机)受到的外部干扰(例如紊流、		X	X		X	X		

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
风)作出响应。								
b. 导航设备应与所模拟飞机(或组类飞机)上的一致,并在机载设备规定的误差范围内工作。		X	X		X	X	对 2 级和 5 级仅要求具有仪表进近飞行所必需的导航设备。对 3 级和 6 级应当还包括与飞机(或组类飞机)相同的通讯设备(内话和空地通话),并且对于可能实施的某些特殊操作,还应当有氧气面罩麦克风系统。	
c. 训练器上安装的系统应当能够模拟飞机(或组类飞机)上相应系统的运行,包括在地面和飞行两种情况下。应模拟至少一个飞机系统。系统的运行应当满足能够完成训练大纲所包含的适用的正常、非正常和应急操作程序的要求。		X	X	X	X	X	6 级应当模拟飞机的全部飞行、导航和系统的工作。3 级应当具有飞行和导航操纵装置、显示装置和 CCAR-91 部中规定的仪表飞行规则运行所需的仪表。2 级和 5 级应当具有可操作的飞行和导航操纵装置、显示装置和仪表。	
d. 应当具有足够的环境灯光用于仪表和面板照明,以便于实施操作。		X	X	X	X	X		
e. 训练器应当提供与所模拟飞机(或组类飞机)一致的操纵力和操纵行程。在相同的飞行条件下,操纵力的反作用应当与飞机(或组类飞机)上的反作用方式相同。			X			X		
f. 训练器应当提供具有足够精确度的操纵力和操纵行程,以便能够人工实施仪表进近。在相同的飞行条件下,操纵力的反作用应当与飞机(或组类飞机)上的反作用方式相同。		X			X			
4. 教员或检查人员使用的设备								

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
a. 除了飞行机组成员的位置外,还应当为教员或检查员和监察员安排合适的座位。在这些座位上,应当有足够的视野观察飞行机组成员的面板。		X	X	X	X	X		这些座椅不必与飞机的座椅相同,可以使用象办公室座椅一样简单的座椅放在适当的位置。
b. 训练器应当具有教员控制机构,可以通过该机构根据需要设置正常、非正常和紧急情况。一旦设置的情况启动,机组实施的系统管理应能导致正确的系统工作,而不需要来自教员控制机构的输入。		X	X	X	X	X		
5. 运动系统								
a. 训练器可以安装运动系统,但不作要求。		X	X	X	X	X	如果安装了运动系统,其运转不能使驾驶员感到迷惑。可以参照本规则附录 A 中模拟机运动系统的标准(至少 A 级)。	
6. 视景系统								
a. 训练器可以安装视景系统,但不作要求。如果安装了视景系统,则应当满足下列要求: (1) 可以是单通道非准直显示; (2) 在飞驾驶员的最小视场角为垂直 18°和水平 24°; (3) 每个驾驶员的最大视差误差为 10°; (4) 景色内容不能混叠; (5) 从驾驶员的眼点到直接显示面的距离不能小于到前仪表面板的距离;		X	X	X	X	X	要求能力声明和滞后或传输延迟的演示。 可以参照本规则附录 A 中模拟机视景系统的标准(至少 A 级)。然而,如果申请使用视景系统进行训练、考试和检查的附加授权,则要求满足附录 A 中相关视景系统标准。	

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
(6) 计算和显示象素尺寸的最小分辨率均为 5 弧分； (7) 最大滞后或传输延迟不超过 300 毫秒。								
7. 声音系统								
a. 训练器模拟的由驾驶员操纵动作所导致的重要驾驶舱声响应与相同情况下在飞机上听到的一致。			X			X		

附件 2 飞机飞行训练器客观测试

第 60.B.2.1 条 测试要求

(a) 确定飞机飞行训练器（以下简称训练器）等级所要求的地面和飞行测试项目在本附件第 60.B.2.3 条训练器客观测试标准中列出。每一项测试应当提供计算机生成的训练器测试结果。如果测试所要求的飞行条件或运行条件对所模拟的飞机或申请的鉴定等级不适用，则可以忽略（例如一台发动机失效中断进近对单发飞机，使用反推操纵的动作对无反推能力的飞机等不适用的情况）。每项测试结果都要与本规则第 60.23 条规定的试飞数据进行比较。尽管鼓励使用驱动程序自动完成测试，但每项测试都应能够由人工完成，并可以记录全部适用的参数。这些测试结果应当在多通道记录仪、行式打印机或民航总局认可的其他适用记录设备上生成。每项测试都应当标明时间历程，除非在本附件第 60.B.2.3 条训练器客观测试标准中指明了其他方法。所有测试结果应当标明规定的容差和单位。

(b) 本附件第 60.B.2.3 条训练器客观测试标准规定了要求的测试结果，包括用于训练器验证的参数、容差和飞行条件。由于空气动力建模，以及基准数据的采集、推导经常是不精确的，所以对列出的测试提供了容差。训练器客观测试标准中列出的全部容差用来衡量训练器的性能。当对同一个参数提供了两个容差时，可采用对训练器性能要求较低的那个，另有说明的情况除外。

(c) 本附件第 60.B.2.3 条训练器客观测试标准中的某些测试应当有符合性和能力声明来支持，对符合性和能力声明的要求在测试细节栏中指明。

(d) 使用运行判断或工程判断对用于训练器验证的试飞数据适用性进行评估时，这种判断不能只局限于单一参数。例如，呈现出被测参数急剧变化的数据可能需要插值或只选取最合适的数据。为了能够做出全面解释，应当提供与设置的机动动作或飞行条件有关的全部参数。当训练器数据与飞机数据在整个时间历程内难以或不可能匹配时，应当通过比较其他有关变量来证明两者之间差异的合理性。

(e) 对于训练器编程，如果空气动力模型仅能在进行验证的测试点保证准确，则这样的编程是不够的，也是不能接受的。训练器应能表现飞机以典型的运行重量和重心进行正常运行时的性能和操纵品质，另有说明的情况除外。如果一个测试使用的支持数据是极限重量或极限重心状态下的飞机数据，则鉴定测试指南中还应当有一个使用中间状态，或尽可能接近另一个极限状态下的飞机数据作为支持数据的测试，民航总局另有批准的情况除外。3 级和 6 级训练器的测试结果，最好能在下列条件的全部范围内，指示出该设备的性能和操纵品质。

- (1) 飞机重量和重心包线；
- (2) 飞行包线；
- (3) 不同的大气条件和环境条件，包括对所模拟飞机或组类飞机批准的极端条件。

(f) 将测试中列出的参数与相应的飞机参数进行比较时，还应当提供足够的的数据以检验飞行条件和飞机构型变化的正确性。例如，为了在静稳定性测试中证明操纵力在 $\pm 2.22\text{daN}$ （5 磅）容差范围内，还应当提供表明正确的空速、功率、推力或扭矩、飞机构型、高度和其他有关识别参数的数据。如果比较短周期动态特性，可采用将法向加速度与飞机数据进行比较的方法，但还应当提供空速、高度、操纵输入、飞机构型和其他有关数据。如果比较起落架变化动态特性，可采用将俯仰角、空速和高度与飞机数据进行比较的方法，但还应提供起落架的位置数据。应当清楚地标明所有空速值是指示空速、校正空速还是其他类型空速，并和用于比较的空速类型一致。

(g) 运营人在提供的鉴定测试指南中，应当清楚地分别说明每一项测试中是如何设置和操作训练器的，并对每一项测试都应提供具有详细测试步骤的人工测试程序。应完成对训练器的全面综合测试，以确保整个训练器系统符合规定的标准，也就是说，不能只是独立地测试训练器的各个子系统。

(h) 在那些允许使用抽点打印结果代替时间历程结果的客观测试实例中，运营人应当确保在抽点打印捕获数据的时刻之前 5 秒一直到该时刻之后 2 秒存在一个稳定状态。

(i) 对于在本规则生效之前鉴定合格的训练器，如果运营人已经向民航总局提交了修订过的主鉴定测试指南并得到批准，则可以在后续定期鉴定中使用本附件的测试和容差。

(j) 接受鉴定的训练器所使用的发动机模型模拟的是飞机制造厂家试飞时所用的发动机。对于替代发动机（试飞时所用发动机的衍生型或其他制造厂家的发动机）的鉴定，要求进行使用该替代发动机模型的附加训练器测试。如果替代发动机推力与试飞所用发动机推力相差 5% 以上，则要求使用在安装了替代发动机的飞机上获得的试飞数据。如果飞机制造厂家证明对训练器发动机模型的唯一影响是推力，而与替代发动机有关的其他变量（例如阻力和推力矢量）没有变化或没有明显变化，可以使用同样的初始条件，将试飞数据中的推力用作替代发动机模型的驱动参数，来进行附加的训练器测试。

(k) 操纵品质测试应当包括对增稳设备的验证。对于高度增稳飞机的训练器，应在无增稳（或在允许的最大程度操纵品质降级的故障状态）和有增稳两种构型下进行验证。在故障状态可以导致不同水平操纵品质的情况下，有必要验证故障的影响。对于此类测试的要求，将由民航总局和运营人根据具体情况达成一致。

(l) 如果客观数据中存在风的数据，则应将风矢量作为数据表示的一部分清楚地注明，使用常规术语表达，并将相对于测试所用跑道的方向标注出来。

第 60.B.2.3 条 训练器客观测试标准

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
1. 性能										
a. 起飞										
(1) 地面加速时间。	时间：±5%或±1 秒	地面或起飞			X			X	记录加速时间，记录范围至少应为整个起飞滑跑段（从松刹车到达到抬轮速度 V_R ）的 80%。 可以使用飞机的初步审定数据。	
b. 爬升										
(1) 正常爬升。	空速：±3 海里/小时 爬升率：±5%或±0.5 米/秒（100 英尺/分钟）	所有发动机都工作		X	X		X	X	记录在额定爬升速度和额定高度情况下的测试结果。飞机制造厂家提供的总爬升梯度可用作试飞数据。可以是抽点打印测试结果。	
c. 地面减速										
(1) 减速时间，使用人工刹车、无反推。	时间：±5%或±1 秒	着陆，干跑道			X			X	记录减速时间，记录范围至少应为开始中断起飞到全停阶段的 80%。	
(2) 减速时间，使用反推、无刹车。	时间：±5%或±1 秒	着陆，干跑道			X			X	记录减速时间，记录范围至少应为开始中断起飞到全停阶段的 80%。	
d. 发动机										
(1) 加速。	时间：±10%	进近或着陆		X	X		X	X	记录从慢车达到复飞推力期间的发动机功率（N1、N2、EPR、扭矩等），操作时应快速移动油门。对于 2 级、3 级和 5 级训练器，允许有±1 秒的容差。	

训练器客观测试标准											
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明	
			1	2	3	4	5	6			
(2) 减速。	时间：±10%	地面或起飞		X	X			X	X	记录从最大起飞功率到功率减小到最大起飞功率的 10%（90%的功率衰减）期间的发动机功率（N1、N2、EPR、扭矩等），操作时应快速移动油门。对于 2 级、3 级和 5 级训练器，允许有±1 秒的容差。	
2. 操纵品质											
<p>注意：对于需要对操纵装置进行静态或动态测试的训练器，如果运营人的鉴定测试指南或主鉴定测试指南表明使用专用夹具测试的结果和采用替代方法的测试结果（例如同时生成的计算机曲线）具有令人满意的一致性，则在进行初始或升级鉴定时，不需要专用夹具。因此，在初始或升级鉴定期间重复使用该替代方法可满足本测试的要求。</p>											
a. 静态操纵检查											
(1)(a) 驾驶杆位置与力以及操纵面位置校准。	启动力：±0.89daN（2 磅） 驾驶杆力：±2.22daN（5 磅）或±10% 升降舵：±2°	地面						X	记录不间断地全行程操纵驾驶杆一直到止动位的结果。 （对于计算机控制的飞机，如果训练器上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不需要测试位置与力的关系。）		
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	启动力：±0.89daN（2 磅） 驾驶杆力：±2.22daN（5 磅）或±10%	地面		X	X			X	记录不间断地全行程操纵驾驶杆一直到止动位的结果。 （对于计算机控制的飞机，如果训练器上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不需要测试位置与力的关系。）		
(2)(a) 驾驶盘位置与力以及操纵面位置校准。	启动力：±0.89daN（2 磅） 驾驶盘力：±1.33daN（3 磅）或±10% 副翼：±1°	地面						X	记录不间断地全行程操纵驾驶盘一直到止动位的结果。 （对于计算机控制的飞机，如果训练器上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不需要		

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
	扰流板：±2°								测试位置与力的关系。)	
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	启动力：±0.89daN (2 磅) 驾驶盘力：±1.33daN (3 磅) 或±10%	地面		X	X			X	记录不间断地全行程操纵驾驶盘一直到止动位的结果。 (对于计算机控制的飞机，如果训练器上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不需要测试位置与力的关系。)	
(3)(a) 方向舵脚蹬位置与力以及操纵面位置校准。	启动力：±2.22daN (5 磅) 脚蹬力：±2.22daN (5 磅) 或±10% 方向舵：±2°	地面						X	记录不间断地全行程操纵脚蹬一直到止动位的结果。	
(3)(b) 方向舵脚蹬位置与力的关系。	启动力：±2.22daN (5 磅) 脚蹬力：±2.22daN (5 磅) 或±10%	地面		X	X			X	记录不间断地全行程操纵脚蹬一直到止动位的结果。	
(4) 前轮转弯操纵力。	启动力：±0.89daN (2 磅) 前轮转弯操纵力：±1.33daN (3 磅) 或±10%	地面			X			X		
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准。	前轮偏转角：±2°	地面			X			X		
(6) 俯仰配平校准(指示器与计算值对照)。	计算出的配平角：±0.5°	地面						X		
(7) 油门杆角度(或横轴角)与选	油门杆角度或横轴角或等效的角度：±5°	地面						X	要求对所有发动机都进行记录。训练器的油门位置与飞机油门位置的差异不能超	

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
择的发动机参数（EPR、N1、扭矩、进气压力等）校准。										过 5°（在任何方向上）。另外，在本测试中任何一个训练器油门杆的位置都不能与训练器其他油门杆的位置差异超过 5°。若油门杆没有角度行程，可采用±2 厘米（0.8 英寸）作为容差。对于螺旋桨飞机，如果装有螺旋桨变矩杆，应当对其进行检查。可以使用一系列的抽点打印测试结果。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系。	踏板位置：±2.2° 踏板力：±2.22daN（±5 磅）或±10%	地面			X				X	要求有两个数据点（零位和最大偏转）。计算机输出的结果可用于证明符合性。
b. 纵向										
(1) 功率变化时的驾驶杆力。	驾驶杆力：±2.22daN（5 磅）或±20%	巡航或进近		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。可以使用功率变化的动态特性。（对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。
(2) 襟翼、缝翼变化时的驾驶杆力。	驾驶杆力：±2.22daN（5 磅）或±20%	起飞和进近		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。可以使用襟翼变化的动态特性。（对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。
(3) 起落架变化时的驾驶杆力。	驾驶杆力：±2.22daN（5 磅）或±20%	起飞和进近		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。可以使用起落架变化的动态特性。（对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
(4) 起落架和襟/缝翼操作时间。	时间: ± 3 秒或 $\pm 10\%$	起飞和进近		X	X			X	X	
(5) 纵向配平。	俯仰操纵 (水平安定面和升降舵): $\pm 1^\circ$ 俯仰角: $\pm 1^\circ$ 巡航时的净推力或等效参数: $\pm 2\%$ 进近和着陆时的净推力或等效参数: $\pm 5\%$	巡航、进近和着陆		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。对于 2 级、3 级和 5 级训练器, 可以使用等效的驾驶杆和配平操纵装置, 代替水平安定面和升降舵。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。
(6) 纵向机动稳定性 (杆力/加速度)。	驾驶杆力或等效的操纵面位置: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$	巡航、进近和着陆						X		可以是一系列抽点打印测试结果。驾驶杆力或操纵面偏转的方向应当正确。(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。
(7) 纵向静稳定性。	驾驶杆力或等效的操纵面位置: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$	进近		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。对于 2 级、3 级和 5 级训练器应当展示其具有正静稳定性, 但不必满足本测试规定的容差。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。
(8) 失速警告 (失速警告设备作动)。	空速: ± 3 海里/小时 坡度: $\pm 2^\circ$	第二阶段爬升和进近或着陆		X	X			X	X	
(9)(a) 长周期动态特性。	周期: $\pm 10\%$	巡航						X		本测试应包含 3 个完整的周期 (在输入信号结束后的 6 个超调) 或足够用来确定达

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
	达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间： $\pm 10\%$ 或阻尼比： ± 0.02								到 1/2 振幅或 2 倍振幅时间的一定数量周期，两者取要求最低者。 (对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。	
(9)(b) 长周期动态特性。	在典型阻尼情况下的周期： $\pm 10\%$	巡航		X	X			X	(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。	
(10) 短周期动态特性。	俯仰角： $\pm 1.5^\circ$ 或俯仰速率： $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 法向加速度： $\pm 0.1g$	巡航						X	(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。	
c. 横航向										
(1) 滚转响应(速率)。	滚转速率： $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$	巡航和进近或着陆		X	X			X	X	
(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。	滚转速率： $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$	进近或着陆			X				X	(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。
(3)(a) 螺旋稳定性。	坡度应有正确的变化趋势。	巡航		X				X		(对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。
(3)(b) 螺旋稳定性。	坡度应有正确的变化趋势。 坡度(在 20 秒范围内)： $\pm 3^\circ$ 或 $\pm 10\%$	巡航			X				X	可使用在同一方向多次试飞数据的平均值。 (对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试)。
(4)(a) 方向舵响应	偏航速率(或小俯仰姿态)	进近或着陆							X	如果在荷兰滚测试中显示了方向舵的操

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
应。	下的航向变化速率): $\pm 2^\circ$ /秒或 $\pm 10\%$								纵输入和响应, 可不要求此测试。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。	
(4)(b) 方向舵响应。	偏航速率: $\pm 2^\circ$ /秒 坡度: ± 3	进近或着陆		X	X			X	可以使给定的方向舵偏转所导致的滚转响应。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。	
(5)(a) 荷兰滚 (偏航阻尼断开)。	周期: $\pm 10\%$ 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间: $\pm 10\%$ 或阻尼比: ± 0.02	巡航和进近或着陆						X	在增稳系统断开的情况下, 记录至少 6 个周期的测试结果。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。	
(5)(b) 荷兰滚 (偏航阻尼断开)。	周期: $\pm 10\%$ 有正确的趋势和周期数	巡航和进近或着陆			X				(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试。)	
(6) 稳定侧滑。	对于给定的方向舵位置: 坡度: $\pm 2^\circ$ 侧滑角: $\pm 1^\circ$ 副翼: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ$ 扰流板或等效的驾驶盘位置或力: $\pm 10\%$ 或 $\pm 5^\circ$	进近或着陆		X	X			X X	可以是一系列抽点打印测试结果。 对于螺旋桨飞机, 应当在每个方向上都进行测试。	

第 60.B.2.5 条 操纵系统动态特性

(a) 飞机飞行操纵系统特性对操纵品质有着重要的影响。在驾驶员对飞机的可接受性方面，一个需要考虑的重要因素就是通过驾驶舱的操纵装置提供给驾驶员的“感觉”。为了交付一个能使驾驶员感觉舒适并使其认为这是一架适合飞行的飞机，人们对飞机感觉系统设计付出了巨大努力。为了使训练器能代表相应飞机，应当给驾驶员提供正确的感觉，即在相应飞机上的感觉。确定训练器是否符合这种要求，取决于飞机操纵感觉系统的动态特性是否复现了所模拟的飞机。复现的效果将通过在起飞、巡航和着陆构型下对训练器操纵感觉系统动态特性的记录结果与飞机的测量结果进行比较来确定。

(b) 记录诸如对脉冲或阶跃函数的自由响应是评估机电系统动态特性的传统方法。但无论如何，由于只能对真实的输入和响应进行评估，所以评估动态特性只是一种可能性。由于训练器操纵载荷系统与飞机系统的紧密吻合是至关重要的，因此应当尽可能收集最好的数据。本附件描述了要求的操纵感觉系统动态特性测试。这些测试通常是在使用脉冲或阶跃输入对系统进行激励后，通过测量操纵装置的自由响应来完成的。这个测试应当在起飞、巡航和着陆飞行条件及构型下完成。

(c) 对于带有不可逆操纵系统的飞机，如果可以提供适当的静压输入以代表飞行中所遇到的典型空速，便可以在地面进行测量。同样还可以证明，对于某些飞机，在起飞、巡航和着陆的不同构型下会表现出相似的效果。因此，对一种构型进行的测试可以满足另一种构型测试的需要。如果按上述一种或两种情况安排测试时，应当提交工程证明或飞机制造厂家的原理说明，作为采用地面测试或减少某一种构型测试的合理性依据。

(1) 操纵系统动态特性的评定。

操纵系统的动态特性常用频率、阻尼和操纵系统中出现的其他传统测量术语来表示。为了对训练器操纵载荷的测试结果建立一致的验证方法，应当明确定义测量参数和所用容差的标准。对于欠阻尼系统和过阻尼系统（包括临界阻尼情况）都应当建立标准。对于一个阻尼很小的欠阻尼系统，可以用频率和阻尼对其进行定量表示。而对于临界阻尼或过阻尼系统，则很难从其响应时间历程中测量出频率和阻尼。因此，应当采用其他测量方法。

(2) 验证操纵感觉系统的动态特性是否能代表所模拟飞机的测试应当表明动态阻尼周期（操纵的自由响应）与飞机的动态阻尼周期是否在规定的容差范围内。对于欠阻尼和临界阻尼，可接受的评定系统响应和所采用容差的方法见本条（d）。

(d) 容差。

(1) 欠阻尼响应。

(i) 在这种阻尼响应中需要测两个量：第一次交零的时间（在阻尼比限制的情况下）和随后的振荡频率。如果响应上存在周期不一致的情况，需要以单个周期为基础进行测量。然后将每个周期与飞机操纵系统的相应周期单独作比较，并且结果应当满足为该周期所规定的整个容

差:

(ii) 阻尼的容差应当应用到单个超调量上。由于小超调量的意义可能是有问题的，所以对小超调量采用容差限制方法评定时应当特别慎重。只有那些超过总初始位移 5% 的超调量才被认为有意义。在本附件图 1 中，标注为 $T(A_d)$ 的误差带是指在初始位移幅度 A_d 的 $\pm 5\%$ 范围内偏离稳定状态振荡的一个区域。误差带内的振荡可以忽略不计。将训练器数据与飞机数据进行比较时，应当先把训练器和飞机的稳定状态值重叠或对齐，然后再比较振荡峰值的幅度、第一次交零时间和单个振荡周期。在对比飞机数据的那一时间段内，训练器应当有与飞机相同次数的有意义超调。这种响应的评定过程如本附件图 1 所示。

(2) 临界阻尼和过阻尼响应。

由于临界阻尼响应的本性（无超调），达到稳定状态（中立点）值 90% 处的时间应当与飞机数据一样，误差不超过 10%。训练器响应也应当是临界阻尼响应。其过程如本附件图 2 所示。

(3) 下面归纳了在供参考的测量方法图示中所使用的容差 T （参见本附件图 1 和图 2）：

$$T(P_0) \pm 10\% P_0$$

$$T(P_1) \pm 20\% P_1$$

$$T(A) \pm 10\% A_1, \pm 20\% \text{的后续峰值}$$

$$T(A_d) \pm 5\% A_d = \text{误差带}$$

$$\text{超调次数} \pm 1$$

如果在误差带之外完成的有意义的周期数超过本附件图 1 所示的周期数，将使用下列容差 (T)：

$$T(P_n) \pm 10(n+1)\% P_n, \text{“n”是下一个周期的序号。}$$

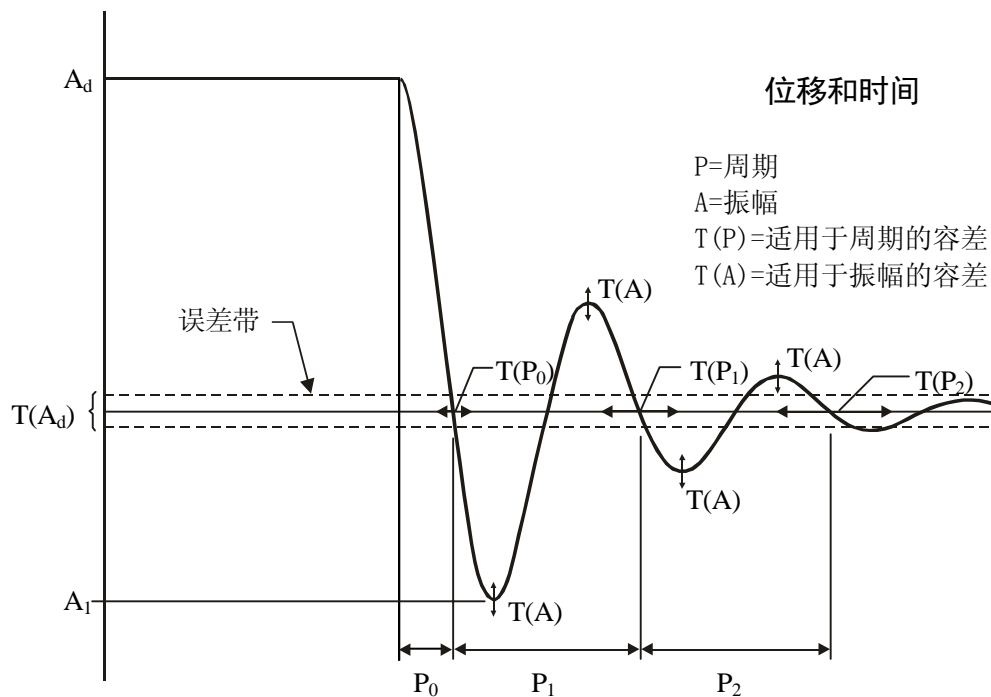


图 1 欠阻尼阶跃响应

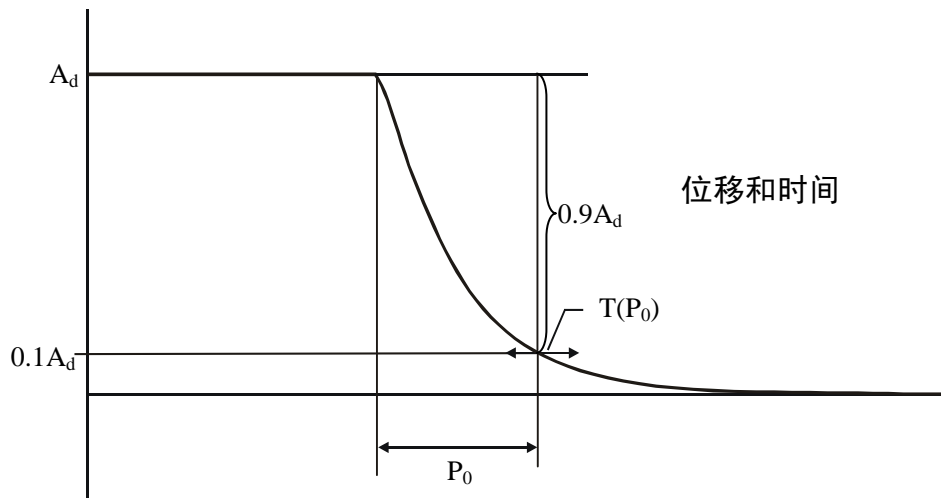


图 2 临界阻尼阶跃响应

(e) 操纵系统动态特性评定的替代方法。

(1) 对于有液压传动操纵装置和人工感觉系统的飞机，可以采用替代方法来测量操纵系统的动态特性。不使用自由响应测试方法，而是通过测量操纵力和移动速率的方法来验证。

(2) 对于俯仰、滚转和偏航每一个轴，都应按下列不同的速率，用力将操纵装置移到最大极限位置。这些测试应当在典型的滑行、起飞、巡航和着陆条件下进行。

(i) 静态测试，缓慢地移动操纵装置，以大约 100 秒的时间完成全行程操纵。全行程操纵定义为从中立位置移动到止动点，通常为后止动点或右止动点，然后再通过中立位置移到相反的止动点，最后回到中立位置；

