

咨询通告

编号：AC-60-FS-2019-xx

下发日期：2019年 月 日

编制部门：FS

批准人：

飞机飞行模拟机鉴定性能标准

1. 目的

本咨询通告为依据中国民用航空规章《飞行模拟训练设备管理和运行规则》（CCAR-60部）进行鉴定和使用的飞机飞行模拟机提供最低要求和鉴定标准。本咨询通告不是满足规章的唯一标准和方法，运营人也可采用中国民用航空局认为可接受的其他标准和方法。

2. 适用范围

本咨询通告适用于依据中国民用航空规章《飞行模拟训练设备管理和运行规则》（CCAR-60部）进行鉴定和使用的，为满足中国民用航空规章要求的训练、检查、考试和获取飞行经历要求而使用的飞机飞行模拟机。

3. 定义

a. 飞机飞行模拟机。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。

b. 客观测试。对飞行模拟训练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,以确保飞行模拟训练设备的性能在鉴定性能标准规定的容差范围内。

c. 主观测试。对飞行模拟训练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。

d. 本通告所涉及的其它术语:

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训练设备测试。

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。

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训练设备的响应。

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：指对飞行模拟训练设备的测试，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训练设备进行的测试，所有的模拟模块都是工作的。

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: 飞行模拟训练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。

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训练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: 飞行模拟训练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训练设备运动。

横移: 相对横轴或沿横轴的飞行模拟训练设备运动。

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训练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的时间延

迟，但它不包括所模拟航空器自身的延迟特性。

验证数据：用于确定飞行模拟训练设备的性能是否与航空器相符的数据。

验证测试：飞行模拟训练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。

4. 参考资料

a. 《飞行模拟机鉴定标准手册》（ICAO DOC9625-AN/938）第二版

b., 《飞行模拟训练设备初始及持续鉴定与使用》（FAA 14 CFR Part 60）第二版

c., 《飞机飞行模拟训练设备》（EASA CS-FSTD(A)）

5. 飞机飞行模拟机一般要求

5.1 概则

5.1.1 本通告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通告第5.2条模拟机最低要求的附加说明栏中注明。

5.1.2 本通告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。

a. 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通告的规定和鉴定

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。

b. 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，并且应当满足本通告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”。

5.1.3 本通告规定了模拟机最低要求。对于特定等级模拟机的完整要求，还应当参考本通告第6到8节及相关附录的要求。本通告第5.2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。

5.2 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						
<p>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。应配备消防服、灭火瓶、起落架销子等驾驶舱配件的模型。</p> <p>在满足以下要求的前提下，可以使用电子显示图像代替模拟机的仪表或仪表面板：</p> <p>(1) 模拟仪表和仪表面板的布局尺寸正确，不应存在可被驾驶员明显感知的误差；</p> <p>(2) 模拟仪表应复现飞机仪表的全部功能及其内部逻辑；</p> <p>(3) 模拟仪表的显示不应存在量化痕迹；</p> <p>(4) 模拟仪表的显示特性应复现飞机仪表的显示特性，包括分辨率、颜色、照度、亮度、字体、填充样式、线形和符号等；</p> <p>(5) 布局或遮盖应复现飞机面板，包括边框、凸起等，如适用；</p> <p>(6) 模拟仪表的操作和电门应与飞机仪表采取同样的方法、力量、行程和方向；</p> <p>(7) 模拟仪表的照明应复现飞机仪表；</p> <p>(8) 如适用，模拟仪表应复现飞机仪表的</p>	X	X	X	X	<p>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。</p>	<p>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。</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		
外面板						
b. 三维仪表的电子显示图像（例如一个机电仪表）应具备与飞机仪表相同的三维景深。从主要操作人员的位置观察模拟机仪表时，应复现与观察飞机仪表时相同的外观。模拟机仪表显示的图像应复现因观察角度和视差所导致的仪表读数不准确度。共用仪表上的观察角度误差和视差应最小化，例如发动机显示和备用指示器等。			X	X		
c. 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	要求符合性和能力声明。 对于 C 级和 D 级模拟机，还应模拟俯仰姿态和燃油晃动对飞机重心的影响。	
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	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		
的程度。						
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，参见本通告附录 4。	如果需要，在满足这些标准（参见本通告附录 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。

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		
h. 应提供模拟机硬件和软件的自动测试,以满足本通告第 6 节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。
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	X			响应应当在飞机开始响应的 300 毫秒内。	
			X	X	运动和仪表响应应当在飞机开始响应的 100 毫秒内。 视景响应应当在飞机开始响应的 120 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 100/120 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、B 级模拟机限制为 300 毫秒, C、D 级模拟机限制为仪表和运动系统 100 毫秒,视景系统 120	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	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。