(ii) 慢速动态测试，以大约 10 秒的时间完成全行程操纵。

(iii) 快速动态测试，以大约 4 秒的时间完成全行程操纵。

注意：作动态测试，操纵力不应超过 44.5daN（100 磅）。

(f) 容差。

(1) 对于静态测试，参见本附件第 60.B.2.3 条训练器客观测试标准中第 3 条(a)(1)、(2)和(3)款中规定的容差。

(2) 对于动态测试，为 $\pm 0.89\text{daN}$ （2 磅）或高于静态测试的操纵力增量的 $\pm 10\%$ 。

(g) 运营人可以采用类似于上面介绍的替代方法。然而，这类替代方法应当经证明是有效并适用的。例如，上面提到的替代方法就可能就不适合所有制造厂家的系统，并且对带可逆操纵系统的飞机肯定不适用。因此对每种情况都应在特定的基础上分析替代方法的优缺点。如果模拟机鉴定人员发现该替代方法不能得到令人满意的模拟机性能测试结果，那就应当采用更普遍接受的测试方法。

第 60.B.2.7 条 2 级、3 级和 5 级训练器的替代数据

(a) 本条（包括下列表格）仅与 2 级、3 级和 5 级训练器有关。这些等级的训练器是用来模拟一组具有相似性能（正常的空速/高度飞行包线）飞机的，这些飞机具有相似的操纵特性，并具有同样数量和型号的动力装置。

(b) 下列表格反映了一定组类飞机的典型性能范围，可以在不要求获得试飞数据或通过其他方式收集验证数据的情况下使用。然而，如果训练器的某些性能数据没有在下列特定表格项目所规定的范围内，但与运营人已经获得的、经民航总局认可的飞机试飞数据相比较时，在客观测试表格规定的容差范围内，则这些试飞数据可以用作特定表格项目要求。需要说明的是，3 级训练器的规定测试内容比 2 级和 5 级要多。因此，由于下列表格中包含所有三个级别训练器的信息，其中有些数据可能不适用于 2 级或 5 级训练器。

(c) 下列内容适用于希望使用替代方法的运营人：

(1) 运营人将提交完整的鉴定测试指南，并包括下列内容：

(i) 如果使用替代数据，应具有演示相应训练器性能在允许性能范围之内的记录；

(ii) 相应于所申请鉴定等级的客观测试的测试结果。

(2) 鉴定测试指南的测试结果应当包含在客观测试表格中规定了容差的全部参数，以及与实施测试的条件有关的所有信息，例如全重、重心、空速、推力设定、高度（爬升、下降或平飞）、温度、构型和会对实施测试产生影响的其他参数。

(3) 经民航总局评估并认可的这些测试结果将作为供初始鉴定和所有后续的定期鉴定使用的验证数据。在后续的这些鉴定中将使用客观测试表格中规定的容差。

(4) 应当对该设备进行主观测试，以确定该设备的表现和操纵与相应组类飞机中的飞机相似。

小型单发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升率=2.5-6 米/秒（500-1200 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 60 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	5-15 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	2-4 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	2-4 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 3 所示的阴影区内（小型单发飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 3a 所示的阴影区内（小型单发飞机）。
(3)(b) 方向舵脚踏位置与力的关系。	方向舵脚踏位置与力的关系图应当在本附件图 3b 所示的阴影区内（小型单发飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚踏位置与力的关系图应当在本附件图 3b 所示的阴影区内（小型单发飞机）。

小型单发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
(5) 方向舵脚踏转弯操纵的校准，在整个脚踏行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	13.3-44.5daN（30-100 磅）踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（推）。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。 (a) 襟翼完全收上，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 襟翼放出到其全行程的 50%，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（推）。
(3) 起落架变化时的驾驶杆力。 (a) 起落架在收上位，经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，放出起落架。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 起落架在放下位，经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定	(a) 0.89-5.34daN（2-12 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 0.89-5.34daN（2-12 磅）驾驶杆力（推）。

小型单发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
空速进行平直飞行。不调整配平或功率，收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。	
(4) 起落架和襟翼操作时间。 (a) 起落架放出； (b) 起落架收上； (c) 襟翼放出，零到 50% 行程； (d) 襟翼收上，50% 行程到零。	(a) 2-12 秒； (b) 2-12 秒； (c) 3-13 秒； (d) 3-13 秒。
(5) 纵向配平。	应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。
(7) 纵向静稳定性。	应当展示正的静稳定性。
(8) 失速警告（失速警告设备的作动），在额定全重、保持机翼水平的情况下，并且减速率大约为每秒 1 海里/小时。 (a) 着陆构型； (b) 光洁构型。	(a) 40-60 海里/小时，坡度在 $\pm 5^\circ$ 范围内。 (b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。
(9)(b) 长周期动态特性。	应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。 在不足 2 个周期时可以不达到 $\frac{1}{2}$ 或 2 倍振幅。
c. 横航向	
(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量，副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。	应当有每秒 $6-40^\circ$ 的滚转速率。
(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下，经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时，向转弯相反方向输入全行程 50% 的副翼操纵。当达到零度坡度角时，快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵输入开始之前至少 2 秒直到操纵装置回中立位之后至少 20 秒的响应。	滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内，减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。

小型单发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
(3)(a)和(b) 螺旋稳定性。在巡航构型和正常巡航速度下，建立 20-30°坡度。稳定后使副翼操纵装置回中立位并松开。应当完成两个方向的转弯。	20 秒之后，坡度角与初始坡度角的差异不超过±5°。
(4)(b) 方向舵响应。使用 50%的最大方向舵偏转量。适用于进近或着陆构型。	偏航速率为 6-12°/秒。
(5)(b) 荷兰滚（偏航阻尼断开）。适用于巡航和进近构型。	周期为 2-5 秒， $\frac{1}{2}$ -2 个周期。
(6) 稳定侧滑。使用 50%的最大方向舵偏转量。适用于进近和着陆构型。	坡度为 2-10°，侧滑角为 4-10°，副翼为 2-10°。
3. 驾驶舱仪表的响应	
仪表系统对驾驶员快速有力输入的反应。在每个轴上都需要测试（俯仰、滚转和偏航）。	小于或等于 300 毫秒。

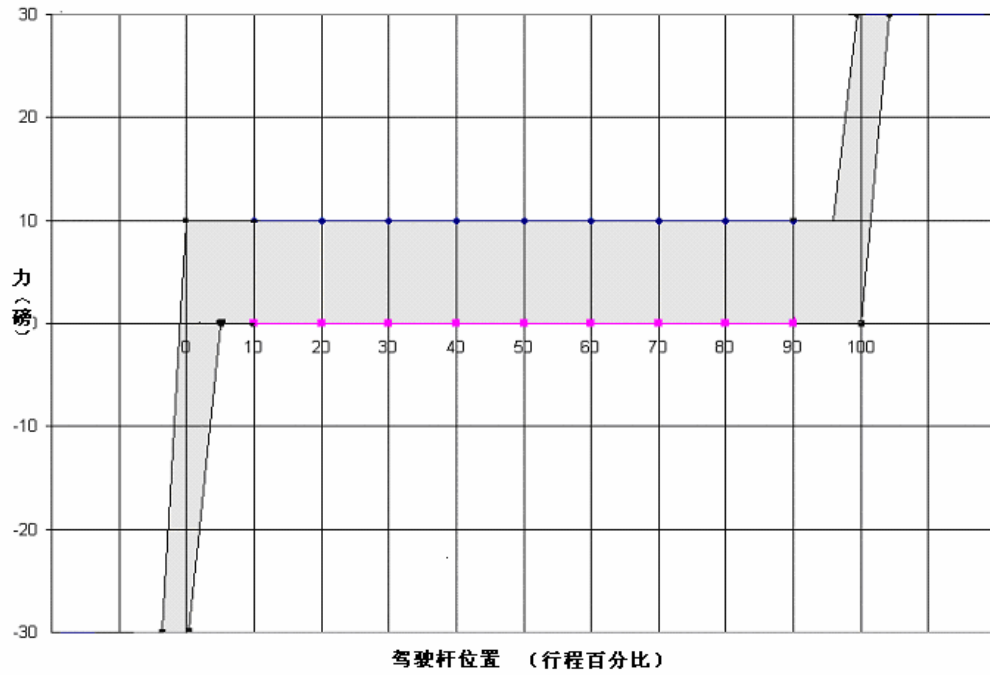


图 3 小型单发（活塞式）飞机驾驶杆位置与力的关系

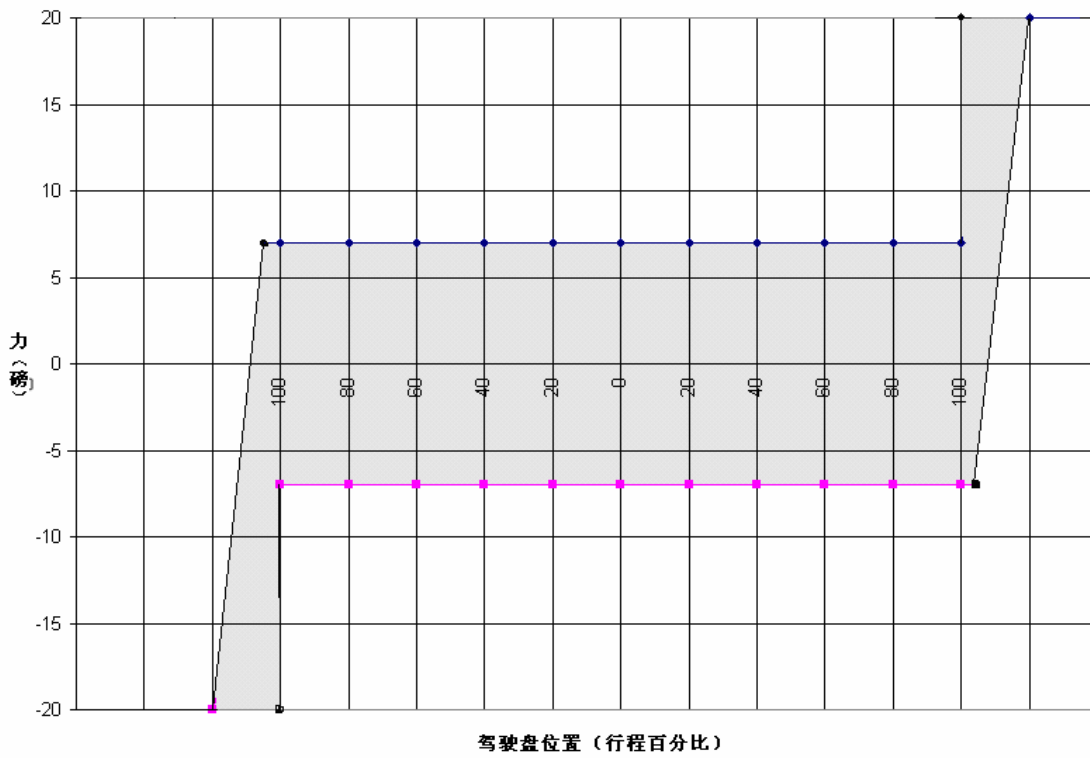


图 3a 小型单发（活塞式）飞机驾驶盘位置与力的关系

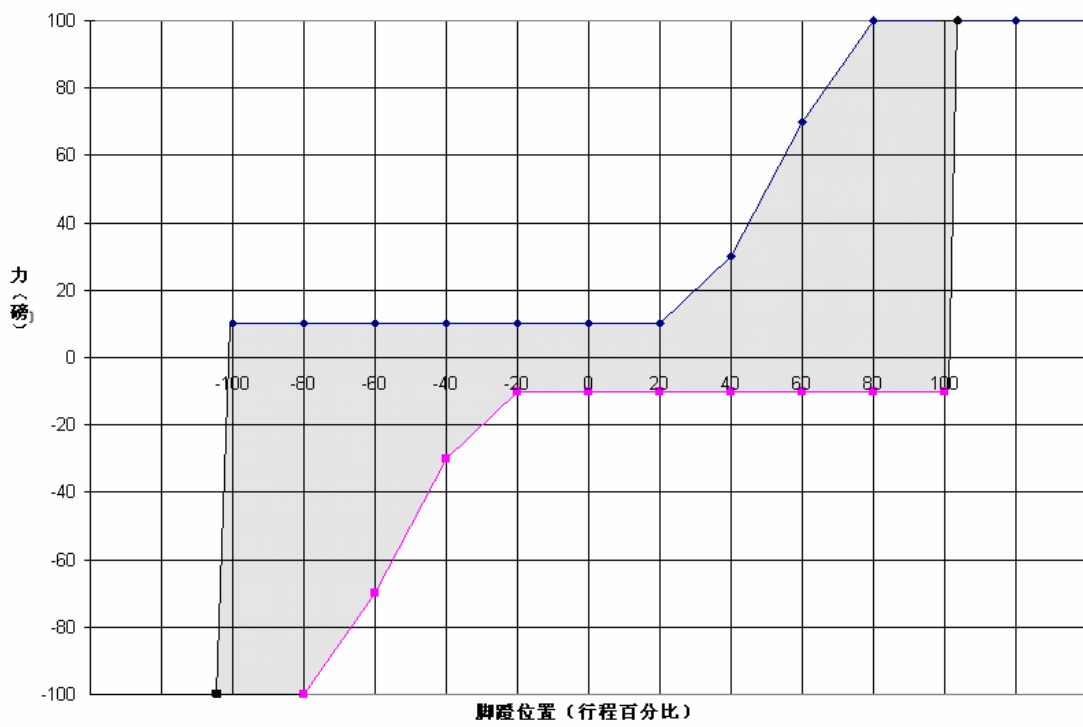


图 3b 小型单发（活塞式）飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

小型多发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升速度=95-115 海里/小时。 爬升率=2.5-7.5 米/秒（500-1500 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 80 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	10-20 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	2-5 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	2-5 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 4 所示的阴影区内（小型多发飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 5 所示的阴影区内（小型多发飞机）。
(3)(b) 方向舵脚踏位置与力的关系。	方向舵脚踏位置与力的关系图应当在本附件图 6 所示的阴影区内（小型多发飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚踏位置与力的关系图应当在本附件图 6 所示的阴影区内（小

小型多发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
	型多发飞机)。
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准，在整个脚蹬行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	22.24-66.72daN (50-150 磅) 踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (拉)。 (b) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (推)。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。 (a) 襟翼完全收上，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 襟翼放出到其全行程的 50%，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (拉)。 (b) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (推)。
(3) 起落架变化时的驾驶杆力。 (a) 起落架在收上位，经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，放出起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力； 或者	(a) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力 (拉)。 (b) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力 (推)。

小型多发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
(b) 起落架在放下位，经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。	
(4) 起落架和襟翼操作时间。 (a) 起落架放出； (b) 起落架收上； (c) 襟翼放出，零到 50% 行程； (d) 襟翼收上，50% 行程到零。	(a) 2-12 秒； (b) 2-12 秒； (c) 3-13 秒； (d) 3-13 秒。
(5) 纵向配平。	应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。
(7) 纵向静稳定性。	应当展示正的静稳定性。
(8) 失速警告（失速警告设备的作动）。在额定全重、保持机翼水平的情况下，并且减速率大约为每秒 1 海里/小时。 (a) 着陆构型； (b) 光洁构型。	(a) 60-90 海里/小时，坡度在 $\pm 5^\circ$ 范围内。 (b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。
(9)(b)长周期动态特性。	应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。 在不足 2 个周期时可以不达到 $\frac{1}{2}$ 或 2 倍振幅。
c. 横航向	
(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量，副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。	应当有每秒 $6-40^\circ$ 的滚转速率。
(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下，经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时，向转弯相反方向输入全行程 50% 的副翼操纵。当达到零度坡度角时，快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵	滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内，减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。

小型多发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
输入开始之前至少 2 秒直到操纵装置回中立位之后至少 20 秒的响应。	
(3)(a)和(b) 螺旋稳定性。在巡航构型和正常巡航速度下，建立 20-30° 坡度。稳定后使副翼操纵装置回中立位并松开。应当完成两个方向的转弯。	20 秒之后，坡度角与初始坡度角的差异不超过 $\pm 5^\circ$ 。
(4)(b) 方向舵响应。使用 50% 的最大方向舵偏转量。适用于进近或着陆构型。	偏航速率为 $6-12^\circ/\text{秒}$ 。
(5)(b) 荷兰滚（偏航阻尼断开）。适用于巡航和进近构型。	周期为 2-5 秒， $\frac{1}{2}$ -2 个周期。
(6) 稳定侧滑。使用 50% 的最大方向舵偏转量。适用于进近和着陆构型。	坡度为 $2-10^\circ$ ，侧滑角为 $4-10^\circ$ ，副翼为 $2-10^\circ$ 。
3. 驾驶舱仪表的响应	
仪表系统对驾驶员快速有力输入的响应。在每个轴上都需要测试（俯仰、滚转和偏航）。	小于或等于 300 毫秒。

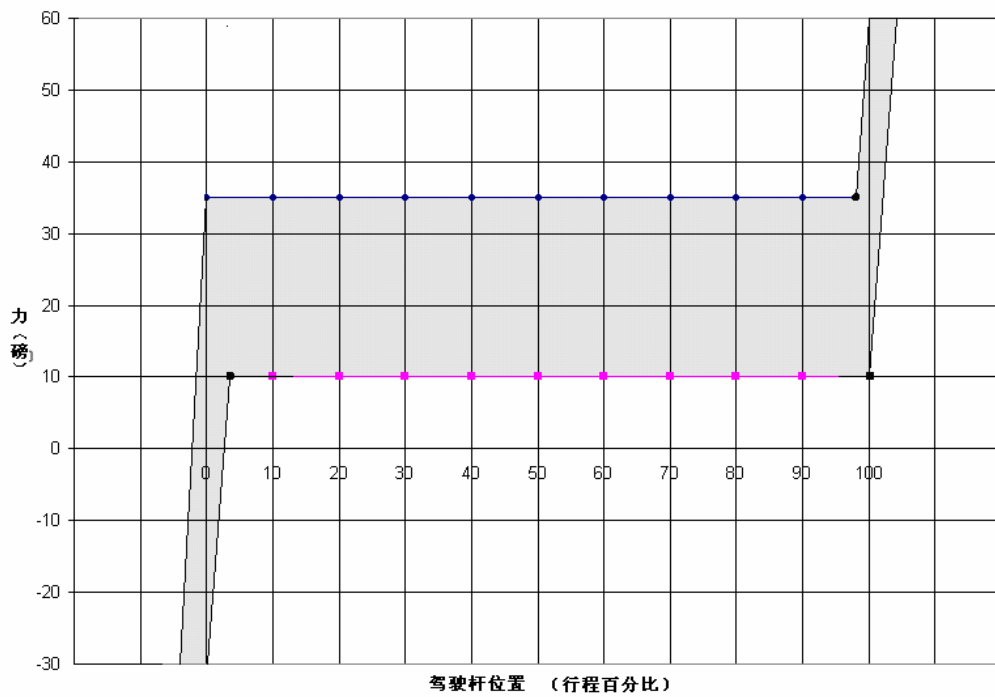


图 4 小型多发（活塞式）飞机驾驶杆位置与力的关系

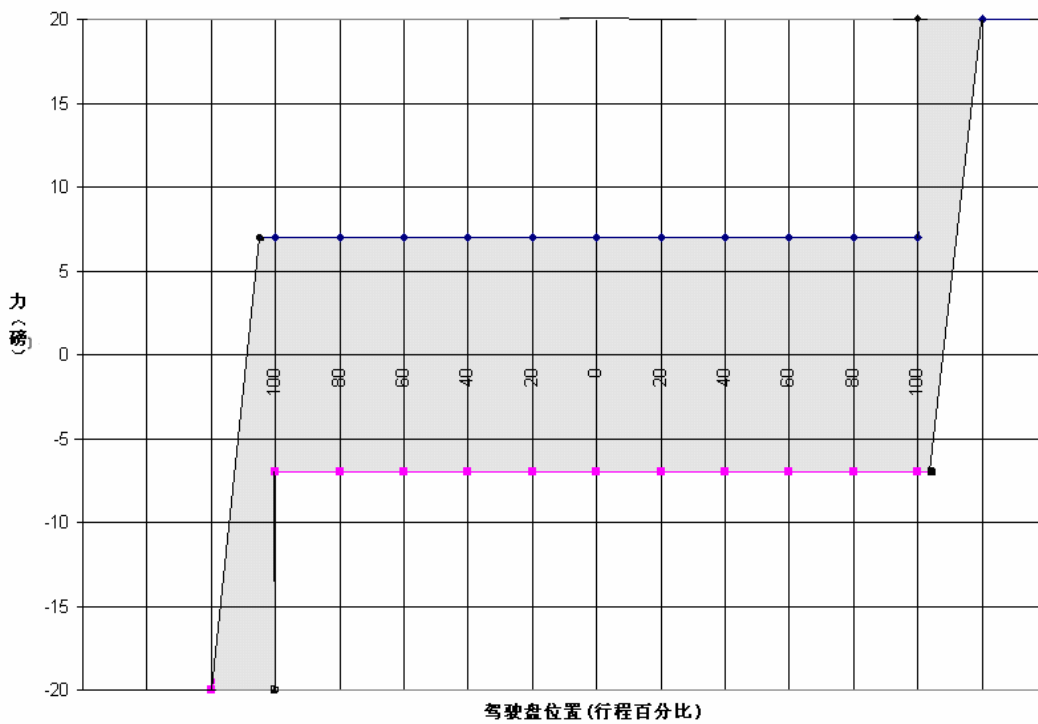


图 5 小型多发（活塞式）飞机驾驶盘位置与力的关系

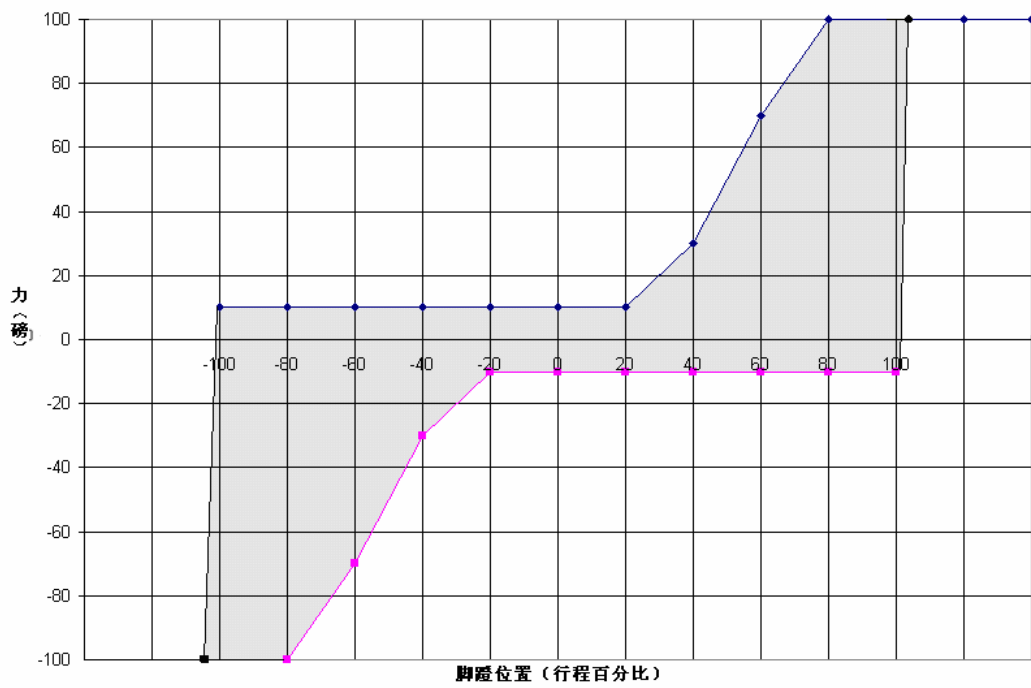


图 6 小型多发（活塞式）飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

单发（涡轮螺旋桨）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升速度=95-115 海里/小时。 爬升率=4-9 米/秒（800-1800 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 80 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	20-35 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	4-8 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	3-7 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 7 所示的阴影区内（单发涡轮螺旋桨飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 8 所示的阴影区内（单发涡轮螺旋桨飞机）。
(3)(b) 方向舵脚蹬位置与力的关系。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 9 所示的阴影区内（单发涡轮螺旋桨飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 9 所示的阴影区内（单

单发（涡轮螺旋桨）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
	发涡轮螺旋桨飞机)。
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准，在整个脚蹬行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	22.24-44.48daN（50-100 磅）踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 从 3.56daN（8 磅）推驾驶杆的力到 3.56daN（8 磅）拉驾驶杆的力。 (b) 5.34-9.79daN（12-22 磅）驾驶杆力（推）。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。 (a) 襟翼完全收上，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 襟翼放出到其全行程的 50%，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（推）。
(3) 起落架变化时的驾驶杆力。 (a) 起落架在收上位，经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，放出起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力； 或者	(a) 0.89-5.34daN（2-12 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 0.89-5.34daN（2-12 磅）驾驶杆力（推）。

单发（涡轮螺旋桨）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
(b) 起落架在放下位，经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。	
(4) 起落架和襟翼操作时间。 (a) 起落架放出； (b) 起落架收上； (c) 襟翼放出，零到 50% 行程； (d) 襟翼收上，50% 行程到零。	(a) 2-12 秒； (b) 2-12 秒； (c) 3-13 秒； (d) 3-13 秒。
(5) 纵向配平。	应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。
(7) 纵向静稳定性。	应当展示正的静稳定性。
(8) 失速警告（失速警告设备的作动）。在额定全重、保持机翼水平的情况下，并且减速率大约为每秒 1 海里/小时。 (a) 着陆构型； (b) 光洁构型。	(a) 60-90 海里/小时，坡度在 $\pm 5^\circ$ 范围内。 (b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。
(9)(b) 长周期动态特性。	应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。 在不足 2 个周期时可以不达到 $\frac{1}{2}$ 或 2 倍振幅。
c. 横航向	
(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量，副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。	应当有每秒 $6-40^\circ$ 的滚转速率。
(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下，经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时，向转弯相反方向输入全行程 50% 的副翼操纵。当达到零度坡度角时，快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵	滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内，减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。

单发（涡轮螺旋桨）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
输入开始之前至少 2 秒直到操纵装置回中立位之后至少 20 秒的响应。	
(3)(a)和(b) 螺旋稳定性。在巡航构型和正常巡航速度下，建立 20-30°坡度。稳定后使副翼操纵装置回中立位并松开。应当完成两个方向的转弯。	20 秒之后，坡度角与初始坡度角的差异不超过±5°。
(4)(b) 方向舵响应。使用 50%的最大方向舵偏转量。适用于进近或着陆构型。	偏航速率为 6-12°/秒。
(5)(b) 荷兰滚（偏航阻尼断开）。适用于巡航和进近构型。	周期为 2-5 秒，½-3 个周期。
(6) 稳定侧滑。使用 50%的最大方向舵偏转量。适用于进近和着陆构型。	坡度为 2-10°，侧滑角为 4-10°，副翼为 2-10°。
3. 驾驶舱仪表的响应	
仪表系统对驾驶员快速有力输入的响应。在每个轴上都需要测试（俯仰、滚转和偏航）。	小于或等于 300 毫秒。

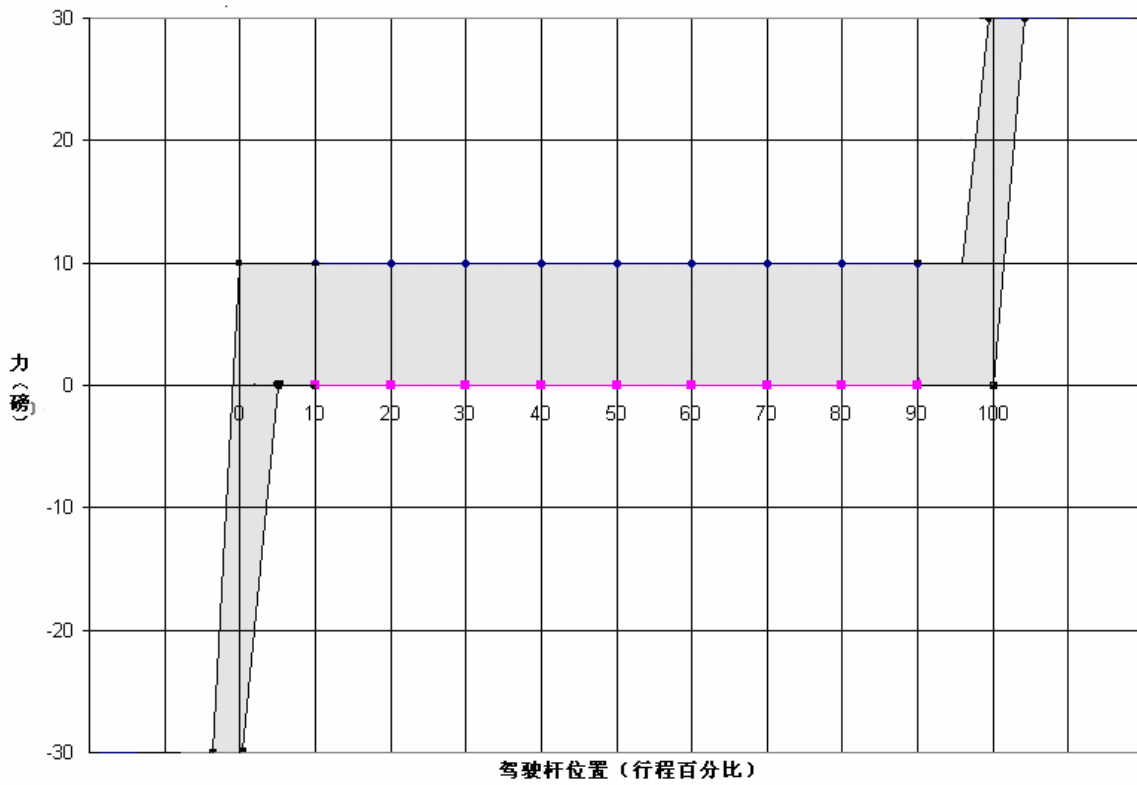


图 7 单发涡轮螺旋桨飞机驾驶杆位置与力的关系

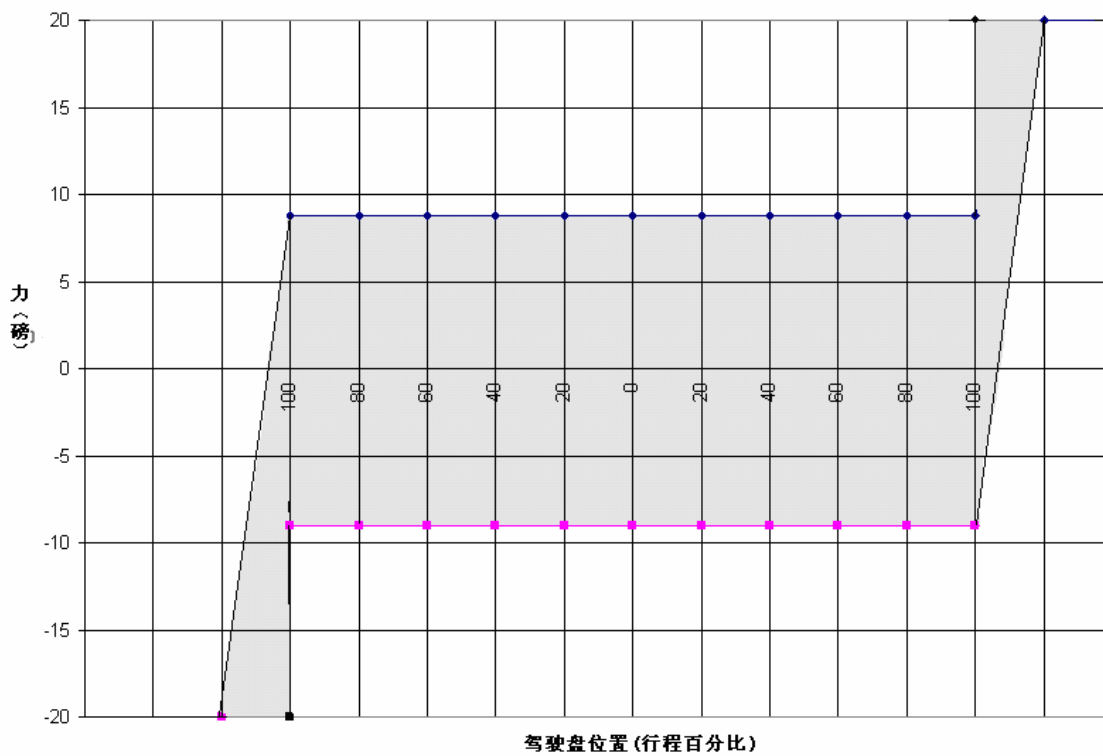


图 8 单发涡轮螺旋桨飞机驾驶盘位置与力的关系

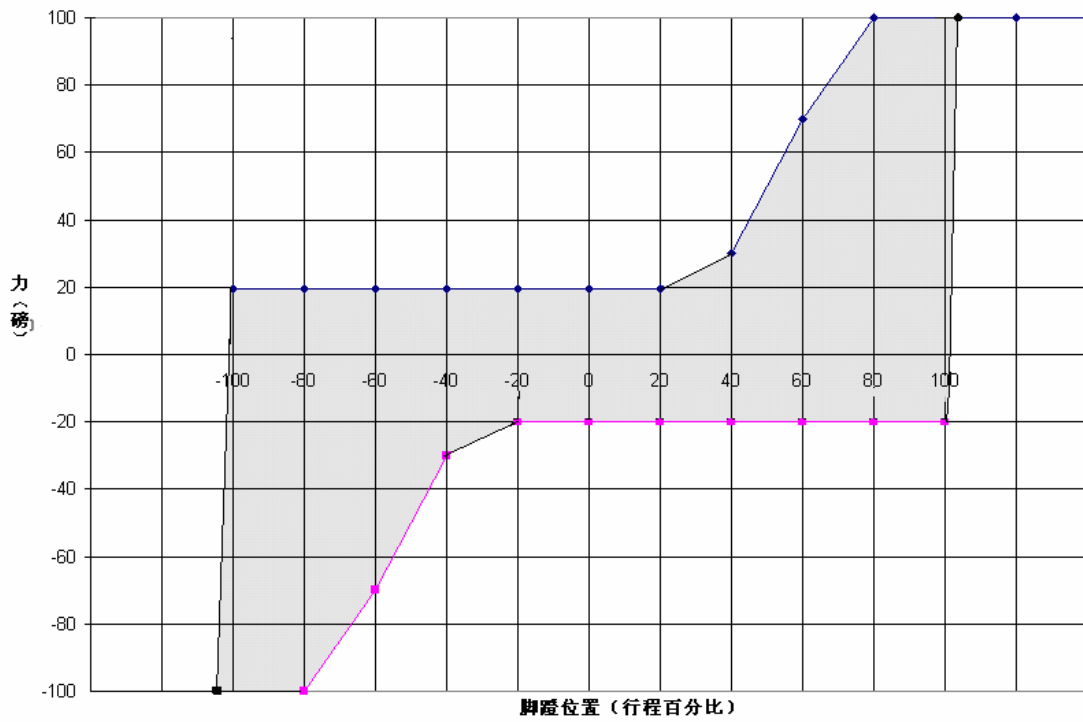


图 9 单发涡轮螺旋桨飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

多发（涡轮螺旋桨）飞机（≤ 8,620 千克）2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升速度=120-140 海里/小时。 爬升率=5-15 米/秒（1000-3000 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 90 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	20-35 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	2-6 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	1-5 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 10 所示的阴影区内（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 11 所示的阴影区内（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(3)(b) 方向舵脚蹬位置与力的关系。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 12 所示的阴影区内（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 12 所示的阴影区内

多发（涡轮螺旋桨）飞机（≤ 8,620 千克）2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
	（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准，在整个脚蹬行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	22.24-66.72daN（50-150 磅）踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 从 3.56daN（8 磅）推驾驶杆的力到 3.56daN（8 磅）拉驾驶杆的力。 (b) 5.34-9.79daN（12-22 磅）驾驶杆力（推）。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。 (a) 襟翼完全收上，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 襟翼放出到其全行程的 50%，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（推）。
(3) 起落架变化时的驾驶杆力。 (a) 起落架在收上位，经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，放出起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力； 或者	(a) 0.89-5.34daN（2-12 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 0.89-5.34daN（2-12 磅）驾驶杆力（推）。

多发（涡轮螺旋桨）飞机（≤ 8,620 千克）2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
(b) 起落架在放下位，经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。	
(4) 起落架和襟翼操作时间。 (a) 起落架放出； (b) 起落架收上； (c) 襟翼放出，零到 50% 行程； (d) 襟翼收上，50% 行程到零。	(a) 2-12 秒； (b) 2-12 秒； (c) 3-13 秒； (d) 3-13 秒。
(5) 纵向配平。	应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。
(7) 纵向静稳定性。	应当展示正的静稳定性。
(8) 失速警告（失速警告设备的作动）。在额定全重、保持机翼水平的情况下，并且减速率大约为每秒 1 海里/小时： (a) 着陆构型； (b) 光洁构型。	(a) 80-100 海里/小时，坡度在 ±5° 范围内； (b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。
(9)(b) 长周期动态特性。	应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。 在不足 2 个周期时可以不达到 1/2 或 2 倍振幅。
c. 横航向	
(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量，副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。	应当有每秒 6-40° 的滚转速率。
(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下，经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时，向转弯相反方向输入全行程 50% 的副翼操纵。当达到零度坡度角时，快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵	滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内，减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。

多发（涡轮螺旋桨）飞机（≤ 8,620 千克）2、3 和 5 级训练器替代数据	
适用的测试和编号	批准的性能范围
输入开始之前至少 2 秒直到操纵装置回中立位之后至少 20 秒的响应。	
(3)(a)和(b) 螺旋稳定性。在巡航构型和正常巡航速度下，建立 20-30° 坡度。稳定后使副翼操纵装置回中立位并松开。应当完成两个方向的转弯。	20 秒之后，坡度角与初始坡度角的差异不超过 ±5°。
(4)(b) 方向舵响应。使用 50% 的最大方向舵偏转量。适用于进近或着陆构型。	偏航速率为 6-12°/秒。
(5)(b) 荷兰滚（偏航阻尼断开）。适用于巡航和进近构型。	周期为 2-5 秒，½-3 个周期。
(6) 稳定侧滑。使用 50% 的最大方向舵偏转量。适用于进近和着陆构型。	坡度为 2-10°，侧滑角为 4-10°，副翼为 2-10°。
3. 驾驶舱仪表的响应	
仪表系统对驾驶员快速有力输入的响应。在每个轴上都需要测试（俯仰、滚转和偏航）。	小于或等于 300 毫秒。

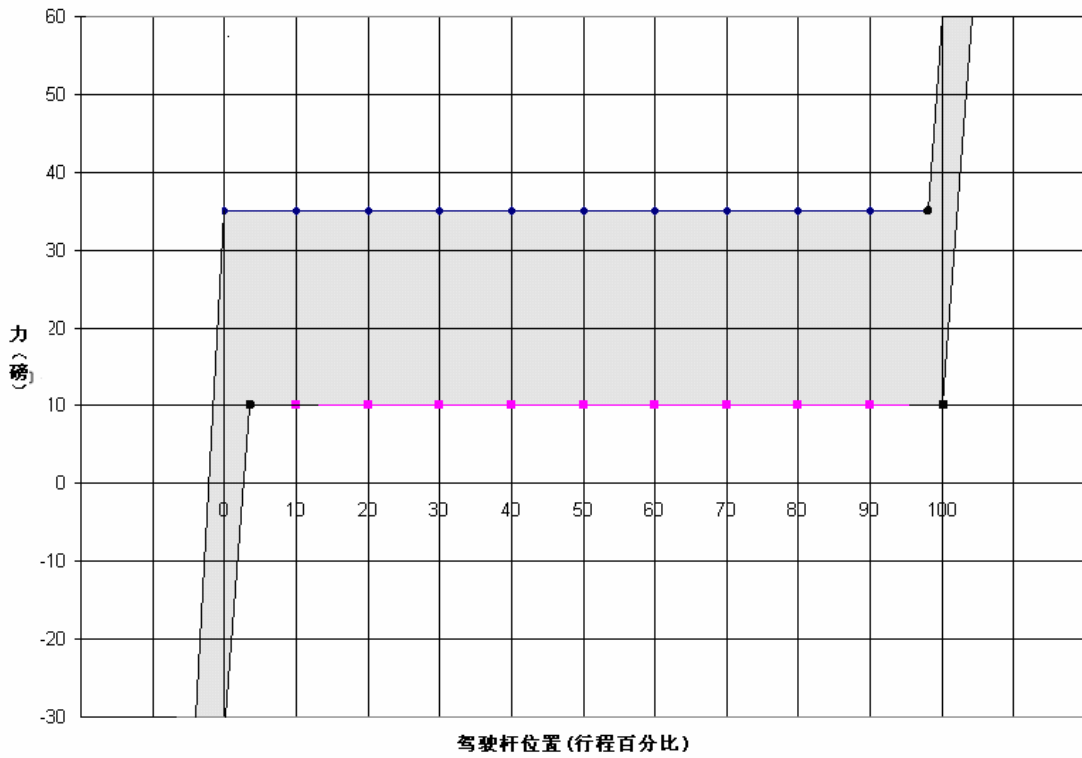


图 10 多发涡轮螺旋桨飞机驾驶杆位置与力的关系

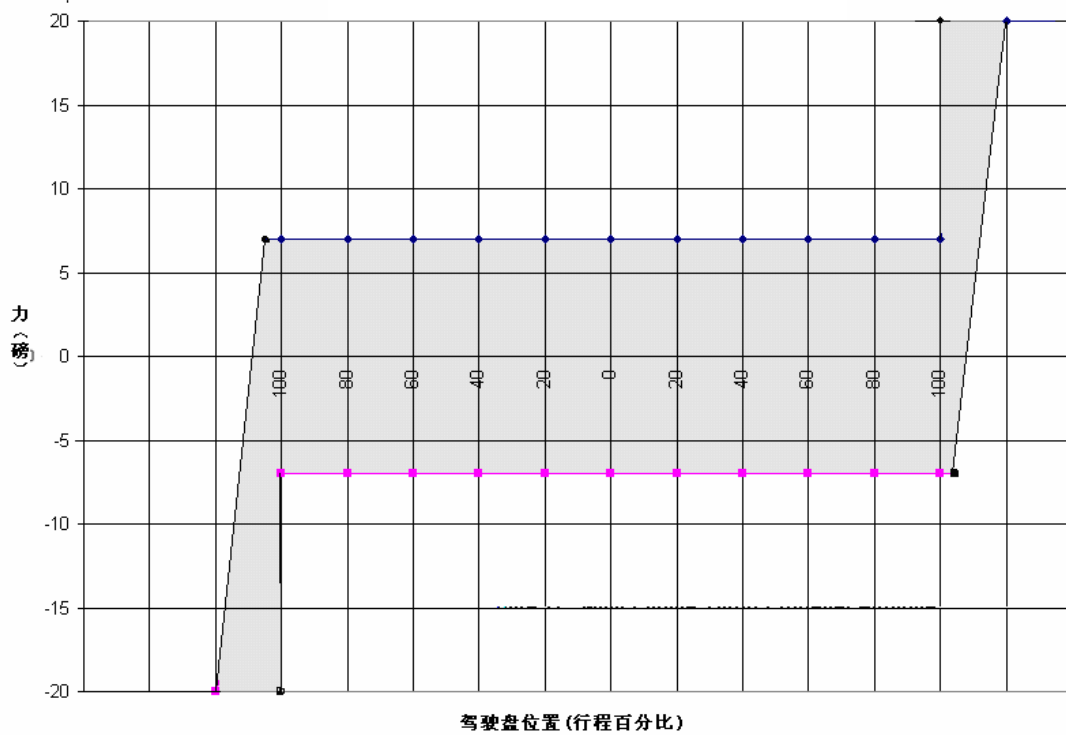


图 11 多发涡轮螺旋桨飞机驾驶盘位置与力的关系

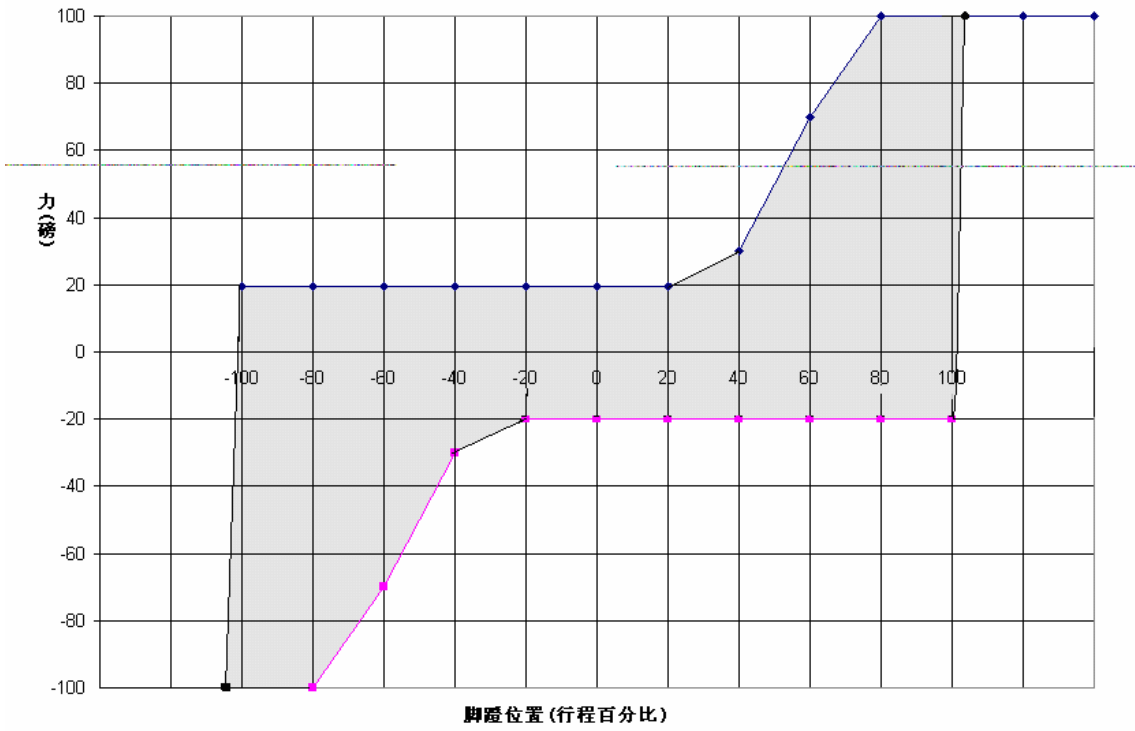


图 12 多发涡轮螺旋桨飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

第 60.B.2.9 条 替代数据来源、程序和专用仪器——仅适用于 6 级训练器

(a) 本条描述了可以用于 6 级训练器建模和鉴定的替代数据来源，以及可用于代替传统方法来搜集建模和鉴定用数据的替代程序和专用仪器。

(1) 用来满足部分或全部数据要求的替代数据来源，可以是飞机维护手册、飞机飞行手册 (AFM)、飞机设计数据、型号审查报告 (TIR)、审定数据或可接受的补充试飞数据；

(2) 如果打算在试飞中或进行数据搜集时使用本条提到的替代专用仪器，那么建议在使用前应与民航总局协调达成一致意见。

(b) 在替代数据来源、程序和专用仪器的使用上，民航总局的立场是基于三个关于客观数据和训练器空气动力程序建模的基本前提。

(1) 如果通过替代方法收集的数据，只要试飞程序能保证收集到可接受的匀速平飞并处在配平状态的飞行数据，则完全可以通过推导的方式得到迎角数据，因此在试飞时不需要测量迎角或操纵面位置。对于从配平的匀速平飞状态开始的所有训练器时间历程测试（包括三个基本的配平测试和贴近地面平飞配平），都可以通过比较试飞俯仰角来验证迎角。

(2) 使用经过严格定义并且十分成熟的模拟操纵系统模型，包括根据实际航空器测量结果确定的精确传动装置和钢索伸张特性（如适用）。这样的模型在这些有限的应用中不要求在试飞的客观数据中包含操纵面位置的测量结果；

(3) 对于批准使用 6 级训练器进行初始、转机型和升级训练（在相应的商用、仪表或航线运输驾驶员以及型别等级实践考试标准中列出的训练）的情况，仍需要在飞机上或者 C 级、D 级模拟机上进行附加训练或实践考试、检查。

(c) 鼓励飞行模拟设备运营人向民航总局澄清任何与带有可逆操纵系统的飞机有关的问题。本条不适用于计算机控制飞机的训练器。

(d) 除本条描述的情况外，飞行模拟设备运营人还应遵守本规则中关于 6 级训练器的其他要求。

6 级训练器客观测试替代数据来源、程序和专用仪器		
客观测试项目名称和索引编号	关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
1.a.(1) 性能。起飞。 地面加速时间。	可以使用型号审查报告、飞机飞行手册或设计数据。	
1.b.(1) 性能。爬升。 正常爬升。	可以从整个爬升阶段校准的飞机仪表和发动机功率的同步视频来获得数据。	
1.c.(1) 性能。地面。 减速时间，使用人工刹车、无反推。	在着陆测试中，可以通过使用秒表、跑道标志，校准的飞机仪表、推力手柄角度和发动机功率有关参数的同步视频来获得数据。	
1.c.(2) 性能。地面。 减速时间，使用反推、无刹车。	在着陆测试中，可以通过使用秒表、跑道标志，校准的飞机仪表、推力手柄角度和发动机功率有关参数的同步视频获得数据。	
1.e.(1) 性能。发动机。 加速。	可以通过记录发动机仪表显示和油门位置的同步视频获得数据。	
1.e.(2) 性能。发动机。 减速。	可以通过记录发动机仪表显示和油门位置的同步视频获得数据。	
2.a.(1)(b) 操纵品质。静态操纵检查。驾驶杆位置与力的关系。	可选取一些民航总局认可的重要的驾驶杆位置（包括重要的驾驶杆位置数据点），使用手持力规在这些位置上测量以获取操纵力数据。	
2.a.(2)(b) 操纵品质。静态操纵检查。驾驶盘位置与力的关系。	可选取一些民航总局认可的重要的驾驶盘位置（包括重要的驾驶盘位置数据点），使用手持力规在这些位置上测量以获取操纵力数据。	
2.a.(3)(b) 操纵品质。静态操纵检查。方向舵脚蹬位置与力的关系。	可选取一些民航总局认可的重要的脚蹬位置（包括重要的脚蹬位置数据点），使用手持力规在这些位置上测量以获取操纵力数据。	
2.a.(4) 操纵品质。静态操纵检查。前轮转弯操纵力。	启动力数据可以通过使用手持力规测量获得。如果在超过启动力之后，能够使用手持力规和量角器在至少达到最大偏移行程 25% 的范围内测量力，则剩余的一直到止动点位置上的力就都可以被计算出来。	
2.a.(5) 操纵品质。静态操纵检查。方向舵脚蹬转弯操纵的校准。	可以通过在方向舵脚蹬上使用力和位置的测量装置并结合可用来确定前轮位置的设计数据来获得数据。	