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		
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盘显示、运动系统和视景系统。					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。	
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： <ol style="list-style-type: none"> (1) 干跑道； (2) 湿跑道； (3) 结冰跑道； (4) 块状湿跑道； (5) 块状结冰跑道； (6) 接地区域中湿的橡胶残余物。 			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。	
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。要求符合性和能力声明。	
m. 模拟机的空气动力建模包括： <ol style="list-style-type: none"> (1) 低高度平飞地面效应； (2) 高高度马赫数效应； (3) 气动弹性表现； (4) 正常推力和反推推力的动态变化对对操 				X	要求符合性和能力声明，应当包括对侧滑产生的非线性以及气动弹性表现的计算依据。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通告附录 2。

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		
纵面的影响； (5) 侧滑产生的非线性。						
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。	
o. 模拟机应当具有使用反推时的方向控制效应的空气动力模型和地面反作用模型，如适用。		X	X	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。教员应能够控制机内和外部的助航设施。在适用的地理区域之内，助航设施应在视线范围内可用并且无限制。	X	X	X	X		关于远程导航设备的进一步信息参见本通告第7.1.4条。
c. 模拟的飞机各个系统的工作应当与飞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	X		
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		

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		
e. 模拟机操纵感觉的动态特性应与所模拟飞机一致。			X	X	应对模拟机和所模拟飞机的操纵感觉特性进行量化对比。对初始和升级鉴定，应直接通过飞行操纵装置测量和记录操纵动态特性，并应在起飞、巡航和着陆飞行条件下进行测试。	
f. 对于具有推杆系统的飞机，模拟机的操纵力、位移和操纵面位置均应与所模拟飞机相同。			X	X	要求符合性和能力声明。	
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，但要装配适当的限制装置。	
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	X	X	X	X		例如接地提示应随所模

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		
(力)提示,该提示代表了飞机的运动。						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统。	X				要求符合性和能力声明。	
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。	

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		
(11) 发动机失效、故障或损坏； (12) 擦机尾或吊舱。						
(13) 滑行效应，例如转弯和刹车引起的横向和纵向运动提示； (14) 在三个线性加速度方向上由于大气环境扰动引起的抖振； (15) 轮胎故障动态特性； (16) 其它重要的振动、抖振和抖动。			X	X		
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。
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 90°、垂直 40° 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 180° 的水平视场。	
d. 视景系统不应具有会导致不真实特性的光学不连续性和人工痕迹。	X	X	X	X		不真实特性可能包括图像的水波纹以及图像衰减，导致驾驶员对速度、

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		
						加速度或情景感知出现错误的判断。
e. 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。	
f. 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。	
g. 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。	
h. 可见到跑道特征的距离，从位于跑道延伸方向 3 度下滑道上的飞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		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		
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。						
i. 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	X		
j. 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： (1) 飞机静态尺寸： (i) 从主起落架到下滑道接收天线的水平和垂直距离； (ii) 从主起落架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： (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) 进近时的飞机俯仰角。 (3) 人工测试使用的飞机数据：	X	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。	

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) 全重; (ii) 飞机构型; (iii) 进近空速。						
k. 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。	
l. 夜间视景。用于训练、考试或检查的模拟机应提供夜间视景，并具备充分的场景内容，以识别机场、地形和机场附近主要地标。场景内容应使驾驶员能够成功完成目视着陆。场景应包括可辨识的地平线和典型的地形特征。	X	X	X	X		典型的地形特征可以包括田野、道路、水体、飞机着陆灯照亮的表面等。
m. 黄昏或黎明视景。用于训练、考试或检查的模拟机应提供黄昏或黎明视景，并具备充分的场景内容，以识别机场、地形和机场附近主要地标。场景内容应使驾驶员能够成功完成目视着陆。黄昏或黎明场景至少应提供环境光强度减弱的色彩表征，充足的具备适当结构特征的表面，包括自发光的目標，以完成目视进近、着陆和机场内移动（滑行）。场景应包括可辨识的地平线和典型的地形特征。如适用，方向性的灯光应具备正确的定向，并与表面阴影效果一致。整个黄昏或黎明场景内容在细节上应相当于 10000 个可见			X	X	要求符合性和能力声明。	自发光的目標可以包括道路网络、停机坪灯光和机场标记系统。典型的地形特征可以包括田野、道路、水体、飞机着陆灯照亮的表面等。