6 级训练器客观测试替代数据来源、程序和专用仪器		
客观测试项目名称和索引编号	关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
2.a.(6) 操纵品质。静态操纵检查。俯仰配平校准（指示器与计算值对照）。	可以通过计算获得数据。	
2.a.(7) 操纵品质。静态操纵检查。油门杆角度与选择的发动机参数（EPR, N ₁ , 扭矩等）校准。	可以通过在油门上临时安装象限仪来记录油门位置。使用同步视频记录稳定状态下的仪表读数或用手记录稳定状态下的发动机性能参数的仪表读数。	
2.a.(8) 操纵品质。静态操纵检查。刹车踏板位置与踏板力的关系。	可以使用设计或者预测数据。可以通过测量在零点和最大值状态下的偏移，并使用飞机设计数据曲线计算在极限状态之间的偏移来获得数据。	
2.b.(1) 操纵品质。纵向。 功率变化时的驾驶杆力。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、油门位置和驾驶舱操纵装置力与位置测量的同步视频来获得数据。	
2.b.(2) 操纵品质。纵向。 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、襟翼/缝翼位置和驾驶舱操纵装置力与位置测量的同步视频来获得数据。	
2.b.(3) 操纵品质。纵向。 起落架变化时的驾驶杆力。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、起落架位置和驾驶舱操纵装置力与位置测量的同步视频来获得数据。	
2.b.(4) 操纵品质。纵向。 起落架和襟/缝翼操作时间。	可以使用设计数据、产品试飞数据分析表或维护说明中的数据，以上数据都要求有符合性和能力声明。	
2.b.(5) 操纵品质。纵向。 纵向配平。	可以通过使用惯性测量系统，驾驶舱操纵装置的位置（经过预先校准能表示出相关舵面的位置）和发动机仪表读数的同步视频来获得数据。	
2.b.(6) 操纵品质。纵向。 纵向机动稳定性（杆力/加速度）。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、临时附在姿态指示仪表上的高分辨率坡度标尺以及驾驶盘力和驾驶杆力的测量指示器数据的同步视频来获得数据。	
2.b.(7) 操纵品质。纵向。 纵向静稳定性。	可以通过飞机飞行仪表和手持力规测量的同步视频来获得数据。	
2.b.(8) 操纵品质。纵向。 失速警告（失速警告设备作动）。	可以通过使用秒表和校准的空速表的同步视频来获得数据。手工记录飞行条件和飞机构型。	可以使用型号审查报告和飞机飞行手册对空速进行交叉检查。

6 级训练器客观测试替代数据来源、程序和专用仪器		
客观测试项目名称和索引编号	关于替代数据来源、程序和专用仪器的说明	备注
2.b.(9)(b) 操纵品质。纵向。 长周期动态特性。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.c.(2) 操纵品质。横航向。 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱滚转操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.c.(3)(b) 操纵品质。横航向。 螺旋稳定性。	可以通过使用惯性测量系统，秒表、校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.c.(4)(a) 操纵品质。横航向。 方向舵响应。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、方向舵脚蹬力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.c.(5)(a) 操纵品质。横航向。 荷兰滚（偏航阻尼断开）。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。	
2.c.(6) 操纵品质。横航向。 稳定侧滑。	可以通过使用惯性测量系统，校准的飞机仪表、驾驶舱操纵装置力和位置测量的同步视频来获得数据。对于侧滑，可以使用地面航迹和修正航向（风的影响）。	

附件 3 飞机飞行训练器主观测试

第 60.B.3.1 条 概则

(a) 主观测试为鉴定飞机飞行训练器（以下简称训练器）提供了依据，用于评估训练器在典型应用期间的表现能力，确定训练器能够满足相应的训练、考试和检查的要求，能够成功地模拟每一个要求的机动飞行、程序或科目，以及验证训练器操纵装置、仪表和各系统能够正确运转。

(b) 本附件第 60.B.3.3 条操作科目表中规定了驾驶员需要执行的科目，包括机动飞行和程序（称为飞行科目），并按飞行阶段进行了划分。这些由民航总局鉴定人员实施的科目包括对视景系统和特殊效果的操作性检查。还有一些涉及先进飞机技术和训练大纲创新的某些特性的飞行科目。例如“大迎角机动飞行”就为采用飞行包线保护功能的飞机进行“接近至失速”测试科目提供了必要的替代方法。

(c) 本附件第 60.B.3.3 条操作科目表中规定了训练器的所有功能和操作，包括模拟的各种环境条件、模拟的飞机系统操作（正常、非正常和紧急情况）、视景系统显示以及满足飞行机组训练、检查或飞行经历要求所需要的特殊效果。

(d) 应当在正常和适用的备用工作模式下，对所有模拟的飞机系统功能进行评估。在对某一阶段的飞行科目进行评估时，应当对与该飞行阶段相关的正常、非正常和应急操作进行评估。在“任何飞行阶段”中分别列出了需要评估的各系统，以确保对相应的系统进行检查。如果安装了导航系统（包括惯性导航系统、全球定位系统或其他远距导航系统）和相关的电子显示系统，也应当对其进行评估。民航总局鉴定人员将在给训练大纲审批部门的报告中指明系统操作的效果和系统的任何限制。

(e) 应训练大纲审批部门的要求，民航总局鉴定人员进行主观鉴定时，可以针对运营人训练大纲的特点对训练器进行评估。这样的评估可以包含面向航线飞行训练科目的部分内容，或运营人训练大纲中特别重要的项目。除非与鉴定等级的要求有直接关系，否则这些评估的结果不会影响训练器的鉴定结果。

第 60.B.3.3 条 操作科目表

民航总局鉴定人员将使用运营人经批准的手册和检查单，按照下列适用于所模拟飞机和训练器等级的操作科目鉴定训练器。

a. 飞行前准备：

(1) 飞行前。应对所有飞行机组成员和教员位置上安装的全部电门、指示器、系统和设备完成功能检查，并确定该驾驶舱（或驾驶舱区域）的设计和与所模拟的飞机或组类飞机完全一致。

b. 地面操作（起飞前）：

- (1) 发动机起动：
 - (a) 正常起动；
 - (b) 备用起动；
 - (c) 非正常起动及关车（热起动、悬挂起动等）。
- (2) 推飞机或依靠动力后退（如适用，靠动力后退需要视景系统）。
- (3) 滑行：
 - (a) 推力响应；
 - (b) 油门杆摩擦力；
 - (c) 地面操纵；
 - (d) 前轮拖胎；
 - (e) 刹车操作（正常及备用或紧急方式）；
 - (f) 地面危险情况；
 - (g) 地面引导系统；
 - (h) 其他。

c. 起飞：

- (1) 正常起飞：
 - (a) 推力系统检查（例如发动机参数关系，螺旋桨和混合比控制）；
 - (b) 飞机加速特性；
 - (c) 前轮转弯和方向舵操纵；
 - (d) 侧风（最大演示的）；
 - (e) 特殊性能；
 - (f) 仪表；
 - (g) 起落架、襟翼、前缘缝翼操作；
 - (h) 其他。
- (2) 非正常或紧急情况：
 - (a) 中断起飞，由于刹车温度上升，刹车效应减弱（如适用）；
 - (b) 中断起飞，特殊性能；
 - (c) 飞行操纵系统故障模式；
 - (d) 其他。

d. 飞行中操作：

- (1) 爬升：
 - (a) 正常爬升；
 - (b) 其他。

(2) 巡航:

- (a) 性能特性 (速度与功率的关系);
- (b) 正常转弯和减速板 (扰流板) 放出与收上转弯;
- (c) 高高度操纵;
- (d) 高空速操纵, 超速警告;
- (e) 马赫数对操纵和配平的影响;
- (f) 正常和大坡度转弯;
- (g) 性能转弯;
- (h) 在下列构型下接近至失速:
 - (i) 巡航;
 - (ii) 起飞或进近;
 - (iii) 着陆。
- (i) 在下列构型下大迎角机动:
 - (i) 巡航;
 - (ii) 起飞或进近;
 - (iii) 着陆。
- (j) 发动机空中停车 (如适用, 仅要求程序);
- (k) 空中重新启动发动机 (如适用, 仅要求程序);
- (l) 一台或多台发动机失效的机动飞行 (如适用, 仅要求程序);
- (m) 低速飞行;
- (n) 特殊飞行特性;
- (o) 人工恢复飞行操纵 (全部飞行操纵动力丧失);
- (p) 其他飞行操纵系统失效模式;
- (q) 等待;
- (r) 空中危险情况 (如适用, 要求有视景系统);
- (s) 结冰条件下飞行;
- (t) 空中交通警戒和防止空中相撞;
- (u) 机身结冰效应;
- (v) 其他。

(3) 下降:

- (a) 正常;
- (b) 最大下降率 (光洁, 减速板伸出等) 下降和改出;
- (c) 飞行操纵系统失效模式 (即人工恢复飞行操纵、分离操纵等);
- (d) 大下沉率和改出;

(e) 其他。

e. 进近:

(1) 仪表进近:

(a) 非精密进近:

- (i) 无向信标 (NDB) ;
- (ii) 甚高频全向信标 (VOR)、区域导航 (RNAV)、塔康导航系统 (TACAN) ;
- (iii) 测距仪/弧线 (DME/ARC) ;
- (iv) 仪表着陆系统航向道/背航道 (LOC/BC) ;
- (v) 航向信标定向设备 (LDA)、仪表着陆系统航向道 (LOC)、简易定向设备 (SDF) ;
- (vi) 机场监视雷达 (ASR) ;
- (vii) 全球定位系统 (GPS) ;
- (viii) 中断进近。

(b) 精密进近:

(i) 仪表进近着陆系统 (ILS) :

(A) 公布的 I 类进近:

(I) 人工操纵, 接通和关断飞行指引仪, 进近到低于公布的决断高度或高 100 英尺以下;

(II) 在有最大演示侧风情况下。

(B) 公布的 II 类进近: 接通或断开自动驾驶仪、自动油门和自动着陆系统 (如适用)。

(C) 公布的 III 类进近:

(I) 在最小/备用电源情况下;

(II) 在发电机/交流发电机失效 (瞬时) 情况下;

(III) 在有 10 海里/小时顺风情况下;

(IV) 在有 10 海里/小时侧风情况下。

(D) 中断进近。

(ii) 精密进近雷达 (PAR) :

(A) 正常;

(B) 带侧风;

(C) 中断进近。

(iii) 数字式全球定位系统 (DGPS) :

(A) 正常;

(B) 带侧风;

(C) 中断进近。

(iv) 微波着陆系统 (MLS) :

- (A) 正常;
- (B) 带侧风;
- (C) 中断进近。

(v) 大角度下滑道:

- (A) 正常;
- (B) 带侧风;
- (C) 中断进近。

(2) 目视进近机动 (如适用, 需要视景系统) :

- (a) 非正常襟翼/缝翼;
- (b) 无下滑道指引或目视进近下滑道指示器 (如适用, 需要视景系统)。

(3) 非正常或紧急情况:

- (a) 备用 (或最小) 电源或液压源;
- (b) 纵向配平故障;
- (c) 水平安定面卡阻或无法配平;
- (d) 横向、航向配平故障;
- (e) 飞行操纵系统最严重的失效情况 (极不可能的计算机控制飞机的最严重降级);
- (f) 训练大纲规定的操纵系统的其他失效模式;
- (g) 着陆和指定线外等待;
- (h) 其他。

f. 中断进近:

- (1) 人工;
- (2) 自动 (若适用);

g. 任何飞行阶段:

- (1) 空调;
- (2) 防冰、除冰系统;
- (3) 辅助动力装置;
- (4) 通信设备;
- (5) 电气系统;
- (6) 火警探测和灭火;
- (7) 襟翼、缝翼;
- (8) 飞行操纵系统 (包括扰流板和减速板);
- (9) 燃油和滑油系统;
- (10) 液压系统;

- (11) 起落架；
- (12) 氧气系统；
- (13) 气源系统；
- (14) 动力装置；
- (15) 增压系统；
- (16) 飞行管理及飞行引导系统；
- (17) 自动着陆辅助设备；
- (18) 自动驾驶仪；
- (19) 动力管理和自动油门；
- (20) 飞行数据显示器；
- (21) 飞行管理计算机；
- (22) 飞行指引或系统显示器；
- (23) 飞行仪表；
- (24) 平显飞行引导系统；
- (25) 导航系统；
- (26) 气象雷达系统；
- (27) 失速警告和保护系统；
- (28) 操纵性和稳定性增强系统；
- (29) 空中交通警戒与防撞系统（ACARS）；
- (30) 其他。

h. 发动机关车及停机：

- (1) 系统操作；
- (2) 停留刹车操作；

第 60.B.3.5 条 训练器系统列表

a. 教员控制台：

- (1) 电源开关；
- (2) 飞机状态：
 - (a) 全重、重心、燃油装载和分配等；
 - (b) 飞机各系统状态；
 - (c) 地面勤务功能（例如外部电源连接、拖飞机等）；
 - (d) 其他。
- (3) 机场：
 - (a) 代码和选择；

- (b) 跑道选择;
 - (c) 预设位置 (例如停机坪、五边定位点上空);
 - (d) 其他。
- (4) 环境控制:
- (a) 温度;
 - (b) 风向和风速;
 - (c) 气象条件 (例如雨、冰等);
 - (d) 其他。
- (5) 飞机系统故障设置:
- (a) 插入、删除;
 - (b) 问题清除;
 - (c) 其他。
- (6) 冻结和重新定位:
- (a) 冻结和解冻 (全部) 问题;
 - (b) 位置冻结和解冻;
 - (c) 重新定位 (定位、冻结和解冻);
 - (d) 二分之一或两倍地速控制;
 - (e) 其他。
- (7) 教员台遥控;
- (8) 其他。

b. 声音控制

接通和断开, 音量调节。

c. 操纵载荷系统 (如适用)

接通、断开和紧急停止。

d. 观察员座位:

- (a) 位置;
- (b) 调节。

附录 C 直升机飞行模拟机鉴定性能标准

附件 1 直升机飞行模拟机一般要求

第 60.C.1.1 条 概则

(a) 本附件中关于直升机飞行模拟机（以下简称模拟机）和视景系统的某些要求应当有符合性和能力声明支持，并且在指定的情况下记录模拟机的性能，将其结果作为鉴定测试指南的一部分。关于符合性和能力声明的要求在本附件第 60.C.1.3 条模拟机最低要求的附加说明栏中注明。本附件要求的机场（或着陆区域）视景图像，应当代表真实的运行机场（或着陆区域）或代表专门为飞行机组成员进行训练、考试或检查而特别设计的虚构机场（或着陆区域）。

(1) 如果模拟的是真实的运行机场（或着陆区域），视景表示和图像内容要与实际机场（或着陆区域）相匹配，机场（或着陆区域）的模拟精度应当满足本附件的规定和鉴定等级的要求。机场（或着陆区域）发生变化后，视景图像也应当进行相应改变。例如增加了跑道或滑行道，现有的跑道加长或永久关闭，跑道或着陆区域的磁方位发生了变化，着陆区域或周围地形发生了显著变化等。

(2) 如果使用虚构机场（或着陆区域），需要评估这些机场（或着陆区域，和必要的周边地区）的导航辅助设备与所有相应的航图、图表和其他导航参考资料的兼容性、完整性和精确性。这些项目应当与虚构机场（或着陆区域）的视景表示和图像内容相匹配，并且应当满足本附件的规定和鉴定等级的要求。提交符合性和能力声明，说明导航辅助设备的安装情况和性能（包括超障保护等）以及在该模拟机上适用的所有仪表进近标准。符合性和能力声明应当参考和说明终端区仪表程序手册中的信息以及所需航图、图表和其他导航资料的注解和可用性。这些资料上应当标明“训练专用”。

(b) 本附件规定了模拟机最低要求。对于特定等级模拟机的完整要求，还应当参考本附录附件 2 和附件 3 的要求。本附件第 60.C.1.3 条模拟机最低要求分为以下几个部分：

- (1) 驾驶舱一般构型；
- (2) 模拟机编程；
- (3) 设备操作；
- (4) 教员或检查人员使用的设备；
- (5) 运动系统；
- (6) 视景系统；
- (7) 声音系统。

第 60.C.1.3 条 模拟机最低要求

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
1. 驾驶舱一般构型						
a. 模拟机应当具有一个所模拟直升机驾驶舱的全尺寸复制品，其操纵装置、设备，能够看到的驾驶舱指示器、跳开关，隔板的位置要合适，功能要准确，并可对直升机进行复现。操纵装置和开关的移动方向应与所模拟的直升机一致。		X	X	X	驾驶员座椅要有能力使驾驶员达到在所模拟直升机上设计的眼点位置。	对于模拟机而言，驾驶舱应包括从驾驶员座椅调整到最后位置所对应的机身横截面之前的全部空间，包括附加的必需机组成员值勤位置以及驾驶员座椅后方必需的隔板所占用的空间。
b. 影响操作程序或导致可视的驾驶舱指示的跳开关，其位置应当与实际的完全一致、功能应当准确。		X	X	X		
2. 模拟机编程						
a. 飞行中通常遇到的阻力和推力的各种组合对空气动力变化的影响应符合实际飞行条件，包括飞行姿态、阻力、推力、高度、温度、全重、重心位置和构型变化的影响。		X	X	X		
b. 模拟机的计算能力、精度、分辨率和动态响应，应满足所对应模拟机等级的要求。		X	X	X	要求符合性和能力声明。	
c. 应在直升机改进或相应数据发布的6个月内对模拟机的硬件和程序进行更新，除非经事先协调，民航总局另行批准。		X	X	X		

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
d. 地面操纵和空气动力编程应包括：		X	X	X	要求符合性和能力声明。应当对模拟机性能进行测试，结果成为鉴定测试指南的组成部分。	
(1) 地面效应。		X	X	X	B 级不要求悬停编程。地面效应编程应包括拉平并滑行着陆接地，以及拉平并有地效悬停着陆接地的编程。	
(2) 地面反作用。		X	X	X	在着陆过程中，直升机与着陆区表面接触所产生的反作用，例如起落架支柱压缩变化、轮胎或滑橇摩擦、侧向力等，并且可随接地时的全重、空速、下降率等参数的变化而变化。	要求具有能够确定飞行条件和直升机构型的数据。
(3) 地面操纵特性。		X	X	X	操纵输入包括侧风操作、刹车、减速和转弯半径。	
e. 模拟机应具备快速而有效地测试模拟机程序和硬件的手段。			X	X	要求符合性和能力声明。	可以采用自动系统，至少能够完成鉴定测试指南中的一部分测试。
f. 应当提供模拟机硬件和软件的自动测试，以满足本附录附件 2 直升机飞行模拟机客观测试的要求。			X	X	要求符合性和能力声明，模拟机的测试结果应包括模拟机编号、日期、时间、条件、容差以及记录的与直升机标准数据作比较的相关因变量。。	鼓励使用自动标记指示超差情况。
g. 运动系统、视景系统和驾驶舱仪表的相对响应应密切耦合，以提供综合的感觉提示。		X	X	X	对于 B 级，响应应当在直升机开始响应的 150 毫秒内。对于 C 级和 D 级，响应应在直升机开始响应的 100 毫秒内。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
<p>(1) 滞后： 这些系统应对驾驶员快速有力的操纵输入做出响应。该响应不能早于直升机做出的响应。对于 B 级模拟机，可在直升机做出响应之后的 150 毫秒内做出响应。对于 C 级或 D 级模拟机，可在直升机做出响应之后的 100 毫秒内做出响应。视景变化可以在运动响应之前开始，但是在完成具有不同信息的第一场视景扫描之前，应当出现运动加速度。</p>		X	X	X	同时记录的内容有：驾驶杆、总距杆和脚蹬的模拟输出信号；装于运动系统平台、位于驾驶员位置附近合适位置上的加速度计的输出信号；到视景显示的输出信号（包括视景系统的模拟信号延迟）；到驾驶员姿态指引仪的输出信号，或民航总局批准的等效测试。应当记录模拟机性能，记录的结果应当与直升机在悬停（仅对 C 级或 D 级要求）、爬升、巡航、自转状态下的响应数据进行比较，并记录在鉴定测试指南中。	本测试的目的是验证模拟机提供的与直升机响应相似的仪表、运动和视景提示是否在规定的延迟内。应首选相应旋转轴上的加速度。模拟机的滞后响应是从操纵输入开始到相应的可感知到的仪表指示、视景系统响应或运动系统响应出现来测量的。
<p>(2) 传输延迟。作为满足上述滞后要求的一种替代方法，传输延迟测试可用于演示表示模拟机系统未超过规定限制，对于 B 级模拟机限制为 150 毫秒，C 级和 D 级模拟机限制为 100 毫秒。运营人应当通过阶跃信号的传输来测量经历传输后的全部延迟，阶跃信号传输从驾驶员的操纵开始，通过操纵载荷电子设备，并使用握手协议，按正确的顺序与全部模拟机软件模块交连，最后通过正常输出接口到达仪表显示、运动系统和视景系统。</p>		X	X	X	要求符合性和能力声明。根据驾驶员的飞行操纵输入确定一个可记录的测试起始时间。测试过程中信号的传输应包含正常运算所耗费的时间，并且不得改变信息在软、硬件系统中的流程。传输延迟只需在每个轴上测量一次，与飞行条件无关。如果采用此方法，运营人应分别在俯仰、滚转、偏航方向上至少各完成一次上述测试，来演示与直升机滞后响应有关的模拟机滞后响应。应对模拟机性能进行记录，其结果作为鉴定测试指南的组成部分。	传输延迟是操纵输入和相应硬件（例如仪表、运动系统和视景系统）响应之间的时间。
<p>h. 对于滑行着陆，模拟机应当至少在下面着陆道面条件下准确地再现制动和方向操纵力： (1) 湿道面； (2) 结冰道面；</p>			X	X	要求符合性和能力声明。对模拟机的性能应进行记录，其结果作为鉴定测试指南的组成部分。	对于干道面条件的客观测试在本附录附件 2 中说明。

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
(3) 块状湿道面； (4) 块状结冰道面。						
i. 模拟机应当准确地模拟刹车和轮胎故障的动态特性和因刹车温度高而导致的刹车效应减弱。			X	X	要求符合性和能力声明。对于初始和定期鉴定要求完成演示。应记录由于刹车温度高而导致刹车效应减弱的模拟机性能，其结果作为鉴定测试指南的组成部分。	模拟机的俯仰、侧向载荷和方向控制特性应代表所模拟的直升机。
j. 模拟机应当有空气动力建模,包括地面效应、机身结冰效应(若适用)、旋翼尾流和机身之间的气动干扰效应、旋翼对操纵和安定系统的影响以及因侧滑产生的非线性表现。			X	X	要求符合性和能力声明。应当包括因侧滑产生的非线性气动弹性表现的计算依据。 要求演示结冰效应(若适用)。	
k. 模拟机应有故障诊断分析程序和测试结果打印功能支持的软件和硬件控制方法。				X	要求符合性和能力声明。	
3. 设备操作						
a. 直升机模拟过程中所涉及的全部相关仪表指示应自动地对操纵装置的移动或所模拟直升机受到的外部干扰(例如紊流、风切变)作出响应。		X	X	X	涉及的数值应当使用在我国所应用的相应单位来表示。	
b. 通信和导航设备应与所模拟直升机上的一致,并在机载设备规定的误差范围内工作。		X	X	X		关于远程导航设备的进一步信息参见本附录附件 3 第 60.C.3.1 条(d)款。
c. 模拟的直升机各个系统的工作应当与直升机各系统在地面和飞行中正常、非正常和紧急条件下的工作相同。		X	X	X		

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
d. 模拟机为驾驶员提供的操纵装置的操纵力和行程应当与所模拟直升机的一致。在同样的飞行条件下，模拟机对操纵的反应应与直升机的相同。		X	X	X		
4. 教员或检查人员使用的设备						
a. 除了飞行机组成员的位置外，还应当为教员或检查员和监察员留有两个合适的座位。在这些座位上，应有足够的视野观察驾驶员面板和前窗。		X	X	X	除飞行机组成员座位外，其他座位不需要与直升机的座位相同，但要装配同样的限制装置。	
b. 模拟机应当安装控制机构，使教员或检查人员可以控制所需的全部系统变量，将运营人的机组使用手册中描述的全部非正常、紧急条件输入到模拟机。		X	X	X		
c. 模拟机应当有教员或检查人员能够设定风速和风向的功能。		X	X	X		
d. 模拟机应当有教员或检查人员能够设定地面和空中危险情况的功能。			X	X		例如穿越正在使用跑道的其他直升机，拥挤的空中交通等。
5. 运动系统						
a. 运动系统应当有驾驶员可以感知的运动（力）提示，该提示代表了直升机的运动。		X	X	X		例如接地提示应该随所模拟直升机的下降率不同而变化。
b. 模拟机应当具有至少三个自由度的运动系		X			要求符合性和能力声明。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
统。						
c. 模拟机应当具有至少能产生相当于六自由度具有协调性的运动（力的提示）平台系统。			X	X	要求符合性和能力声明。	
d. 模拟机应当提供下列特殊效果编程： (1) 道面上的振动、减震支柱压缩变化、地速的影响和不平坦道面特性； (2) 横侧气流效应引起的抖振； (3) 收、放起落架引起的抖振； (4) 后行桨叶失速引起的抖振； (5) 涡环状态引起的抖振； (6) 具有代表性的接地感觉； (7) 旋翼振动。		X	X	X	要求定性评估，以便确定其效果能够代表所模拟的直升机。	
e. 模拟机应当提供在驾驶舱内感觉到的由于操纵直升机引起的特征抖振运动（例如后行桨叶失速、放起落架、涡环状态）。				X	应当记录模拟机性能（主要是振幅和频率），并与直升机数据进行比较。其结果作为鉴定测试指南的一部分。对于大气紊流，可以使用与试飞数据接近的通用颠簸模型。	应当为模拟机编制程序和配备仪表，以便测量特征抖振模式，并与直升机数据进行比较。
6. 视景系统						
a. 模拟机应当安装提供驾驶舱外景像的视景系统。		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
b. 模拟机应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 75°、垂直 30° 的准直视场。两个驾驶员座位上的视景系统应当同时工作。		X			要求符合性和能力声明。	
c. 模拟机应当在每个驾驶员座位上提供连续			X		要求符合性和能力声明。水平视场的中心应	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
最小水平 150°、垂直 40° 的准直视场。					当在相对于机身的零度方位线上。	
d. 模拟机应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 180°、垂直 60° 的准直视场。				X	要求符合性和能力声明。水平视场的中心应当在相对于机身的零度方位线上。	
e. 对于夜间图像，模拟机应具有可操纵的着陆灯光（若适用）。		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。若使用黄昏或黎明图像，则要求有可操纵的着陆灯光。	
f. 模拟机应当提供目视提示，以便在起飞和着陆期间判断离地高度、高度变化率以及平动位移和速率。		X			要求符合性和能力声明。	
g. 模拟机应当有能力提供夜间和黄昏或黎明图像，包括通用地形特征和重要地标，并且无明显的量化痕迹。			X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。在夜间和黄昏或黎明图像中应当能够识别出可见的地平线和通用地形特征。	通用地形特征的样例包括田地、道路和水库等。
h. 模拟机应当提供目视提示，以便在起飞、低高度或低空速机动、悬停和着陆期间判断离地高度、高度变化率以及平动位移和速率。			X	X	要求符合性和能力声明。	
i. 模拟机教员台应当可以进行下列控制： (1) 云底高； (2) 能见度（以公里或英里为单位）和跑道视程（以米或英尺为单位）； (3) 机场或着陆区选择； (4) 机场或着陆区灯光。		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
j. 每个机场图像显示应当包括下列内容： (1) 机场跑道和滑行道； (2) 跑道轮廓；		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
(i) 跑道道面和标志； (ii) 使用跑道的灯光，包括跑道入口、边界、中心线、接地区、VASI（或 PAPI）以及颜色合适的进近灯光； (iii) 滑行道灯光。						
k. 可见到跑道特征的距离，从位于跑道延伸方向 3 度下滑道上的直升机上测量到跑道入口的距离。这些距离应满足下列要求： (1) 跑道轮廓、频闪灯、进近灯、跑道边界白灯、VASI 或 PAPI 系统灯光，在距跑道入口 8 公里（5 英里）处可见； (2) 跑道中线灯和滑行道轮廓，在距跑道入口 4.8 公里（3 英里）处可见； (3) 入口灯和接地区灯，在距跑道入口 3.2 公里（2 英里）处可见； (4) 对于夜间图像，跑道标志在着陆灯光范围内可见；对于昼间图像，跑道标志在达到 3 弧分分辨率时可见。		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
l. 模拟机提供的视景系统应当与空气动力的程序设计匹配。		X	X	X		
m. 在模拟机与直升机相对应的着陆构型下，主轮（或滑橇）高于接地区 30 米（100 英尺）时，应当对模拟机的可视地面区段和视景内容进行验证。提交的数据应至少包括下列内容： (1) 直升机静态尺寸：		X	X	X	鉴定测试指南应当包括相应的计算过程和结果以及图示，显示用于确定直升机位置和可视地面区段的相应数据。该可视地面区段是根据直升机的姿态（驾驶舱倾角）和 366 米（1200 英尺）的跑道视程确定的。应当根据	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
(i) 从主起落架或滑橇到下滑道接收天线的水平和垂直距离； (ii) 从主起落架或滑橇到驾驶员眼点的水平和垂直距离； (iii) 驾驶舱的静态倾角。 (2) 进近数据如下： (i) 跑道标识； (ii) 从跑道入口到跑道延长线上方下滑道截获点的水平距离； (iii) 下滑道坡度； (iv) 进近时的直升机俯仰角。 (3) 人工测试使用的直升机数据： (i) 全重； (ii) 直升机构型； (iii) 进近空速。					鉴定测试指南的计算数据测试模拟机性能。运营人应当为每台模拟机提供此类数据（不考虑以前的鉴定标准），用于确定该模拟机是否具有实施所有精密仪表进近的能力。	
n. 模拟机应当提供： (1) 与模拟机姿态有关的准确环境图像。		X	X	X	要求符合性和能力声明。要求在初始鉴定时演示。 如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	通过比较视景图像显示的地平线俯仰和滚转角与姿态仪表的指示来确定目视姿态与模拟机姿态是否一致。

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
(2) 快速确认视景系统颜色、跑道视程、聚焦程度和光强度的方法。			X	X	要求符合性和能力声明。要求在初始鉴定时演示。 如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
<p>o. 模拟机应当提供至少三个机场（或着陆区）的视景图像，包括：</p> <p>(1) 着陆区道面；</p> <p>(2) 所有着陆道面上的相应颜色灯光，对于跑道，包括跑道入口、边界、中线、VASI 或 PAPI 和正在使用跑道的进近灯光；</p> <p>(3) 机场滑行道灯光；</p> <p>(4) 地形特征，包括运营人面向航线飞行训练科目中涉及的停机坪和建筑物。</p>			X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
p. 模拟机应当有能力产生至少 10 层遮挡。			X	X	要求在初始鉴定时演示。 如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
<p>q. 模拟机应当有能力表现下列天气现象：</p> <p>(1) 可变的云层浓度；</p> <p>(2) 局部模糊的地面景象，即从疏云到裂云产生的效果；</p> <p>(3) 云雾的逐渐消散；</p> <p>(4) 块状雾；</p> <p>(5) 雾对机场灯光的影响。</p>			X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。这些天气现象应当在以机场为中心的 16 公里（10 英里）半径范围内，机场上空 610 米（2000 英尺）及以下高度上表现。	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
r. 面分辨率应当使用在驾驶员眼点观察时占 3 弧分视角的物体测试图形来演示。			X	X	要求符合性和能力声明，并应当包括有关的计算过程和结果。要求在初始鉴定时演示。如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
s. 光点大小不应超过 6 弧分。			X	X	要求符合性和能力声明，并应当包括有关的计算过程和结果。要求在初始鉴定时演示。如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
t. 光点对比度不得低于 25:1。			X	X	要求符合性和能力声明，并应当包括有关的计算过程和结果。使用 1 度光点光度计测量至少 1 度的范围内填满了光点的方格（即，正好可以区分光点调制），并与相邻的背景进行比较。要求在初始鉴定时演示。如果初始鉴定后本功能有问题，民航总局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
u. 模拟机应当提供可用的视景图像，能够表现出已知的可使驾驶员产生着陆感觉的物理关系。				X	要求在初始和定期鉴定时演示。	例如短跑道、跨水着陆进近、具有坡度的跑道、进近路线中的起伏地形、独特地貌等。
v. 模拟机应当能够提供具有足够图像细节的昼间、夜间和黄昏或黎明景像，以便识别机场、地形和机场周边的主要地标。图像细节同时应				X	要求在初始和定期鉴定时演示。昼间景像应当构成整个驾驶舱昼间环境的一部分，该环境至少能表现阴天时驾驶舱内的光线强度。	亮度能力可以通过使用光点计测量白光测试图形来演示。

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
允许驾驶员能够顺利完成目视着陆。模拟机驾驶舱的环境灯光应当与显示的图像动态一致。					对于昼间景像，这样的环境灯光既不能冲淡昼间景像的显示，也不能使两个驾驶员位置膝盖高度处的仪表进近图上反射光的亮度低于 $17\text{Cd}/\text{m}^2$ (5 英尺·朗伯) 亮度。这些要求适用于任何等级装有昼间景像的模拟机。	昼间视景系统是至少能产生全色模拟的视景系统，对于昼间图像细节，相当于 4000 个边或 1000 个面产生的画面，对于夜间和黄昏图像细节，相当于 4000 个光点产生的画面。在飞行员眼点位置（最大亮度）测量的亮度为 $20\text{Cd}/\text{m}^2$ (6 英尺·朗伯)。当模拟机处在运动状态时，图像显示无明显的量化痕迹和其他扰乱视觉的现象。
(1) 模拟机的视景系统应当提供最小 5:1 的对比度。				X	应当显示一个光栅扫描测试图。该图占满整个视景画面（三个或三个以上通道），由不小于 5° 、不大于 10° 的方格组成的黑白方格阵列构成。位于每个通道中心的白方格最小亮度阈值为 $7\text{Cd}/\text{m}^2$ (2 英尺·朗伯)。测量的通道中心（白）方格的亮度值除以测量的任一相邻（暗）方格的亮度值就得到对比度。	使用 1 度光点光度计测量亮度值。
(2) 模拟机的视景系统应当提供不小于 $20\text{Cd}/\text{m}^2$ (6 英尺·朗伯) 的高亮度。				X	应当使用上述完整测试图形，将每个通道中心白方格的整个区域叠加成最亮的区域，然后测量该白方格的亮度。可以使用随机扫描方法来增强光栅亮度，但不能使用单独的光点或光点阵列。	使用 1 度光点光度计测量亮度值。
w. 模拟机应当能够在起飞、进近和着陆期间表				X	要求在初始和定期鉴定时演示。这些天气现	

模拟机最低要求						
模拟机一般要求	模拟机等级				附加说明	信息说明
	A	B	C	D		
现雷暴附近的轻度、中度和重度降水的特殊天气现象。					象应当在以机场为中心的 16 公里（10 英里）半径范围内，机场上空 610 米（2000 英尺）及以下高度上表现。	
x. 模拟机应当能够表现有积雪覆盖的着陆区域和湿着陆区域视景图像，包括潮湿环境对灯光的反射，积雪环境中部分模糊的灯光或适当的可作为替代的效果。				X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
y. 模拟机应当表现全部着陆区灯光的真实颜色和方向性。				X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
7. 声音系统						
a. 驾驶员的操纵动作导致的驾驶舱声响应与真实直升机在相同情况下发出的声响一致。		X	X	X		
b. 模拟机应当准确地模拟降水、风挡雨刷声响和正常操作期间驾驶员能感觉到的其他重要的直升机噪声，包括直升机坠毁的声响（当模拟机以非正常姿态着陆或超过起落架结构极限时）、正常发动机声响、旋翼声响、减速器声响和起落架声响。			X	X	要求符合性和能力声明。要求在初始和定期鉴定时演示。	
c. 模拟机应当提供振幅和频率都比较逼真的驾驶舱噪声和声响。				X	应当记录模拟机的性能，并与在直升机上记录的同一种声响进行振幅和频率相比较，将测试结果作为鉴定测试指南的一部分。这些声响应当至少包括降水、风挡雨刷、发动机和机身的声响。	

附件 2 直升机飞行模拟机客观测试

第 60.C.2.1 条 测试要求

(a) 确定直升机飞行模拟机（以下简称模拟机）等级所要求的地面和飞行测试项目在本附件第 60.C.2.3 条模拟机客观测试标准中列出。每一项测试都应当提供计算机生成的模拟机测试结果。如果测试所要求的飞行条件或运行条件对所模拟的直升机或申请的鉴定等级不适用，则可以忽略（例如一台发动机失效中断进近对单发直升机，悬停测试对 B 级模拟机等不适用的情况）。每项测试结果都要与本规则第 60.23 条规定的试飞数据进行比较。尽管鼓励对所有模拟机都使用驱动程序自动完成这些测试，并且对 C 级和 D 级模拟机要求进行这些自动测试，但每项测试都应能够由人工完成，并可以记录全部适用的参数。这些测试结果应当在多通道记录仪、行式打印机或民航总局认可的其他适用记录设备上生成。每项测试都应当标明时间历程，除非在本附件第 60.C.2.3 条模拟机客观测试标准中指明了其他方法。所有测试结果应当标明规定的容差和单位。

(b) 本附件第 60.C.2.3 条模拟机客观测试标准规定了要求的测试结果，包括用于模拟机验证的参数、容差和飞行条件。由于空气动力建模，以及基准数据的采集、推导经常是不精确的，所以对列出的测试提供了容差。模拟机客观测试标准中列出的全部容差用来衡量模拟机的性能。当对同一个参数提供了两个容差时，可采用对模拟机性能要求较低的那个，另有说明的情况除外。

(c) 本附件第 60.C.2.3 条模拟机客观测试标准中的某些测试应当由符合性和能力声明来支持，对符合性和能力说明的要求在测试细节栏中指明。

(d) 使用运行判断或工程判断对用于模拟机验证的试飞数据适用性进行评估时，这种判断不能只局限于单一参数。例如，呈现出被测参数急剧变化的数据可能需要插值或只选取最适合的数据。为了能够做出全面解释，应当提供与设置的机动动作或飞行条件有关的全部参数。当模拟机数据与直升机数据在整个时间历程内难以或不可能匹配时，应当通过比较其他有关变量来证明两者之间差异的合理性。

(e) 模拟机应能表现直升机以典型的运行重量和重心进行正常运行时的性能和操纵品质，另有说明的情况除外。如果一个测试使用的支持数据是极限重量或极限重心状态下的直升机数据，则鉴定测试指南中还应当有一个使用中间状态，或尽可能接近另一个极限状态下的直升机数据作为支持数据的测试，民航总局另有批准的情况除外。操纵品质测试应当包括对增稳设备的验证。

(f) 将测试中列出的参数与相应的直升机参数进行比较时，还应提供足够的的数据以检验飞行条件和直升机构型变化的正确性。例如，为了在静稳定性测试中证明操纵力在 $\pm 0.22\text{daN}$ （0.5 磅）容差范围内，还应当提供表明正确的空速、功率、推力或扭矩、直升机构型、高度和其他

有关识别参数的数据。如果比较短周期动态特性，可采用将法向加速度与直升机数据进行比较的方法，但还应当提供空速、高度、操纵输入、直升机构型和其他有关数据。应当清楚地标明所有空速值是指示空速、校正空速还是其他类型空速，并和用于比较的空速类型一致。

(g) 运营人在提供的鉴定测试指南中，应当清楚地说明每一项测试中是如何设置和操作模拟机的，并对每一项测试都应提供具有清楚详细测试步骤的人工测试程序。应完成对模拟机的全面综合测试，以确保整个模拟机系统符合规定的标准，也就是说，不能只是独立地测试模拟机的各个子系统。

(h) 在那些允许使用抽点打印结果代替时间历程结果的客观测试实例中，运营人应当确保在抽点打印捕获数据的时刻之前 5 秒一直到该时刻之后 2 秒存在一个稳定状态。

(i) 对于在本规则生效之前鉴定合格的模拟机，如果运营人已经向民航总局提交了修订过的主鉴定测试指南并得到批准，则可以在后续定期鉴定中使用本附件的测试和容差。

(j) 运动系统测试应满足下列要求：

(1) 对于运动包线测试中俯仰、滚转和偏航的角位移、角加速度和角速度最低要求，应能围绕一个共同的参考点进行测量，并且通过每次只驱动一个自由度来实现；

(2) 对于运动包线测试中升降、横移和纵摆的位移、加速度和速度最低要求，可使用位置不同但可视为相同的参考点进行测量，并且也应通过每次只驱动一个自由度来实现。

(k) 对于增稳直升机的模拟机要求在有增稳和无增稳（或者在操纵品质上出现了最大允许降级的故障状态）两种构型下进行测试。由于故障状态会导致不同水平的操纵品质，所以有必要验证故障的影响。对于那些在无增稳构型下主要与操纵装置位置有关的性能和静态操纵品质测试，如果系统的设计已经排除了增稳装置对操纵装置位置可能造成的任何影响，则可不要求具有无增稳构型下的数据。在一些测试项目中，无增稳直升机的响应可能是发散或不可重复的，对于这些测试项目，要求其满足特定的容差是不切实际的。替代的测试要求将由运营人和民航总局根据具体情况共同确定。

(l) 如果在高增稳直升机的模拟机驾驶舱里使用了直升机的硬件（例如“直升机模块化操纵装置”），则某些测试将不再被要求，并在“测试细节”栏中注明。然而在这种情况下，运营人应提交一份声明，即直升机硬件满足并持续满足相应的制造厂家的规范，并且运营人应具有关于这一事实的支持信息，以便民航总局对此进行评估。

(m) 如果客观数据中存在风的数据，则应将风矢量作为数据表示的一部分清楚地注明，使用常规术语表达，并将相对于测试所用跑道的方向标注出来。

(n) 只有在所要求的符合性和能力声明中，指出运动系统的设计和制造可以使模拟机在其最大位移、加速度和速度能力（参见模拟机客观测试标准中运动系统部分）范围内安全运行，民航总局才会鉴定该模拟机。

第 60.C.2.3 条 模拟机客观测试标准

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
1. 性能								
a. 发动机评估								
(1) 起动操作： (a) 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% 燃油流量：±10% 燃气涡轮转速：±5% 动力涡轮转速：±5% 燃气涡轮温度：±30°C	地面，使用和不使用旋翼刹车。		X	X	X	记录每台发动机从开始起动依次达到稳定的慢车状态再达到工作转速的时间历程。	
(b) 稳定的慢车状态和工作转速状态。	扭矩：±3% 旋翼转速：±1.5% 燃油流量：±5% 燃气涡轮转速：±2% 动力涡轮转速：±2% 燃气涡轮温度：±20°C	地面。		X	X	X	记录稳定的慢车状态和工作转速状态的数据。可以是一系列的抽点打印测试的结果。	
(2) 动力涡轮转速调节。	动力涡轮转速的总变化量：±10%	地面。		X	X	X	记录发动机对调节系统在两个方向上动作的响应。	
(3) 发动机和旋翼转速控制。	扭矩：±5% 旋翼转速：±1.5%	爬升，下降。		X	X	X	记录使用总距阶跃输入的测试结果。可以与爬升和下降性能测试结合在一起完成。	
b. 地面操作								
(1) 最小转弯半径。	直升机转弯半径：±0.9米（3英尺）或20%	地面。		X	X	X	如果使用差动刹车，刹车力应当与直升机试飞数据相匹配。	
(2) 转弯率与脚蹬偏	转弯率：±10%或±2°/秒	地面或起飞。		X	X	X		

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
转或前轮偏转角之间的关系。								
(3) 滑行。	俯仰角: $\pm 1.5^\circ$ 扭矩: $\pm 3\%$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	地面。		X	X	X	在特定地速、风向、风速和密度高度下进行地面滑行时, 记录操纵位置和俯仰姿态。	
(4) 刹车效率。	时间和距离: $\pm 10\%$	地面。		X	X	X		
c. 起飞								
(1) 所有发动机。	空速: ± 3 海里/小时 高度: ± 6.1 米 (20 英尺) 扭矩: $\pm 3\%$ 旋翼转速: $\pm 1.5\%$ 垂直速度: ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或 10% 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 滚转姿态: $\pm 2^\circ$ 航向: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 10\%$ 横向操纵位置: $\pm 10\%$ 方向操纵位置: $\pm 10\%$ 总距操纵位置: $\pm 10\%$	地面或起飞和初始阶段爬升。		X	X	X	记录与所模拟直升机相对应的起飞航迹测试结果 (对于 B 级要求滑跑起飞, 对于 C 级和 D 级要求从悬停状态起飞)。对于 B 级, 本标准仅适用于空速大于有效瞬变升力速度的那些阶段。应当记录从开始起飞到离地高度至少为 61 米 (200 英尺) 的测试结果。	
(2) 一台发动机失	空速: ± 3 海里/小时	地面或起飞和		X	X	X	记录与所模拟直升机相对应的起飞航迹测试结	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
效。	高度：±6.1 米（20 英尺） 扭矩：±3% 旋翼转速：±1.5% 垂直速度：±0.5 米/秒（100 英尺/分钟）或 10% 俯仰姿态：±1.5° 滚转姿态：±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%	初 始 阶 段 爬升。					果。应当记录从开始起飞到离地高度至少为 61 米（200 英尺）的测试结果。	
d. 悬停								
性能。	扭矩：±3% 俯仰姿态：±1.5° 滚转姿态：±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%	有地面效应和无地面效应。			X	X	记录轻重量、大重量时的测试结果。可以是一系列的抽点打印的测试结果。	
e. 垂直爬升								
性能。	垂直速度：±0.5 米/秒（100 英尺/分钟）或±10% 方向操纵位置：±5%	从无地面效应悬停状态开始。			X	X	记录轻重量、大重量时的测试结果。可以是一系列的抽点打印的测试结果。	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	总距操纵位置: $\pm 5\%$							
f. 平飞								
性能和经配平的飞行操纵位置。	扭矩: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	巡航。 增稳接通和断开。		X	X	X	记录在整个空速包线内不同配平速度的两个重量和重心组合条件下的测试结果。可以是一系列的抽点打印的测试结果。	
g. 爬升								
性能和经配平的飞行操纵位置。	垂直速度: ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或 $\pm 10\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	所有发动机工作; 一台发动机失效; 增稳接通和断开。		X	X	X	记录两个重量和重心组合条件下的测试结果。给出的数据应当是正常爬升功率条件下的。可以是一系列的抽点打印的测试结果。	
h. 下降								
(1) 下降性能和经配平的飞行操纵位置。	扭矩: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$	在正常进近速度下, 以 5 米/秒 (1000 英尺/分钟) 或接近 5		X	X	X	记录两个重量和重心组合条件下的测试结果。可以是一系列的抽点打印的测试结果。	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	米/秒的下降率 下降。增稳接 通和断开。						
(2) 自转性能和经配平的飞行操纵位置。	垂直速度: ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或 $\pm 10\%$ 旋翼转速: $\pm 1.5\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	稳定下降。增稳接通和断开。		X	X	X	记录两个重量条件下的测试结果。应当记录正常工作转速下的数据。旋翼转速的容差只在总距操纵装置处于完全放下位置时适用。应当记录从大约 50 海里/小时到不小于最大滑行距离空速的速度范围内的数据。可以是一系列的抽点打印的测试结果。	
i. 自转								
进入。	旋翼转速: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 2^\circ$ 滚转姿态: $\pm 3^\circ$ 航向: $\pm 5^\circ$ 空速: ± 5 海里/小时 垂直速度: ± 1 米/秒 (200 英尺/分钟) 或 10%	巡航或爬升。			X	X	记录油门快速减到慢车位的测试结果。如果选取的是巡航状态, 所提供的数据应当是对应于最大航程空速的。如果选取的是爬升状态, 所提供的数据应当是对应于等于或接近最大连续功率状态下的最大爬升率空速。	
j. 着陆								
(1) 全部发动机。	空速: ± 3 海里/小时 高度: ± 6.1 米 (20 英尺) 扭矩: $\pm 3\%$	进近。		X	X	X	记录与所模拟直升机相对应的进近和着陆任务剖面的测试结果 (对于 B 级要求滑跑着陆, 对于 C 级和 D 级要求进近到悬停)。对于 B 级, 本标	

模拟机客观测试标准

测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	旋翼转速: $\pm 1.5\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 滚转姿态: $\pm 1.5^\circ$ 航向: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 10\%$ 横向操纵位置: $\pm 10\%$ 方向操纵位置: $\pm 10\%$ 总距操纵位置: $\pm 10\%$						准仅适用于空速大于有效瞬变升力速度的那些阶段。	
(2) 一台发动机失效。	空速: ± 3 海里/小时 高度: ± 6.1 米 (20 英尺) 扭矩: $\pm 3\%$ 旋翼转速: $\pm 1.5\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 滚转姿态: $\pm 1.5^\circ$ 航向: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 10\%$ 横向操纵位置: $\pm 10\%$ 方向操纵位置: $\pm 10\%$ 总距操纵位置: $\pm 10\%$	进近。		X	X	X	记录与所模拟直升机相对应的 A 类和 B 类进近与着陆的测试结果。对于 B 级, 仅适用于空速大于有效瞬变升力速度的那些阶段。	
(3) 中断着陆。	空速: ± 3 海里/小时 高度: ± 6.1 米 (20 英尺) 扭矩: $\pm 3\%$ 旋翼转速: $\pm 1.5\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 滚转姿态: $\pm 1.5^\circ$	进近。		X	X	X	记录在着陆决断点从稳定进近状态改出开始中断着陆动作的测试结果。	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	航向: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 10\%$ 横向操纵位置: $\pm 10\%$ 方向操纵位置: $\pm 10\%$ 总距操纵位置: $\pm 10\%$							
(4) 自转着陆。	扭矩: $\pm 3\%$ 旋翼转速: $\pm 3\%$ 垂直速度: ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或 $\pm 10\%$ 俯仰姿态: $\pm 2^\circ$ 滚转姿态: $\pm 2^\circ$ 航向: $\pm 5^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 10\%$ 横向操纵位置: $\pm 10\%$ 方向操纵位置: $\pm 10\%$ 总距操纵装置: $\pm 10\%$	着陆。			X	X	记录从稳定的自转下滑到接地时自转减速和着陆的测试结果。	
2. 操纵品质								
对于需要对操纵装置（例如驾驶杆、总距杆和脚踏）进行静态或动态测试的模拟机，如果运营人的鉴定测试指南或主鉴定测试指南表明使用专用夹具测试的结果和采用替代方法的测试结果（例如同时生成的计算机曲线）具有令人满意的一致性，则在进行初始或升级鉴定时，不需要专用夹具。因此，在初始或升级鉴定期间重复使用该替代方法可满足本测试的要求。对于初始或升级鉴定，操纵装置的动态特性应在驾驶舱操纵装置上直接测量并记录，并在悬停、爬升、巡航和自转等飞行条件下完成。								
a. 操纵系统机械特性								
(1) 驾驶杆。	启动力: ± 0.111 daN (0.25 磅) 或 $\pm 25\%$	地面，静态条件。		X	X	X	记录不间断地全行程操纵驾驶杆一直到止动位的测试结果。（如果使用了直升机硬件模块化操	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	驾驶杆力: $\pm 0.222\text{daN}$ (0.5磅) 或 $\pm 10\%$	配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳接通和断开。					纵装置, 本测试不适用)。	
(2) 总距杆/脚蹬。	启动力: $\pm 0.222\text{daN}$ (0.5磅) 或 $\pm 25\%$ 总距杆力 / 脚蹬力: $\pm 0.445\text{daN}$ (1.0磅) 或 $\pm 10\%$	地面, 静态条件。 配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳接通和断开。		X	X	X	记录不间断地全行程操纵总距杆/脚蹬的测试结果。	
(3) 刹车踏板力与位置的关系。	踏板力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5磅) 或 $\pm 10\%$	地面, 静态条件。		X	X	X		
(4) 配平系统的配平速率(所有适用的系统)。	配平速率: $\pm 10\%$	地面, 静态条件。 配平接通。 摩擦断开。		X	X	X	容差适用于配平速率的记录值。	
(5) 操纵装置的动态特性(所有轴)。	第一次通过零值的时间: $\pm 10\%$ 随后的振荡周期: $\pm 10(N+1)\%$ 第一次超调幅度: $\pm 10\%$ 第二次以及随后超调幅度大于初始位移 (A_d) 5%	悬停/巡航。 配平接通。 摩擦断开。			X	X	应当记录在每个轴正反两个方向上都施加正常操纵偏移情况下的测试结果(大约为 25%到 50%的全行程)。	对不可逆操纵系统的操纵装置动态特性可以在地面、静态

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	的超调幅度: $\pm 20\%$ 超调次数: ± 1						条件下进行评估。进一步的信息请参考本附件第 60.C.2.5 条。“N”是具有完整振荡循环的连续周期序号。	
(6) 自由行程。	自由行程: ± 2.54 毫米 (0.10 英寸)	地面, 静态条件。 摩擦断开。		X	X	X	记录和比较所有操纵装置的测试结果。	
b. 低空速下的操纵品质								
(1) 经配平的飞行操纵位置。	扭矩: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 滚转姿态: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	有地面效应的平移飞行, 包括侧向、向后和向前。 增稳接通和断开。			X	X	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。 可以是一系列的抽点打印测试结果。	
(2) 临界方位角。	扭矩: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 滚转姿态: $\pm 2^\circ$	稳定悬停。 增稳接通和断开。			X	X	记录临界象限内的 3 个相对风向 (包括最临界情况) 的测试结果。 可以是一系列的抽点打印测试结果。	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$							
(3) 操纵响应:								
(a) 纵向。	俯仰速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 俯仰姿态变化: $\pm 10\%$ 或 $\pm 1.5^\circ$	悬停。 增稳接通和断开。			X	X	记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下, 离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(b) 横向。	滚转速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 3^\circ/\text{秒}$ 滚转姿态变化: $\pm 10\%$ 或 $\pm 3^\circ$	悬停。 增稳接通和断开。			X	X	记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下, 离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(c) 航向。	偏航速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 航向变化: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ$	悬停。 增稳接通和断开。			X	X	记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下, 离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(d) 垂直。	法向加速度: $\pm 0.1g$	悬停。			X	X	记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下, 离轴响应应当反映出正确的趋势。	
c. 纵向操纵品质								
(1) 操纵响应。	俯仰速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 俯仰姿态变化: $\pm 10\%$ 或 $\pm 1.5^\circ$	巡航。 增稳接通和断开。		X	X	X	应当记录两个巡航速度下的测试结果, 包括最小需用功率速度。 记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下, 离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(2) 静稳定性。	纵向操纵位置: 距配平位置偏移量的 $\pm 10\%$ 或 ± 6.3	巡航或爬升。 自转。		X	X	X	记录至少两个高于配平速度和至少两个低于配平速度的飞行速度下的测试结果。	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	毫米 (0.25 英寸) 或 纵向操纵力: $\pm 0.222\text{daN}$ (0.5 磅) 或 $\pm 10\%$	增稳接通和断开。					可以是一系列的抽点打印测试结果。	
(3) 动稳定性。								
(a) 长周期响应。	周期: 计算周期的 $\pm 10\%$ 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间: $\pm 10\%$ 或阻尼比: ± 0.02	巡航。 增稳接通和断开。		X	X	X	本测试应包含 3 个完整的周期 (在输入信号结束后的 6 个超调) 或足够用来确定达到 1/2 振幅或 2 倍振幅时间的一定数量周期, 两者取要求最低者。对于非周期性的响应, 时间历程应当匹配。	
(b) 短周期响应。	俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 或俯仰速率: $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 法向加速度: $\pm 0.1\text{g}$	巡航或爬升。 增稳接通和断开。		X	X	X	记录至少两个空速下的测试结果。	
(4) 机动稳定性。	纵向操纵位置: 配平后位置偏移量的 $\pm 10\%$ 或 ± 6.3 毫米 (0.25 英寸) 或 纵向操纵力: $\pm 0.222\text{daN}$ (0.5 磅) 或 $\pm 10\%$	巡航或进近。 增稳接通和断开。		X	X	X	记录至少两个空速下的测试结果。 记录大约 30° - 45° 坡度角情况下的测试结果。 对于不可逆操纵系统, 力的图形表示形式可能是一个交叉型图形。 可以是一系列抽点打印测试结果。	
(5) 起落架操作时间。	起落架操作时间: ± 1 秒	起飞 (收上)。 进近 (放下)。		X	X	X		
d. 横向和航向操纵品质								

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
(1) 操纵响应。								
(a) 横向。	滚转速率：±10%或±3°/秒 滚转姿态变化：±10%或±3°	巡航。 增稳接通和断开。		X	X	X	应当记录至少两个空速下的测试结果，包括最小需用功率速度或与其接近的速度。记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下，离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(b) 航向。	偏航速率：±10%或±2°/秒 偏航姿态变化：±10%或±2°	巡航。 增稳接通和断开。		X	X	X	应当记录至少两个空速下的测试结果，包括最小需用功率速度或与其接近的速度。 记录阶跃操纵输入的测试结果。 在无增稳的情况下，离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(2) 航向静稳定性。	横向操纵位置：配平后位置偏移量的±10%或±6.3毫米（0.25英寸） 或横向操纵力：±0.222daN（0.5磅）或10% 滚转姿态：±1.5° 方向操纵位置：配平后位置偏移量的±10%或±6.3毫米（0.25英寸） 或方向操纵力：±0.445daN（1.0磅）或±10% 纵向操纵位置：配平后位	巡航或爬升（必要时，可以使用下降来代替爬升）。 增稳接通和断开。		X	X	X	在配平点的任意一侧选取至少两个侧滑角进行测试并记录。 对于不可逆操纵系统，力的图形表示形式可能是一个交叉型图形。 可以是一系列的抽点打印测试结果。	本测试是一个稳定侧滑测试（航向保持不变）。

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
	置偏移量的±10%或±6.3毫米(0.25英寸) 垂直速度:±0.5米/秒(100英尺/分钟)或±10%							
(3) 横航向动稳定性。								
(a) 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 相邻坡度峰值和侧滑峰值之间的时间差: ±20% 或±1 秒	巡航或爬升。 增稳接通和断开。		X	X	X	记录至少两个空速下的测试结果。 本测试应包含 6 个完整的周期(在输入信号结束后的 12 个超调)或足够用来确定达到 1/2 振幅或 2 倍振幅时间的一定数量周期, 两者取要求最低者。对于非周期性的响应, 时间历程应当匹配。	
(b) 螺旋稳定性。	具有正确的趋势。 坡度(在 20 秒范围内): ±2° 或±10%	巡航或爬升。 增稳接通和断开。		X	X	X	记录在仅使用脚蹬或仅使用驾驶杆转弯的状态下松开相应操纵装置的测试结果。 应当记录两个方向上转弯的测试结果。	
(c) 负偏航/正偏航。	具有正确的趋势。 瞬态侧滑角: ±2°	巡航或爬升。 增稳接通和断开。		X	X	X	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。应当记录两个方向上转弯的测试结果。	
3. 运动系统								
a. 运动包线								

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
(1) 俯仰:								
(a) 角位移	至少±25°				X	X		
(b) 角速度	至少±20°/秒				X	X		
(c) 角加速度	至少±100°/秒 ²				X	X		
(2) 滚转:								
(a) 角位移	至少±25°				X	X		
(b) 角速度	至少±20°/秒				X	X		
(c) 角加速度	至少±100°/秒 ²				X	X		
(3) 偏航:								
(a) 角位移	至少±25°				X	X		
(b) 角速度	至少±20°/秒				X	X		
(c) 角加速度	至少±100°/秒 ²				X	X		
(4) 垂向:								
(a) 位移	至少±0.86 米 (34 英寸)				X	X		
(b) 速度	至少±0.61 米/秒 (24 英寸/秒)				X	X		
(c) 加速度	至少±0.8 g				X	X		
(5) 横向:								

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
(a) 位移	至少±1.14 米 (45 英寸)				X	X		
(b) 速度	至少±0.71 米/秒 (28 英寸/秒)				X	X		
(c) 加速度	至少±0.6 g				X	X		
(6) 纵向:								
(a) 位移:	至少±0.86 米 (34 英寸)				X	X		
(b) 速度	至少±0.71 米/秒 (28 英寸/秒)				X	X		
(c) 加速度	至少±0.6 g				X	X		
(7) 初始角加速度变化率:								
所有轴向	至少 300°/秒 ² /秒				X	X		
(8) 初始线加速度变化率:								
(a) 垂向	至少±6g/秒				X	X		
(b) 纵向	至少±3g/秒				X	X		
(c) 横向	至少±3g/秒				X	X		
b. 频率响应								
频带 (Hz)	相位 (度)	振幅比 (db)			X	X	X	

模拟机客观测试标准								
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明
			A	B	C	D		
0.1~0.5	-15~ -20	±2						
0.51~1.0	-15~ -20	±2						
1.1~2.0	-20~ -40	±4						
2.1~5.0	-40~ -100	±4						
c. 支柱协调性								
支柱协调性。	相位差（相对于基准支柱）：不超过 1.5°			X	X	X	基准支柱和其他任何支柱之间的相位差应使用 ±0.25g 的 0.5Hz 升降（垂直方向的）信号进行测量。	
d. 平滑性								
平滑性。	运动方向变换过程中，实际的正弦加速度与拟获得的正弦加速度偏差不得超过 0.05g。			X	X	X	应当使用频率为 0.5Hz、峰峰值为 150 毫米（6 英寸）的正弦信号在升降方向上驱动运动系统平台来进行测试。 应当测量实际的正弦加速度与拟获得的正弦加速度的偏差。	

第 60.C.2.5 条 操纵系统动态特性

(a) 直升机飞行操纵系统特性对操纵品质有着重要的影响。在驾驶员对直升机的可接受性方面，一个需要考虑的重要因素就是通过驾驶舱的操纵装置提供给驾驶员的“感觉”。为了交付一个能使驾驶员感觉舒适的系统并使其认为这是一架适合飞行的直升机，人们在直升机感觉系统设计上付出了巨大努力。为了使模拟机能代表相应直升机，应当给驾驶员提供正确的感觉，即在相应直升机上的感觉。

(b) 记录诸如对脉冲或阶跃函数的自由响应是评估机电系统动态特性的传统方法。但无论如何，由于只能对真实的输入和响应进行评估，所以评估动态特性只是一种可能性。由于模拟机操纵载荷系统与直升机系统的紧密吻合是至关重要的，因此应当尽可能收集最好的数据。本附件描述了要求的操纵感觉系统动态特性测试。这些测试通常是在使用脉冲或阶跃输入对系统进行激励后，通过测量操纵装置的自由响应来完成的。这些测试应当在悬停、爬升、巡航和自转等飞行状态下完成。

(c) 对于带有不可逆操纵系统的直升机，如果可以提供适当的静压输入以代表飞行中所遇到的典型空速，便可以在地面进行测量。同样还可以证明，对于某些直升机，在悬停、爬升、巡航和自转飞行状态下会表现出相似的效果。因此，对一种飞行状态进行的测试可以满足另一种飞行状态测试的需要。如果按上述一种或两种情况安排测试时，应当提交工程证明或直升机制造厂家的原理说明，作为采用地面测试或减少某一种飞行状态测试的合理性依据。

(1) 操纵系统动态特性的评定。

操纵系统的动态特性常用频率、阻尼和操纵系统中出现的其他传统测量术语来表示。为了对模拟机操纵载荷的测试结果建立一致的验证方法，应当明确定义测量参数和所用容差的标准。对于欠阻尼系统和过阻尼系统（包括临界阻尼情况）都应当建立标准。对于一个阻尼很小的欠阻尼系统，可以用频率和阻尼对其进行定量表示。而对于临界阻尼或过阻尼系统，则很难从其响应时间历程中测量出频率和阻尼。因此，应当采用其他测量方法。

(2) 对于 C 级和 D 级模拟机。

验证操纵感觉系统的动态特性是否能代表所模拟直升机的测试应当表明动态阻尼周期（操纵装置的自由响应）与直升机的动态阻尼周期相比较是否在规定的容差范围内。对于欠阻尼和临界阻尼，可接受的评定系统响应和所采用容差的方法见本条（d）款。

(d) 容差。

(1) 欠阻尼响应。

(i) 在这种阻尼响应中需要测两个量：第一次交零的时间（在阻尼比限制的情况下）和随后的振荡频率。如果响应上存在周期不一致的情况，需要以单个周期为基础进行测量。然后将每个周期与直升机操纵系统的相应周期单独作比较，并且结果应当满足为该周期所规定的整个容差；

(ii) 阻尼的容差应当应用到单个超调量上。由于小超调量的意义可能是有问题的，所以对小超调量采用容差限制方法评定时应当特别慎重。只有那些超过总初始位移 5% 的超调量才被认为有意义。在本附件图 1 中，标注为 $T(A_d)$ 的误差带是指在初始位移振幅 A_d 的 $\pm 5\%$ 范围内偏离稳定状态振荡的一个区域。误差带内的振荡可以忽略不计。将模拟机数据与直升机数据进行比较时，应当先把模拟机和直升机的稳定状态值重叠或对齐，然后再比较振荡峰值的幅度、第一次交零时间和单个振荡周期。在对比直升机数据的那一段时间内，模拟机应当与直升机有相同次数的有意义超调。这种响应的评定过程如本附件图 1 所示。

(2) 临界阻尼和过阻尼响应。

由于临界阻尼响应的本性（无超调），达到稳定状态（中立点）值 90% 处的时间应当与直升机数据一样，误差不超过 $\pm 10\%$ 。模拟机响应也应当是临界阻尼响应。其过程如本附件图 2 所示。

(3) 下面归纳了在供参考的测量方法图示中所使用的容差 T （参见本附件图 1 和图 2）：

- $T(P_0) \pm 10\% P_0$
- $T(P_1) \pm 20\% P_1$
- $T(A) \pm 10\% A_1, \pm 20\%$ 的后续峰值
- $T(A_d) \pm 5\% A_d = \text{误差带}$
- 超调次数 ± 1

如果在误差带之外完成的有意义的周期数超过本附件图 1 所示的周期数，将使用下列容差 (T)：

$T(P_n) \pm 10(n+1)\% P_n$ ，“n”是下一个周期的序号。

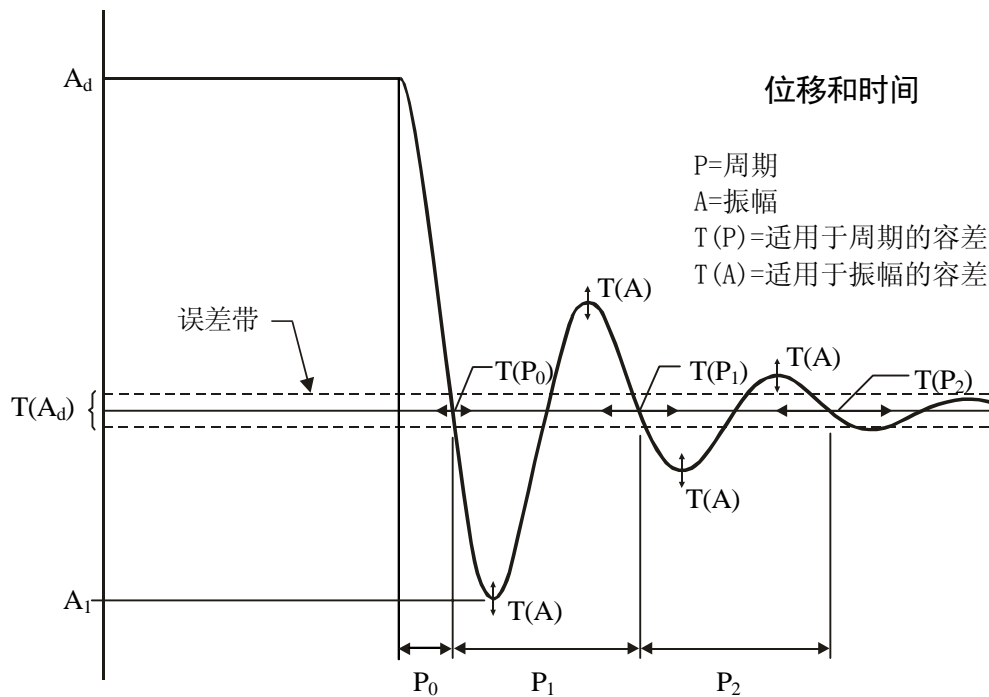


图 1 欠阻尼阶跃响应

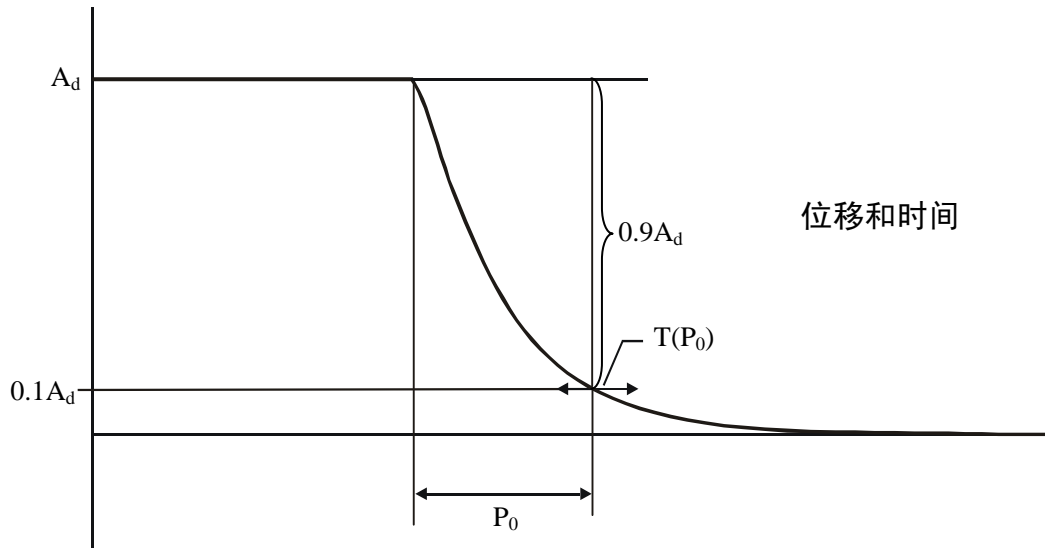


图 2 临界阻尼阶跃响应

第 60.C.2.7 条 运动提示的可重复性

(a) 客观测试标准中的运动系统特性研究的是系统的基本能力，而不是驾驶员提示方面的能力。在用于确定运动提示能力的客观测试程序出现之前，运动系统的调试仍将继续采用主观调试的方法。这里所涉及的运动提示只限于为驾驶员执行任务提供感觉支持并刺激驾驶员做出反应所必需的提示。如果运动系统已经过调试，那么很重要的一点就是测试标准中应包含一个测试，以确保该系统能持续地保持初始鉴定时的表现。偏离初始鉴定基准的任何运动性能变化都可以被客观地测量出来。

(b) 按照下面的测试程序，至少每 12 个日历月完成一次对运动系统性能变化的客观评估。

- (1) 通过与初始鉴定时记录的测试数据进行比较，评估运动系统现在的性能；
- (2) 记录的参数为运动驱动算法的输出值和作动筒位置传感器的输出；
- (3) 测试中使用的输入信号应在全部运动方程整合之前的一个合适点上切入（参见本附件图 3）；

(4) 调整测试信号的特性（参本附件见图 4），以确保在每个轴上的运动幅度能够达到最大位移能力的约三分之二。 t_0 至 t_1 应是一个具有足够长持续时间的时间段，能够保证稳定的初始条件。

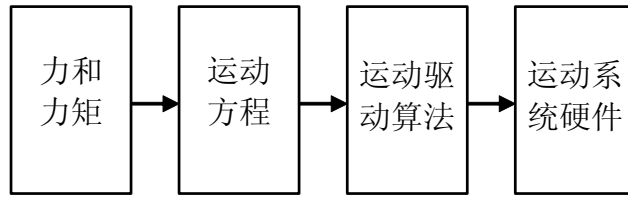


图 3 加速度测试信号

图 3 注：如果模拟机重量发生变化（例如视景系统改变或结构改变），应对运动系统基准性能重新进行测试，新的测试结果应作为以后比较的基准。

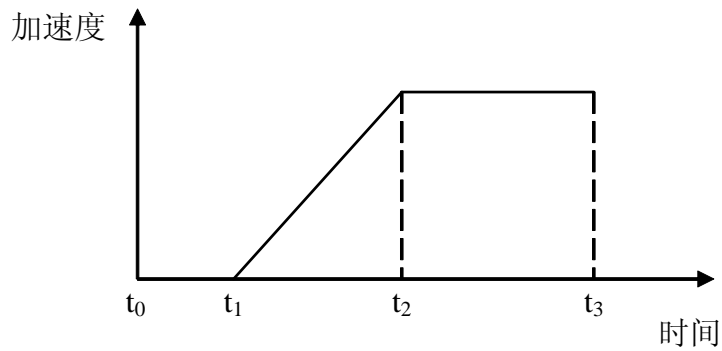


图 4 加速度测试信号

图 4 注：如果模拟机重量发生变化（例如视景系统改变或结构改变），应对运动系统基准性能重新进行测试，新的测试结果应作为以后比较的基准。

附件 3 直升机飞行模拟机主观测试

第 60.C.3.1 条 概则

(a) 主观测试为鉴定直升机飞行模拟机（以下简称模拟机）提供了依据，用于评估模拟机在典型应用期间的表现能力，确定模拟机能够满足相应的训练、考试和检查的要求，能够成功地模拟每一个要求的机动飞行、程序或科目，以及验证模拟机操纵装置、仪表和各系统能够正确运转。

(b) 本附件第 60.C.3.3 条操作科目表中规定了驾驶员需要执行的科目，包括机动飞行和程序（称为飞行科目），并按飞行阶段进行了划分。应当在正常和适用的备用工作方式下，对所有模拟的直升机系统功能进行评估。在对某一阶段的飞行科目进行评估时，应当对与该飞行阶段相关的正常、非正常和应急操作进行评估。

(c) 在“任何飞行阶段”中分别列出了需要评估的各系统，以确保对相应的系统进行检查。如果安装了导航系统（包括惯性导航系统、全球定位系统或其他远距导航系统）和相关的电子显示系统，也应当对其进行评估。民航总局鉴定人员将在给训练大纲审批部门的报告中指明系统操作的效果和系统的任何限制。

(d) 应训练大纲审批部门的要求，民航总局鉴定人员进行主观鉴定时，可以针对运营人训练大纲的特点对模拟机进行评估。这样的评估可以包含面向航线飞行训练科目的部分内容，或运营人训练大纲中特别重要的项目。除非与鉴定等级的要求有直接关系，否则这些评估的结果不会影响模拟机的鉴定结果。

第 60.C.3.3 条 操作科目表

民航总局鉴定人员将使用运营人经批准的手册和检查单，按照下列适用于所模拟直升机和模拟机等级的操作科目鉴定模拟机。

a. 飞行前准备：

(1) 飞行前。应对所有飞行机组成员和教员位置上安装的全部电门、指示器、系统和设备完成功能检查，并确定该驾驶舱的设计和功能与所模拟的直升机完全一致。

(2) 辅助动力装置（APU）/发动机起动和试车。

- (a) 正常起动程序；
- (b) 备用起动程序；
- (c) 非正常起动和关车（热起动、悬挂起动等）；
- (d) 旋翼啮合；
- (e) 系统检查；
- (f) 其他。

b. 起飞

(1) 正常起飞

- (a) 从地面起飞；
- (b) 从悬停状态起飞：
 - (i) A 类；
 - (ii) B 类；
- (c) 滑跑；
- (d) 侧风/顺风；
- (e) 最大性能；
- (f) 仪表。

(2) 非正常/应急程序

- (a) 起飞，在临界决断点（CDP）之后发动机失效；
 - (i) A 类；
 - (ii) B 类；
- (b) 其他。

c. 爬升

- (1) 正常；
- (2) 一台发动机失效；
- (3) 其他。

d. 巡航

- (1) 性能；
- (2) 飞行品质；
- (3) 转弯：
 - (a) 计时；
 - (b) 正常；
 - (c) 大坡度；
- (4) 加速和减速；
- (5) 高速振动；
- (6) 非正常或应急程序，例如：
 - (a) 发动机失火；
 - (b) 发动机失效；
 - (c) 空中停车和重新启动；
 - (d) 燃油管理系统失效；
 - (e) 航向操纵系统故障；

- (f) 液压系统失效；
- (g) 稳定系统失效；
- (h) 旋翼振动；
- (i) 其他。

e. 下降

- (1) 正常；
- (2) 最大速率；
- (3) 其他。

f. 进近

- (1) 非精密进近：
 - (a) 所有发动机工作；
 - (b) 一台或多台发动机失效；
 - (c) 进近程序：
 - (i) 无向信标 (NDB) ；
 - (ii) 甚高频全向信标 (VOR)、区域导航 (RNAV)、塔康导航系统 (TACAN) ；
 - (iii) 机场监视雷达 (ASR) ；
 - (iv) 仅直升机使用的程序；
 - (v) 其他。
 - (d) 中断进近：
 - (i) 所有发动机工作；
 - (ii) 一台或多台发动机失效。
- (2) 精密进近：
 - (a) 所有发动机工作；
 - (b) 一台或多台发动机失效；
 - (c) 进近程序：
 - (i) 精密进近雷达 (PAR) ；
 - (ii) 微波着陆系统 (MLS) ；
 - (iii) 仪表着陆系统 (ILS) ；
 - (iv) 人工方式 (原始数据) ；
 - (v) 只使用飞行指引；
 - (vi) 自动驾驶仪接通：
 - (A) I类；
 - (B) II类；
 - (vii) 其他。

- (d) 中断进近：
 - (i) 所有发动机工作；
 - (ii) 一台或多台发动机失效；
 - (iii) 稳定系统失效；
- (e) 其他。

g. 任何飞行阶段：

- (1) 直升机和动力系统操作：
 - (a) 空调；
 - (b) 防冰/除冰系统；
 - (c) 辅助动力装置；
 - (d) 通信设备；
 - (e) 电气系统；
 - (f) 火警探测和灭火；
 - (g) 安定面；
 - (h) 飞行操纵系统；
 - (i) 燃油和滑油系统；
 - (j) 液压系统；
 - (k) 起落架；
 - (l) 氧气系统；
 - (m) 气源系统；
 - (n) 动力装置；
 - (o) 飞行控制计算机；
 - (p) 稳定性和操纵性增强系统；
 - (q) 其他。
- (2) 飞行管理和引导系统：
 - (a) 机载雷达；
 - (b) 自动着陆辅助设备；
 - (c) 自动驾驶仪；
 - (d) 防撞系统；
 - (e) 飞行数据显示器；
 - (f) 飞行管理计算机；
 - (g) 平显系统；
 - (h) 导航系统；
 - (i) 其他。

- (3) 空中程序：
 - (a) 等待；
 - (b) 空中危险规避；
 - (c) 后行桨叶失速改出；
 - (d) 旋翼轴碰撞；
 - (e) 其他。

h. 发动机关车及停机

- (1) 发动机和系统操作。
- (2) 停留刹车操作。
- (3) 旋翼刹车操作。
- (4) 非正常/应急程序。

第 60.C.3.5 条 模拟机系统列表

a. 教员控制台

- (1) 电源开关。
- (2) 直升机状态：
 - (a) 全重、重心、燃油装载和分配等；
 - (b) 直升机各系统状态；
 - (c) 地面勤务功能（例如外部电源连接、拖直升机等）；
 - (d) 其他。
- (3) 机场或着陆区。
 - (a) 代码和选择。
 - (b) 跑道或着陆区选择；
 - (c) 着陆区表面条件（例如粗糙、平滑、结冰、湿、干道面等）；
 - (d) 预设位置（例如停机坪、登机门、起飞位置、五边定位点上空等）；
 - (e) 灯光控制；
 - (f) 其他。
- (4) 环境控制：
 - (a) 温度；
 - (b) 气象条件（例如冰、雪、雨等）；
 - (c) 风速和风向；
 - (d) 其他。
- (5) 直升机系统故障设置：
 - (a) 插入、删除；

- (b) 故障清除;
 - (c) 其他。
- (6) 冻结和重新定位:
- (a) 冻结和解冻 (全部) 故障;
 - (b) 位置冻结和解冻;
 - (c) 重新定位 (定位、冻结和解冻);
 - (d) 二分之一或两倍地速控制;
 - (e) 其他。
- (7) 教员台遥控。
- (8) 其他。

b. 声音控制

接通和断开, 音量调节。

c. 运动、操纵载荷系统

- (1) 接通、断开和紧急停止;
- (2) 干扰 (不能在别的自由度上感觉到给定自由度上的运动响应);
- (3) 平滑性 (在正常“飞行”中模拟机运动方向发生反转时, 不能有“换向撞击感”);

d. 观察员座位:

- (1) 位置;
- (2) 调节。

附录 D 直升机飞行训练器鉴定性能标准

附件 1 直升机飞行训练器的一般要求

第 60.D.1.1 条 概则

(a) 本附件中关于直升机飞行训练器（以下简称训练器）的某些要求应当有符合性和能力声明支持，并且在指定的情况下记录训练器的性能，将其结果作为鉴定测试指南的一部分。关于符合性和能力声明的要求在本附件第 60.D.1.3 条训练器最低要求的附加说明栏中注明。

(b) 本附件规定了 2 级至 6 级飞行训练器最低要求。对于特定级别训练器的完整要求，还应当参考本附录附件 2 和附件 3 的要求。本附件第 60.D.1.3 条训练器最低要求分为以下几个部分：

- (1) 驾驶舱一般构型；
- (2) 训练器编程；
- (3) 设备操作；
- (4) 教员或检查人员使用的设备；
- (5) 运动系统（如适用）；
- (6) 视景系统（如适用）；
- (7) 声音系统。

第 60.D.1.3 条 训练器最低要求

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
1. 驾驶舱一般构型								
a. 训练器应当具有一个所模拟直升机或组类直升机驾驶舱的全尺寸复制品，其操纵装置、设备、能够看到的驾驶舱指示器、跳开关和隔板的位置要合适、功能要准确，可对直升机或组类直升机进行复现。操纵装置和开关的移动方向应与所模拟的直升机或组类直升机一致。			X			X	3级应当代表单一组类的直升机，应当有导航控制、显示和CCAR-91部中规定的按照仪表飞行规则运行所需的仪表。机组成员的座椅要有能力使驾驶员达到所模拟直升机上设计的眼点位置，或者对于一普通组类直升机，则只要求近似达到这样的位置。	对于训练器的而言，驾驶舱应包括从驾驶员座椅调整到最后位置所对应的机身横截面之前的全部空间，包括附加的必需机组成员值勤位置以及驾驶员座椅后方必需的隔板所占用的空间。
b. 训练器应当充分地模拟了设备（例如仪表、面板、系统和操纵装置）以能够保证完成批准的训练、检查。训练器上安装的设备应当具有正确的空间布局，它们可以在驾驶舱内或在开放式的驾驶舱区域内。这些设备的动作应当同直升机上的相应设备动作一致。		X		X	X		2级应当代表单一组类的直升机。	
c. 影响操作程序和需要飞行机组做出响应的故障中所涉及的跳开关，其功能应当准确。		X	X		X	X	6级训练器应当将跳开关安装在驾驶舱的正确位置。	
2. 训练器编程								
a. 训练器应当能够表现飞行中通常遇到的阻力和推力的各种组合对空气动力变化的正确		X	X		X	X	对3级和6级还要求全重和重心变化产生的影响。对2级、3级和5级仅要求通用空气动力编	

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
影响。其中应当包括直升机的姿态、拉力、阻力、高度、温度及构型。							程。	
b. 训练器具有满足鉴定等级要求的计算机(模拟或者数字)能力,例如计算能力、精度、分辨率和动态响应。		X	X	X	X	X		
c. 应在直升机(或对某一组类直升机适用的)改进或相应数据发布的6个月内,对训练器的硬件和程序进行更新,除非经事先协调,民航总局另行批准。		X	X	X	X	X		
d. 驾驶舱仪表的相对响应应当密切耦合以提供综合的感觉提示。这些仪表应当在规定时间内对驾驶员位置上快速有力的输入做出响应,但不能短于相应直升机或组类直升机在同样条件下做出响应的的时间。如果已经安装了视景和运动系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试或检查的认可时,上述要求中还应包含对这些系统的要求。如果安装了视景系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试或检查的认可时,视景图像从稳定状态受到扰动发生变化的过程应当在相应系统动态响应限制范围内出现,但不能早于仪表的响应,并且如果安装了运动系统,视景图象的变化也不能早于运动系统的响应。		X	X		X	X	要求演示,并且应当同时记录:驾驶杆、总距杆和脚蹬的模拟输出,以及输出到驾驶员姿态指引仪的信号。这些记录应当与下列飞行状态下的直升机响应数据进行比较:悬停、起飞、巡航和进近或着陆。测试结果应当记录到鉴定测试指南中。 另外,如果安装了视景系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试和检查的认可时,对输出到视景显示系统的信号(包括视景系统的模拟延迟)也做上述要求。如果安装了运动系统,并且寻求在该训练器上进行训练、考试和检查的认可时,对装于运动系统平台、位于驾驶员位置附近合适位置上的加速度计的输出信号也做上述要求。	
3. 设备操作								

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
a. 模拟直升机（或组类直升机）的全部相关仪表指示应自动地对操纵装置的移动或所模拟直升机（或组类直升机）受到的外部干扰（例如紊流、风）作出响应。		X	X		X	X		
b. 导航设备应与所模拟直升机（或组类直升机）上的一致，并在机载设备规定的误差范围内工作。		X	X		X	X	对 2 级和 5 级仅要求具有仪表进近飞行所必需的导航设备。对 3 级和 6 级应当还包括与直升机（或组类直升机）相同的通讯设备（内话和空地通话），并且对于可能实施的某些特殊操作，还应当有氧气面罩麦克风系统。	
c. 训练器上安装的系统应当能够模拟直升机（或组类直升机）上相应系统的运行，包括在地面和飞行两种情况下。应模拟至少一个直升机系统。系统的运行应当满足能够完成训练大纲所包含的正常、非正常和应急操作程序的要求。		X	X	X	X	X	6 级应当模拟直升机的全部飞行、导航和系统的工作。3 级应当具有飞行和导航操纵装置、显示装置和 CCAR-91 部中规定的仪表飞行规则运行所需的仪表。2 级和 5 级应当具有可操作的飞行和导航操纵装置、显示装置和仪表。	
d. 应当具有足够的环境灯光用于仪表和面板照明，以便于实施操作。		X	X	X	X	X		
e. 训练器应当提供与所模拟直升机（或组类直升机）一致的操纵力和操纵行程。在相同的飞行条件下，操纵力的反作用应当与直升机（或组类直升机）上的反作用方式相同。			X			X		
f. 训练器应当提供具有足够精确度的操纵力和操纵行程，以便能够人工实施仪表进近。在相同的飞行条件下，操纵力的反作用应当与直		X			X			

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
升机（或组类直升机）上的反作用方式相同。								
4. 教员或检查人员使用的设备								
a. 除了飞行机组成员的位置外，还应当有教员或检查员和监察员安排合适的座位。在这些座位上，应当有足够的视野观察飞行机组成员面板。		X	X	X	X	X		这些座椅不必与直升机的座椅相同，可以使用像办公室座椅一样简单的座椅放在适当的位置。
b. 训练器应当具有教员控制机构，可以通过该机构根据需要设置正常、非正常和紧急情况。一旦设置的情况启动，机组实施的系统管理应能导致正确的系统工作，而不需要来自教员控制机构的输入。		X	X	X	X	X		
5. 运动系统								
a. 训练器可以安装运动系统，但不作要求。		X	X	X	X	X	如果安装了运动系统，其运转不能使驾驶员感到迷惑。可以参照本规则附录 C 中模拟机运动系统的标准（至少 B 级）。	
6. 视景系统								
a. 训练器可以安装视景系统，但不作要求。如果安装了视景系统，则应当满足下列要求： (1) 可以是单通道非准直显示； (2) 在飞驾驶员的最小视场角垂直 18°，水平 24°；		X	X	X	X	X	要求能力声明和滞后或传输延迟的演示。可以参照本规则附录 C 中模拟机视景系统的标准（至少 B 级）。 如果申请使用视景系统进行训练、考试和检查的附加授权，则要求满足这些标准。	

训练器最低要求								
训练器一般要求	训练器等级						附加说明	信息说明
	1	2	3	4	5	6		
(3) 每个驾驶员的最大视差误差为 10°; (4) 景色内容不能混叠; (5) 从驾驶员的眼点到直接显示面的距离不能少于到前仪表面板的距离; (6) 计算和显示像素尺寸的最小分辨率均为 5 弧分; (7) 最大滞后或传输延迟不超过 300 毫秒。								
7. 声音系统								
a. 训练器模拟的由驾驶员操纵动作所导致的重要驾驶舱声响应与相同情况下在直升机上听到的一致。			X			X		

附件 2 直升机飞行训练器客观测试

第 60.D.2.1 条 测试要求

(a) 确定直升机飞行训练器（以下简称训练器）等级所要求的地面和飞行测试项目在本附件第 60.D.2.3 条训练器客观测试标准中列出。每一项测试应当提供计算机生成的训练器测试结果。如果测试所要求的飞行条件或运行条件对所模拟的直升机或申请的鉴定等级不适用，则可以忽略（例如一台发动机失效中断进近对单发直升机等不适用的情况）。每项测试结果都要与本规则第 60.23 条规定的试飞数据进行比较。尽管鼓励使用驱动程序自动完成测试，但每项测试都应能够由人工完成，并可以记录全部适用的参数。这些测试结果应当在多通道记录仪、行式打印机或民航总局认可的其他适用记录设备上生成。每项测试都应当标明时间历程，除非在本附件第 60.D.2.3 条训练器客观测试标准中指明了其他方法。所有测试结果应当标明规定的容差和单位。

(b) 本附件第 60.D.2.3 条训练器客观测试标准规定了要求的测试结果，包括用于训练器验证的参数、容差和飞行条件。由于空气动力建模，以及基准数据的采集、推导经常是不精确的，所以对列出的测试提供了容差。训练器客观测试标准中列出的全部容差用来衡量训练器的性能。当对同一个参数提供了两个容差时，可采用对训练器性能要求较低的那个，另有说明的情况除外。

(c) 本附件第 60.D.2.3 条训练器客观测试标准中的某些测试应当有符合性和能力声明来支持，对符合性和能力说明的要求在测试细节栏中指明。

(d) 使用运行判断或工程判断对用于训练器验证的试飞数据适用性进行评估时，这种判断不能只局限于单一参数。例如，呈现出被测参数急剧变化的数据可能需要插值或只选取最合适的数据。为了能够做出全面解释，应当提供与设置的机动动作或飞行条件有关的全部参数。当训练器数据与直升机数据在整个时间历程内难以或不可能匹配时，应当通过比较其他有关变量来证明两者之间差异的合理性。

(e) 对于训练器编程，如果空气动力模型仅能在进行验证的测试点保证准确，则这样的编程是不够的，也是不能接受的。训练器应能表现直升机以典型的运行重量和重心进行正常运行时的性能和操纵品质，另有说明的情况除外。如果一个测试使用的支持数据是极限重量或极限重心状态下的直升机数据，则鉴定测试指南中还应当有一个使用中间状态，或尽可能接近另一个极限状态下的直升机数据作为支持数据的测试，民航总局另有批准的情况除外。3 级和 6 级训练器的测试结果，最好能在下列条件的全部范围内，指示出该设备的性能和操纵品质。

- (1) 直升机重量和重心包线；
- (2) 飞行包线；

(3) 不同的大气条件和环境条件，包括对所模拟直升机或组类直升机批准的极端条件。

(f) 将测试中列出的参数与相应的直升机参数进行比较时，还应当提供足够的数以检验飞行条件和直升机构型变化的正确性。例如，为了在静稳定性测试中证明操纵力在 $\pm 0.222 \text{ daN}$ (0.5磅)容差范围内，还应当提供表明正确的空速、功率、推力或扭矩、直升机构型、高度和其他有关识别参数的数据。如果比较短周期动态特性，可采用将法向加速度与直升机数据进行比较的方法，但还应当提供空速、高度、操纵输入、直升机构型和其他有关数据。如果比较起落架变化动态特性，可采用将俯仰角、空速和高度与直升机数据进行比较的方法，但还应提供起落架的位置数据。应当清楚地标明所有空速值是指示空速、校正空速还是其他类型空速，并和用于比较的空速类型一致。

(g) 运营人在提供的鉴定测试指南中，应当清楚地分别说明每一项测试中是如何设置和操作训练器的，并对每一项测试都应提供具有详细测试步骤的人工测试程序。应当完成对训练器的全面综合测试，以确保整个训练器系统符合规定的标准，也就是说，不能只是独立地测试训练器的各个子系统。

(h) 在那些允许使用抽点打印结果代替时间历程结果的客观测试实例中，运营人应当确保在抽点打印捕获数据的时刻之前 5 秒一直到该时刻之后 2 秒存在一个稳定状态。

(i) 对于在本规则生效之前鉴定合格的训练器，如果运营人已经向民航总局提交了修订过的主鉴定测试指南并得到批准，则可以在后续定期鉴定中使用本附件的测试和容差。

(j) 操纵品质测试应当包括对增稳设备的验证。对于高度增稳直升机的训练器，应在无增稳（或在允许的最大程度操纵品质降级的故障状态）和有增稳两种构型下进行验证。在故障状态可以导致不同水平操纵品质的情况下，有必要验证故障的影响。对于此类测试的要求，将由民航总局和运营人根据具体情况达成一致。

(k) 如果客观数据中存在风的数据，则应将风矢量作为数据表示的一部分清楚地注明，使用常规术语表达，并将相对于测试所用跑道的方向标注出来。

第 60.D.2.3 条 训练器客观测试标准

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
1. 性能										
a. 发动机评估										
(1) 起动操作： (a) 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% 燃油流量：±10% 燃气涡轮转速：±5% 动力涡轮转速：±5% 燃气涡轮温度：±30°C	地面，使用和不使用旋翼刹车。			X			X	记录每台发动机从开始起动依次达到稳定的慢车状态再达到工作转速的时间历程。	
(b) 稳定的慢车状态和工作转速状态。	扭矩：±3% 旋翼转速：±1.5% 燃油流量：±5% 燃气涡轮转速：±2% 动力涡轮转速：±2% 燃气涡轮温度：±20°C	地面		X	X		X	X	记录稳定的慢车状态和工作转速状态的数据。 可以是一系列的抽点打印测试结果。	
(2) 动力涡轮转速调节。	动力涡轮转速的总变化量：±10%	地面			X			X	记录发动机对调节系统在两个方向上动作的响应。	
(3) 发动机和旋翼	扭矩：±5%	爬升，下降			X			X	记录使用总距阶跃输入的测试结果。	

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
转速控制。	旋翼转速: $\pm 1.5\%$								可以与爬升和下降性能测试结合在一起完成。	
b. 飞行中										
性能和经配平的飞行操纵位置。	扭矩: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	巡航。 增稳系统接通和断开。		X	X			X	X	记录在两个全重和重心组合条件下的测试结果。 给出的数据应当是正常爬升功率状态下的。 可以是一系列的抽点打印测试结果。
c. 爬升										
性能和经配平的飞行操纵位置。	垂直速度: ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或 $\pm 10\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	所有发动机工作; 一台发动机失效; 增稳接通和断开。		X	X			X	X	记录两个重量和重心组合条件下的测试结果。给出的数据应当是正常爬升功率条件下的。可以是一系列的抽点打印测试结果。

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
d. 下降										
(1) 下降性能和经配平的飞行操纵位置。	扭矩: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	在正常进近速度下, 以 5 米/秒 (1000 英尺/分钟) 或接近 5 米/秒的下降率下降。增稳接通和断开。		X	X			X	X	记录两个重量和重心组合条件下的测试结果。可以是一系列的抽点打印的测试结果。
(2) 自转性能和经配平的飞行操纵位置。	垂直速度: ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或 $\pm 10\%$ 旋翼转速: $\pm 1.5\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$ 纵向操纵位置: $\pm 5\%$ 横向操纵位置: $\pm 5\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	稳定下降。增稳接通和断开。		X	X			X	X	记录两个重量条件条件下的测试结果。 应当记录正常工作转速下的数据。旋翼转速的容差只在总距操纵装置处于完全放下位置时适用。 应当记录从大约 50 海里/小时到不小于最大滑行距离空速的速度范围内的数据。 可以是一系列的抽点打印的测试结果。
e. 自转										

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
进入。	旋翼转速: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 2^\circ$ 滚转姿态: $\pm 3^\circ$ 航向: $\pm 5^\circ$ 空速: ± 5 海里/小时 垂直速度: ± 1.0 米/秒 (200 英尺/分钟) 或 10%	巡航或爬升			X			X	记录油门快速减到慢车位的测试结果。如果选取的是巡航状态, 所提供的数据应当是对应于最大航程空速的。如果选取的是爬升状态, 所提供的数据应当是对应于等于或接近最大连续功率状态下的最大爬升率空速。	
2. 操纵品质										
<p>对于需要对操纵装置 (例如驾驶杆、总距杆和脚踏) 进行静态或动态测试的训练器, 如果运营人的鉴定测试指南或主鉴定测试指南表明使用专用夹具测试的结果和采用替代方法的测试结果 (例如同时生成的计算机曲线) 具有令人满意的一致性, 则在进行初始或升级鉴定时, 不需要专用夹具。因此, 在初始或升级鉴定期间重复使用该替代方法可满足本测试的要求。对于初始或升级鉴定, 操纵装置的动态特性应在驾驶舱操纵装置上直接测量并记录, 并在爬升、巡航和自转等飞行条件下完成。</p>										
a. 操纵系统										
机械特性										
(1) 驾驶杆。	启动力: $\pm 0.111 \text{ daN}$ (0.25 磅) 或 $\pm 25\%$ 驾驶杆力: $\pm 0.222 \text{ daN}$ (0.5 磅) 或 $\pm 10\%$	地面, 静态条件。 配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	记录不间断地全行程操纵驾驶杆一直到止动位的测试结果。(如果使用了直升机硬件模块化操纵装置, 本测试不适用)。

训练器客观测试标准											
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明	
			1	2	3	4	5	6			
(2) 总距杆/脚蹬。	启动力：±0.222daN（0.5磅）或±25% 总距杆力/脚蹬力：±0.445daN(1.0磅)或±10%	地面，静态条件。 配平接通和断开。 摩擦断开。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	记录不间断地全行程操纵总距杆/脚蹬一直到止动位的测试结果。	
(3) 刹车踏板力与位置的关系。	踏板力：±2.22daN（5磅）或±10%	地面，静态条件		X	X			X	X		
(4) 配平系统的配平速率（所有适用的系统）。	配平速率：±10%	地面，静态条件。 配平接通。 摩擦断开。		X	X			X	X	容差适用于配平速率的记录值。	
(5) 操纵装置的动态特性（所有轴）。	第一次通过零值的时间：±10% 随后的振荡周期：±10(N+1)% 第二次以及随后超调幅度大于初始位移（A _d ）5%的超调幅度：±20% 超调次数：±1	悬停/巡航。 配平接通。 摩擦断开。							X	应当记录在每个轴正反两个方向上都施加正常操纵偏移情况下的测试结果（大约为25%到50%的全行程）。	对不可逆操纵系统的操纵装置动态特性可以在地面、静态条件下进行评估。进一步的信息请参考本附件第60.D.2.5条。“N”是具有

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
									完整振荡循环的连续周期序号。	
(6) 自由行程。	自由行程:±2.54 毫米(0.10 英寸)	地面, 静态条件。摩擦断开。		X	X			X	X	记录和比较所有操纵装置的测试结果。
b. 纵向操纵品质										
(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。		X	X			X	X	应当记录两个巡航速度下的测试结果, 包括最小需用功率速度。 记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下, 离轴响应应当反映出正确的趋势。
(2) 静稳定性。	纵向操纵位置: 距配平位置偏移量的±10% 或 ±6.3 毫米 (0.25 英寸) 或 纵向操纵力: ±0.222daN (0.5 磅) 或±10%	巡航或爬升。 自转。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	记录至少两个高于配平速度和至少两个低于配平速度的飞行速度下的测试结果。 可以是一系列的抽点打印测试结果。
(3) 动稳定性。										

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
(a) 长周期响应。	周期：计算周期的 $\pm 10\%$ 达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间或： $\pm 10\%$ 或阻尼比： ± 0.02	巡航。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	本测试应包含 3 个完整的周期（在输入信号结束后的 6 个超调）或足够用来确定达到 1/2 振幅或 2 倍振幅时间的一定数量周期，两者取要求最低者。对于非周期性的响应，时间历程应当匹配。
(b) 短周期响应。	俯仰姿态： $\pm 1.5^\circ$ 或俯仰速率： $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 法向加速度： $\pm 0.1g$	巡航或爬升。 增稳接通和断开。						X		记录至少两个空速下的测试结果。
(4) 机动稳定性。	纵向操纵位置： 配平后位置偏移量的 $\pm 10\%$ 或 ± 6.3 毫米（0.25 英寸） 或 纵向操纵力： $\pm 0.222\text{daN}$ （0.5 磅）或 $\pm 10\%$	巡航或进近。 增稳接通和断开。						X		记录至少两个空速下的测试结果。 记录大约 $30^\circ\text{-}45^\circ$ 坡度角情况下的测试结果。 对于不可逆操纵系统，力的图形表示形式可能是一个交叉型图形。 可以是一系列抽点打印测试结果。
(5) 起落架操作时间。	起落架操作时间： ± 1 秒	起飞（收上） 进近（放下）		X	X			X	X	
c. 横向和航向操纵品质										

训练器客观测试标准											
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明	
			1	2	3	4	5	6			
(1) 操纵响应。											
(a) 横向。	滚转速率：±10%或±3°/秒 滚转姿态变化：±10%或±3°	巡航。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	应当记录至少两个空速下的测试结果，包括最小需用功率速度或与其接近的速度。记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的情况下，离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(b) 航向。	偏航速率：±10%或±2°/秒 偏航姿态变化：±10%或±2°	巡航。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	应当记录至少两个空速下的测试结果，包括最小需用功率速度或与其接近的速度。 记录阶跃操纵输入的测试结果。 在无增稳的情况下，离轴响应应当反映出正确的趋势。	
(2) 航向静稳定性。	横向操纵位置：配平后位置偏移量的±10%或±6.3毫米（0.25英寸） 或横向操纵力：±0.222daN（0.5磅）或±10% 滚转姿态：±1.5°	巡航或爬升（必要时，可以使用下降来代替爬升）。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	在配平点的任意一侧选取至少两个侧滑角进行测试并记录。 对于不可逆操纵系统，力的图形表示形式可能是一个交叉型图形。 可以是一系列的抽点打印测试结果。	本测试是一个稳定侧滑测试（航向保持不变）。

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
	方向操纵位置：配平后位置偏移量的±10%或±6.3毫米（0.25英寸） 或方向操纵力：±0.445daN（1.0磅）或±10% 纵向操纵位置：配平后位置偏移量的±10%或±6.3毫米（0.25英寸） 垂直速度：±0.5米/秒（100英尺/分钟）或±10%									
(3) 横航向动稳定性。										
(a) 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	巡航或爬升。 增稳接通和断开。		X	X		X	X	记录至少两个空速下的测试结果。 本测试应包含 6 个完整的周期（在输入信号结束后的 12 个超调）或足够用来确定达到 1/2 振幅或 2 倍振幅时间的一定数量周期，两者取要求最低者。对于非周期性的响应，时间历程	

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
	相邻坡度峰值和侧滑峰值之间的时间差： $\pm 20\%$ 或 ± 1 秒								应当匹配。	
(b) 螺旋稳定性。	具有正确的趋势。 坡度(在 20 秒范围内): $\pm 2^\circ$ 或 $\pm 10\%$	巡航或爬升。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	记录在仅使用脚蹬或仅使用驾驶杆转弯的状态下松开相应操纵装置的测试结果。 应当记录两个方向上转弯的测试结果。
(c) 负偏航/正偏航。	具有正确的趋势。 瞬态侧滑角： $\pm 2^\circ$	巡航或爬升。 增稳接通和断开。		X	X			X	X	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。应当记录两个方向上转弯的测试结果。

第 60.D.2.5 条 操纵系统动态特性

(a) 直升机飞行操纵系统特性对操纵品质有着重要的影响。在驾驶员对直升机的可接受性方面，一个需要考虑的重要因素就是通过驾驶舱的操纵装置提供给驾驶员的“感觉”。为了交付一个能使驾驶员感觉舒适的系统并使其认为这是一架适合飞行的直升机，人们在直升机感觉系统设计上付出了巨大努力。为了使训练器能代表相应直升机，应当给驾驶员提供正确的感觉，即在相应直升机上的感觉。

(b) 记录诸如对脉冲或阶跃函数的自由响应是评估机电系统动态特性的传统方法。但无论如何，由于只能对真实的输入和响应进行评估，所以评估动态特性只是一种可能性。由于训练器操纵载荷系统与直升机系统的紧密吻合是至关重要的，因此应当尽可能收集最好的数据。本附件描述了要求的操纵感觉系统动态特性测试。这些测试通常是在使用脉冲或阶跃输入对系统进行激励后，通过测量操纵装置的自由响应来完成的。这些测试应当在悬停、爬升、巡航和自转等飞行状态下完成。

(c) 对于带有不可逆操纵系统的直升机，如果可以提供适当的静压输入以代表飞行中所遇到的典型空速，便可以在地面进行测量。同样还可以证明，对于某些直升机，在悬停、爬升、巡航和自转等飞行状态会表现出相似的效果。因此，对一种飞行状态进行的测试可以满足另一种飞行状态测试的需要。如果按上述一种或两种情况安排测试时，应当提交工程证明或直升机制造厂家的原理说明，作为采用地面测试或减少某一种飞行状态测试的合理性依据。

(1) 操纵系统动态特性的评定。

操纵系统的动态特性常用频率、阻尼和操纵系统中出现的其他传统测量术语来表示。为了对模拟机操纵载荷的测试结果建立一致的验证方法，应当明确定义测量参数和所用容差的标准。对于欠阻尼系统和过阻尼系统（包括临界阻尼情况）都应当建立标准。对于一个阻尼很小的欠阻尼系统，可以用频率和阻尼对其进行定量表示。而对于临界阻尼或过阻尼系统，则很难从其响应时间历程中测量出频率和阻尼。因此，应当采用其他测量方法。

(2) 验证操纵感觉系统的动态特性是否能代表所模拟直升机的测试应当表明动态阻尼周期（操纵装置的自由响应）与直升机的动态阻尼周期相比较是否在规定的容差范围内。对于欠阻尼和临界阻尼，可接受的评定系统响应和所采用容差的方法见本条（d）款。

(d) 容差。

(1) 欠阻尼响应。

(i) 在这种阻尼响应中需要测两个量：第一次交零的时间（在阻尼比限制的情况下）和随后的振荡频率。如果响应上存在周期不一致的情况，需要以单个周期为基础进行测量。然后将每个周期与直升机操纵系统的相应周期单独作比较，并且结果应当满足为该周期所规定的整个容差；

(ii) 阻尼的容差应当应用到单个超调量上。由于小超调量的意义可能是有问题的，所以对

小超调量采用容差限制方法评定时应当特别慎重。只有那些超过总初始位移 5% 的超调量才被认为有意义。在本附件图 1 中，标注为 $T(A_d)$ 的误差带是指在初始位移振幅 A_d 的 $\pm 5\%$ 范围内偏离稳定状态振荡的一个区域。误差带内的振荡可以忽略不计。将训练器数据与直升机数据进行比较时，应当先把训练器和直升机的稳定状态值重叠或对齐，然后再比较振荡峰值的幅度、第一次交零时间和单个振荡周期。在对比直升机数据的那一段时间内，训练器应当与直升机有相同次数的有意义超调。这种响应的评定过程如本附件图 1 所示。

(2) 临界阻尼和过阻尼响应。

由于临界阻尼响应的本性（无超调），达到稳定状态（中立点）值 90% 处的时间应当与直升机数据一样，误差不超过 $\pm 10\%$ 。训练器响应也应当是临界阻尼响应。其过程如本附件图 2 所示。

(3) 下面归纳了在供参考的测量方法图示中所使用的容差 T （参见本附件图 1 和图 2）：

- $T(P_0) \pm 10\% P_0$
- $T(P_1) \pm 20\% P_1$
- $T(A) \pm 10\% A_1, \pm 20\%$ 的后续峰值
- $T(A_d) \pm 5\% A_d = \text{误差带}$
- 超调次数 ± 1

如果在误差带之外完成的有意义的周期数超过本附件图 1 所示的周期数，将使用下列容差 (T)：

$T(P_n) \pm 10(n+1)\% P_n$ ，“n”是下一个周期的序号。

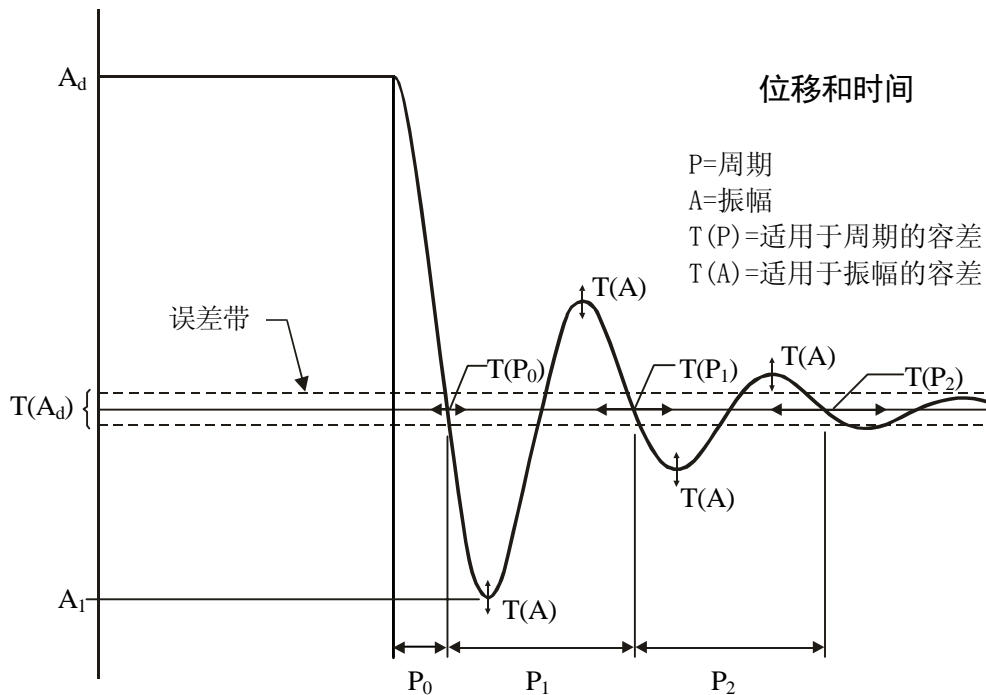


图 1 欠阻尼阶跃响应

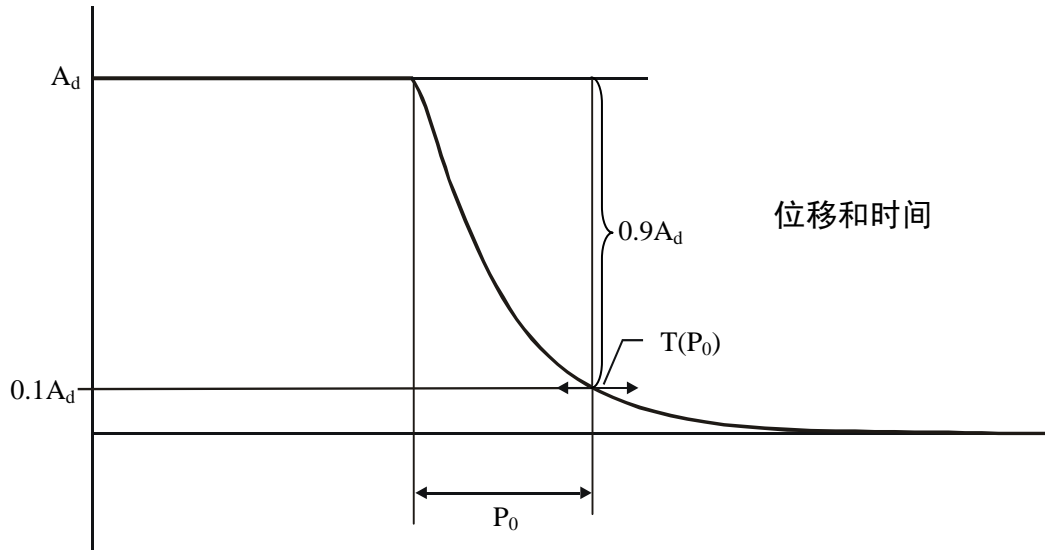


图 2 临界阻尼阶跃响应

附件 3 直升机飞行训练器主观测试

第 60.D.3.1 条 概则

(a) 主观测试为鉴定直升机飞行训练器（以下简称训练器）提供了依据，用于评估训练器在典型应用期间的表现能力，确定训练器能够满足相应的训练、考试和检查的要求，能够成功地模拟每一个要求的机动动作、程序或科目，以及验证训练器操纵装置、仪表和各系统能够正确运转。

(b) 本附件第 60.D.3.3 条的操作科目表规定了驾驶员需要执行的科目，包括机动飞行和程序（称为飞行科目），并按飞行阶段进行了划分。应当在正常和适用的备用工作模式下，对所有模拟的直升机系统功能进行评估。在对某一阶段的飞行科目进行评估时，应当对与该飞行阶段相关的正常、非正常和应急操作进行评估。

(c) 在“任何飞行阶段”中分别列出了需要评估的各系统，以确保对相应的系统进行检查。如果安装了导航系统（包括惯性导航系统，全球定位系统或其他远距导航系统）和相关的电子显示系统，也应当对其进行评估。民航总局鉴定人员将在给训练大纲审批部门的报告中指明系统操作的效果和系统的任何限制。

(d) 应训练大纲审批部门的要求，民航总局鉴定人员进行主观鉴定时，可以针对运营人训练大纲的特点对训练器进行评估。这样的评估可以包含面向航线飞行训练科目的部分内容，或运营人训练大纲中特别重要的项目。除非与鉴定等级的要求有直接关系，否则这些评估的结果不会影响训练器的鉴定结果。

第 60.D.3.3 条 操作科目表

民航总局鉴定人员将使用运营人经批准的手册和检查单，按照下列适用于所模拟直升机和训练器等级的操作科目鉴定训练器。

a. 飞行前准备：

(1) 飞行前。应对所有飞行机组成员和教员位置上安装的全部电门、指示器、系统和设备完成功能检查，并确定该驾驶舱的设计和功能与所模拟的直升机完全一致。

(2) 辅助动力装置（APU）/发动机起动和试车；

(a) 正常起动程序；

(b) 备用起动程序；

(c) 非正常起动和关车（热起动、悬挂起动等）；

(d) 旋翼啮合；

(e) 系统检查；

(f) 其他。

b. 起飞

- (1) 正常起飞；
 - (a) 从地面起飞；
 - (b) 从悬停状态起飞：
 - (i) A 类；
 - (ii) B 类；
 - (c) 滑跑；
 - (d) 侧风/顺风；
 - (e) 最大性能；
 - (f) 仪表。
- (2) 非正常/应急程序
 - (a) 起飞，在临界决断点（CDP）之后发动机失效；
 - (i) A 类；
 - (ii) B 类；
 - (b) 其他。

c. 爬升

- (1) 正常；
- (2) 一台发动机失效；
- (3) 其他。

d. 巡航

- (1) 性能；
- (2) 飞行品质；
- (3) 转弯：
 - (a) 计时；
 - (b) 正常；
 - (c) 大坡度；
- (4) 加速和减速；
- (5) 高速振动；
- (6) 非正常或应急程序，例如：
 - (a) 发动机失火；
 - (b) 发动机失效；
 - (c) 空中停车和重新启动；
 - (d) 燃油管理系统失效；
 - (e) 航向操纵系统故障；

- (f) 液压系统失效；
- (g) 稳定系统失效；
- (h) 旋翼振动；
- (i) 其他。

e. 下降

- (1) 正常；
- (2) 最大速率；
- (3) 其他。

f. 进近

- (1) 非精密进近：
 - (a) 所有发动机工作；
 - (b) 一台或多台发动机失效；
 - (c) 进近程序：
 - (i) 无向信标 (NDB) ；
 - (ii) 甚高频全向信标 (VOR)、区域导航 (RNAV)、塔康导航系统 (TACAN) ；
 - (iii) 机场监视雷达 (ASR) ；
 - (iv) 仅直升机使用的程序；
 - (v) 其他。
 - (d) 中断进近：
 - (i) 所有发动机工作；
 - (ii) 一台或多台发动机失效。
- (2) 精密进近：
 - (a) 所有发动机工作；
 - (b) 一台或多台发动机失效；
 - (c) 进近程序：
 - (i) 精密进近雷达 (PAR) ；
 - (ii) 微波着陆系统 (MLS) ；
 - (iii) 仪表着陆系统 (ILS) ；
 - (iv) 人工方式 (原始数据) ；
 - (v) 只使用飞行指引；
 - (vi) 自动驾驶仪接通：
 - (A) I类；
 - (B) II类。
 - (vii) 其他。

- (d) 中断进近：
 - (i) 所有发动机工作；
 - (ii) 一台或多台发动机失效；
 - (iii) 稳定系统失效；
- (e) 其他。

g. 任何飞行阶段：

- (1) 直升机和动力系统操作：
 - (a) 空调；
 - (b) 防冰/除冰系统；
 - (c) 辅助动力装置；
 - (d) 通信设备；
 - (e) 电气系统；
 - (f) 火警探测和灭火；
 - (g) 安定面；
 - (h) 飞行操纵系统；
 - (i) 燃油和滑油系统；
 - (j) 液压系统；
 - (k) 起落架；
 - (l) 氧气系统；
 - (m) 气源系统；
 - (n) 动力装置；
 - (o) 飞行控制计算机；
 - (p) 稳定性和操纵性增强系统；
 - (q) 其他。
- (2) 飞行管理和引导系统：
 - (a) 机载雷达；
 - (b) 自动着陆辅助设备；
 - (c) 自动驾驶仪；
 - (d) 防撞系统；
 - (e) 飞行数据显示器；
 - (f) 飞行管理计算机；
 - (g) 平显系统；
 - (h) 导航系统；
 - (i) 其他。

- (3) 空中程序：
 - (a) 等待；
 - (b) 空中危险规避；
 - (c) 后行桨叶失速改出；
 - (d) 旋翼轴碰撞；
 - (e) 其他。

h. 发动机关车及停机

- (1) 发动机和系统操作。
- (2) 停留刹车操作。
- (3) 旋翼刹车操作。
- (4) 非正常/应急程序。

第 60.D.3.5 条 训练器系统列表

a. 教员控制台

- (1) 电源开关；
- (2) 直升机状态：
 - (a) 全重、重心、燃油装载和分配等；
 - (b) 直升机各系统状态；
 - (c) 地面勤务功能（例如外部电源连接、拖直升机等）；
 - (d) 其他。
- (3) 机场或着陆区。
 - (a) 代码和选择。
 - (b) 跑道或着陆区选择；
 - (c) 着陆区表面条件（例如粗糙、平滑、结冰、湿、干道面等）；
 - (d) 预设位置（例如停机坪、登机门、起飞位置、五边定位点上空等）；
 - (e) 灯光控制；
 - (f) 其他。
- (4) 环境控制：
 - (a) 温度；
 - (b) 气象条件（例如冰、雪、雨等）；
 - (c) 风速和风向；
 - (d) 其他。
- (5) 直升机系统故障设置：
 - (a) 插入、删除；

(b) 故障清除;

(c) 其他。

(6) 冻结和重新定位:

(a) 冻结和解冻 (全部) 故障;

(b) 位置冻结和解冻;

(c) 重新定位 (定位、冻结和解冻);

(d) 二分之一或两倍地速控制;

(e) 其他。

(7) 教员台遥控;

(8) 其他。

b. 声音控制

接通和断开, 音量调节。

c. 操纵载荷系统

接通、断开和紧急停止。

d. 观察员台

(1) 位置;

(2) 调节。

附录 E 定义和术语

合格证持有人：按中国民用航空规章第 121 部、135 部、141 部、142 部和 91 部规定颁发的合格证的持有人。

飞行模拟设备：飞行模拟设备指飞行模拟机或飞行训练器。

飞行模拟机：是指用于驾驶员飞行训练的航空器飞行模拟机。它是按特定机型、型号以及系列的航空器座舱一比一对应复制的，它包括表现航空器在地面和空中运行所必需的设备和支持这些设备运行的计算机程序、提供座舱外景像的视景系统以及能够提供动感的运动系统（提示效果至少等价于三自由度运动系统产生的动感效果），并且最低满足 A 级模拟机的鉴定性能标准。

飞行训练器：是指用于驾驶员飞行训练的航空器飞行训练器。是在有机壳的封闭式座舱内或无机壳的开放式座舱内对飞行仪表、设备、系统控制板、开关和控制器一比一对应复制的，包括用于表现航空器在地面和空中运行所必需的设备和支持这些设备运行的计算机编程，但不要求提供产生动感的运动系统和座舱外景像的视景系统。

互换型飞行模拟设备：是一种可以改变硬件和软件，使其成为不同机型或同一机型不同型号航空器的飞行模拟设备。这种飞行模拟设备可利用相同的模拟设备平台、驾驶舱壳体、运动系统、视景系统、计算机以及必要的外围设备作一种以上机型或型号的模拟。

初始鉴定：是一台飞行模拟设备首次投入使用前的鉴定。

升级鉴定：是飞行模拟设备进行重大技术改造，使其达到更高的等级，在投入使用前的鉴定。

定期鉴定：是检查飞行模拟设备在使用或提供使用中是否保持其初始或升级鉴定时的等级而进行的规定时间间隔的鉴定。

试飞数据：民航总局或航空器制造厂家认可的数据提供者，在航空器试飞时采集的真实的航空器性能数据。

预测数据：预测数据指工程分析和模拟数据、设计数据、风洞数据和根据现有的试飞数据计算或推算出来的或源于其他模型的数据。

模拟数据：是飞行模拟设备制造厂家和申请人用于设计、制造和测试飞行模拟设备的各类数据。

飞行模拟设备指令：由于安全原因导致飞行模拟设备应当改装时，由民航总局颁发给飞行模拟设备运营人的有关文件。

鉴定测试指南：评定飞行模拟设备性能的主要参考文件。包括测试结果、性能或演示结果、符合性和能力声明、模拟的航空器构型，以及评估人员按照适用的规章标准评估飞行模拟设备所需的其他信息。

主鉴定测试指南：经民航总局批准的鉴定测试指南。

客观测试：对飞行模拟设备性能数据与实际的或预测的航空器数据进行的定量比较，以确保飞行模拟设备的性能在鉴定性能标准规定的容差范围内。

主观测试：对飞行模拟设备在飞行和操作方面模拟航空器的程度进行的定性比较。

鉴定等级：根据鉴定性能标准的要求，划分的飞行模拟设备等级。

鉴定性能标准：由民航总局颁发的在主观测试和客观测试时所遵循的统一的程序 and 标准，包括对飞行模拟设备的一般要求，以确定飞行模拟设备的等级。鉴定性能标准的具体内容包含在本规则下列附录中：附录 A 飞机飞行模拟机鉴定性能标准；附录 B 飞机飞行训练器鉴定性能标准；附录 C 直升机飞行模拟机鉴定性能标准；附录 D 直升机飞行训练器鉴定性能标准。

飞行模拟设备运营人：按照本规则的规定，对确保飞行模拟设备等级负责的合格证持有人。

升级：指改进或提高飞行模拟设备技术等级，以达到本规则中鉴定性能标准规定的更高鉴定级别。

组类航空器：指那些具有相似性能、相似操纵品质、采用相同数量和相同型号动力装置的航空器。

第一阶段：指起飞剖面中从离地到起落架收起的阶段。

第二阶段：指起飞剖面中从起落架收起后到开始收襟翼、缝翼的阶段。

空速：本规则中使用的空速均为校正空速。

高度：本规则中使用的高度均为气压高度。

自动测试：由计算机控制并激励的飞行模拟设备测试。

坡度：航空器相对于纵轴的姿态或绕纵轴滚转的角度。

启动力：是指驾驶员使主操纵装置开始移动时所需要施加的力。

操纵行程：驾驶员操纵装置从中立位移动到一个方向的极限（前后左右）继续运动，返回并通过中立位到达相反极限位置，然后再返回到中立位的相应运动。

计算机控制的飞机：是指驾驶员对操纵面的操纵输入通过计算机传递并增强的一种飞机。

不工作区域：是指对系统施加的操纵运动量不会引起系统输出或系统状态反应的区域。

驱动：通过自动手段（一般由计算机产生）确定输入激励或变量的一种测试方法。

自由响应：操纵输入或扰动结束后的飞行模拟设备的响应。

冻结：一个或多个变量保持恒定的测试条件。

地面效应：由于航空器贴近地面飞行，导致流经航空器的气流发生改变，使空气动力特性发生的变化。

松杆：在没有驾驶员的操纵输入时完成或执行的一种测试动作。

握杆：在有驾驶员的操纵输入时完成或执行的一种测试动作。

综合测试：指对飞行模拟设备的测试，在此测试中所有航空器系统模型都应处于工作状态并共同产生相应的测试结果，所用模型不能使用仅用于测试的模型或其他算法来代替。

不可逆操纵系统：操纵面的运动不能反向驱动驾驶舱内操纵装置的一种操纵系统。

人工测试：除了初始条件设置外，驾驶员在没有计算机输入的情况下对飞行模拟设备进行的测试，所有的模拟模块都是工作的。

中等重量：在给定飞行阶段中的正常运行重量。

额定：用于在特定的飞行阶段中表示正常的操作重量、构型、空速等。

非正常控制：在计算机控制的飞机中使用的术语，是一个或多个操纵、增稳或保护功能不能完全工作的状态（可以使用具体术语如，备用、直接、次要、备份等定义实际的等级）。

正常控制：在计算机控制的飞机中使用的术语，是操纵、增稳或保护功能充分工作的状态。

俯仰：航空器相对横轴或绕横轴的姿态。

推力手柄角度：驾驶舱内发动机主控手柄的角度。

保护功能：用于保护航空器不超过飞行机动操纵极限而设计的系统功能。

可逆操纵系统：操纵面的运动可以反向驱动驾驶舱内操纵装置的一种操纵系统。

滚转：相对纵轴或绕纵轴的航空器姿态。

侧滑：航空器航向与航空器在水平面运动方向之间的角度差。

滞后：飞行模拟设备的响应时间超出航空器响应时间之外的附加时间。

抽点打印：在给定时刻记录和显示一个或多个变量的方法。

源数据：对本规则而言，指使用具有足够分辨率的、校正过的数据获取系统，以电气或电子形式记录的关于性能、稳定性和操纵以及其他必要的测试参数。其精确度经由从事测试的公司核对，形成相关参数的标准，用于和飞行模拟设备的参数进行比较。

符合性和能力声明：满足本规则要求的声明，应当声明已经达到符合性要求并解释是如何满足该要求的（例如起落架的建模方式、摩擦系数来源等），同时应当说明飞行模拟设备满足要求的能力（例如计算机的速度、视景系统的刷新率等）。在这过程中，需要提供原始信息的参考材料，合理解释参考材料的使用、数学方程和参数值使用以及得出的结论。

阶跃输入：突然的操纵输入，并保持恒定的值。

升降：飞行模拟设备相对垂直轴或沿垂直轴的运动。

纵摆：相对纵轴或沿纵轴的飞行模拟设备运动。

横移：相对横轴或沿横轴的飞行模拟设备运动。

时间历程：是指参数随时间变化的过程。

传输延迟：指从驾驶员主飞行操纵装置发出的输入信号到运动系统、视景系统或仪表做出响应所需要的整个飞行模拟设备系统的处理时间。它是从信号输入到响应输出之间总的延迟，但它不包括所模拟航空器自身的延迟特性。

验证数据：用于确定飞行模拟设备的性能是否与航空器相符的数据。

验证测试：飞行模拟设备参数与有关的验证数据进行比较的测试。

偏航：相对垂直轴或绕垂直轴的航空器姿态。

关于《飞行模拟设备的鉴定和使用规则》的编写说明

CCAR-60 部《飞行模拟设备的鉴定和使用规则》(以下简称《规则》)的制定是根据国际民航组织的标准、行政许可法的规定、国际标准变化等的需要进行的,旨在规范民航总局对飞行模拟设备进行鉴定和持续监督检查,飞行模拟设备营运人对其飞行模拟设备的管理和使用,保证其达到并持续保持规定的等级和相应飞行模拟设备鉴定性能标准,确保飞行模拟设备在用于飞行机组成员进行满足规章要求的训练、检查或获取飞行经历中发挥重要的作用。现就本《规则》的制定作以下说明:

一、制定本《规则》的必要性

近年来,我国的民用航空活动发展很快,飞行训练方面已具规模,但民航总局使用的飞行模拟设备鉴定标准仍然是 1994 年由民航总局安全监察司起草、国家技术监督局发布的中华人民共和国国家标准 GB 15024-94、GB/T 15025-94《飞机飞行模拟机鉴定标准及鉴定程序》和 GB 15026-94、GB/T 15027-94《飞机飞行训练器鉴定标准及鉴定程序》。该标准虽然可以满足国际民航组织的最低要求,但与发达国家的标准仍存在差距。制定本《规则》是推动我国民用航空训练与国际接轨和交流的速度,提高中国民航飞行机组成员的训练质量的需要。

二、适用范围

本《规则》规定“使用或提供为中国民用航空飞行机组成员进行满足规章要求的训练、检查和获取近期飞行经历的飞行模拟设备的任何人应当遵守本规则的规定。”是因为按照中国民用航空规章第 91、121、135、141 和 142 部的要求,使用的每台飞行模拟机都应当经局方鉴定合格而制定的。

三、关于直升机飞行模拟机和训练器的鉴定性能标准

虽然我国民航目前尚没有直升机飞行模拟机和训练器,但是在编写过程中,考虑到我国通用航空发展较快,也将直升机飞行模拟机和训练器的鉴定性能标准列入到本《规则》附录 C 和附录 D 中。

四、关于飞行模拟机设备鉴定的申请、受理和颁证

《国务院对确需保留的行政审批项目设定行政许可的决定》（国务院令第 412 号）已将飞行模拟设备鉴定列入行政许可项目，本《规则》中申请、受理和颁证的程序符合《行政许可法》的规定。对民航总局进行行政许可提出了要求，对飞行模拟设备运营人申请鉴定时应当提交的材料和时间也做了相应的规定。

五、关于飞行模拟设备客观数据要求

除本《规则》第 60.23 条的规定，附录 A 第 60.A.2.11 条规定了 A 级和 B 级飞机飞行模拟机建模和验证数据的替代来源；附录 B 第 60.B.2.7 条规定了各种型号飞机 2、3 级和 5 级飞行训练器的替代数据，第 60.B.2.9 条规定了 6 级飞机飞行训练器建模和验证数据的替代来源。

六、关于鉴定测试指南

本《规则》着重强调了主鉴定测试指南的重要性，当主鉴定测试指南丢失或不适用并且在 30 天内没有进行更换时，飞行模拟设备合格证自动失效。随着电子技术的发展，结合我国实际情况，在 60.25 条（g）中规定了“在本规则颁布实施 72 个日历月后，所有主鉴定测试指南应当采用民航总局接受的电子格式。”

七、关于鉴定类型

本《规则》重新定义了鉴定类型，包括初始、升级、定期和附加鉴定四种类型。传统的搬迁和特殊等鉴定则没有在本《规则》中定义，而是列入另外类型，如将飞行模拟设备搬迁规定为飞行模拟设备合格证自动失效，在重新投入使用前按照初始鉴定的要求进行鉴定合格后，合格证自动恢复。

八、关于新型别或型号航空器飞行模拟设备的临时合格证

本《规则》规定了新型别或新型号航空器飞行模拟设备，尽管试飞数据没有获得航空器制造厂的最终批准，只要飞行模拟设备运营人提出申请并提供相关信息，经民航总局认可后，可以颁发飞行模拟设备临时合格证；改变了传统的将其进行鉴定后定为具体等级的做法。

九、关于质量保证系统

本《规则》关于质量保证系统不是强制性要求，但是民航总局仍然鼓励各飞行模拟设备运营人建立质量保证系统，为此，在 60.19 条（b）中规定，“2007 年 1 月

1 日之后，飞行模拟设备运营人已按本规则第 60.55 条的要求建立了合格的质量保证系统，飞行模拟设备合格证有效期为 12 个月，否则，有效期仍为 6 个月。”

十、规章的格式

本规则的编排采用了目前我国民用航空规章通行的格式。这样便于工作中使用，也便于修订。本《规则》各章排序使用英文字母顺序，各条条款号采用规章编号（60）后加条款号并隔号排列。条款中款的序号为英文小写字母加圆括号，项的序号为阿拉伯数字加圆括号，目的序号为罗马小写数字加圆括号。