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		
结构表面和 15000 个可见光点产生的画面，并能够同时显示 16 个移动的目标。						
n. 昼间视景。用于训练、考试或检查的模拟机应提供昼间视景，并具备充分的场景内容，以识别机场、地形和机场附近主要地标。场景内容应使驾驶员能够成功完成目视着陆。环境灯光不应盖过显示的视景图像。整个昼间场景内容在细节上应相当于 10000 个可见结构表面和 6000 个可见光点产生的画面，并能够同时显示 16 个移动的目标。当模拟机处在运动状态时，图像显示无明显的锯齿现象和其他扰乱视觉的现象。			X	X	要求符合性和能力声明。	
o. 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，民航局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
p. 模拟机应当提供至少三个机场的视景图像，包括： (1) 跑道、滑行道和停机坪的道面；			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		
(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。						
q. 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，民航局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。	
r. 模拟机应当有能力表现下列天气现象并可由教员进行控制： (1) 可变的云层浓度，云底高、云顶高、云的覆盖范围可调； (2) 局部模糊的地面景像，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) 机场灯光的效果，包括多个亮度级别，以及雾对机场灯光的影响； (6) 雷雨模型激活和消除； (7) 能见度和跑道视程（RVR）； (8) 飞机自身外部灯光的效果； (9) 道面覆盖物，包括风吹的效果； (10) 降水效果（雨、雹、雪）；			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		
(11) 云内的空速效应。						
s. 模拟机应有能力表现下列视景效果： (1) 灯杆； (2) 适当凸起的边灯； (3) 在低能见条件下进近时实际看到灯之前出现的光晕。			X	X		灯杆和凸起的边灯是为了在起飞、着陆和滑行时向驾驶员提供额外的视觉深度的感觉。不要对灯杆或灯柱本身进行三维建模。
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错觉的物理关系。				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飞机在相同情况下发出的声响一致。	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		
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。	
d. 声音系统的音量应可调节，并具有音量水平设置的显示。	X	X	X	X		D 级模拟机音量水平的显示应位于 IOS 上或 IOS 附近，该音量水平应满足本通告第 6 节中客观测试的要求。对于 A、B、C 级模拟机，应始终使用初始鉴定时设置的音量水平。

6. 飞机飞行模拟机客观测试

6.1 测试要求

6.1.1 确定模拟机等级所要求的地面和飞行测试项目在本通告第6.2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CCAR-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，除非在本通告第6.2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。

6.1.2 本通告第6.2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。

6.1.3 本通告第6.2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。

6.1.4 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。

6.1.5 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。

6.1.6 将测试中列出的参数与相应的飞机参数进行比较时，还应提供足够的数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。

6.1.7 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。

6.1.8 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。

6.1.9 对于在本通告生效之前鉴定合格的模拟机，如果运营人已经向民航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通告的测试和容差。

6.1.10 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。

6.1.11 运动系统测试应满足下列要求：

a. 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；

b. 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。

6.1.12 在本通告中，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。在本通告第6.2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：

a. 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；

b. 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。

6.1.13 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，以便民航局对此进行评估。

6.1.14 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。

6.1.15 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，民航局才会鉴定该模拟机。

6.1.16 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8条获取使用替代数据、程序和专用仪器的附加信息。

6.2 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		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 $\pm 2^\circ/\text{秒}$	地面		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: ± 1.5 秒或 $\pm 5\%$ 距离: ± 61 米 (200 英尺) 或 $\pm 5\%$	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	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	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。	可接受的替换测试: 从 (V_1-10) 海里/小时至 V_1 的速度区间里的某个速度, 迅	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			
失效的地面操纵特性。	±2.22daN (5 磅)							速将发动机减小至慢车，同时仅利用气动操纵进行航向控制(控制过程中，前轮转向功能锁死)	
(3) 最小离地速度 (V_{mu}) 或飞机制造厂家提供的等效速度。	空速: ±3 海里/小时 俯仰角: ±1.5°	起飞	X	X	X	X	应记录主起落架减震支柱的压缩量或等效的空地信号。从开始抬头之前，小于开始抬头速度 10 海里/小时时记录，并至少记录至主轮离地之后 5 秒。升降舵的操纵输入应当与飞机数据精确匹配。	可接受的替换测试：持续保持大俯仰角起的起飞滑跑，至主轮离地为止。或者过早抬前轮的起飞。	是
(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)	起飞	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。 若存在多种起飞构型，每种起飞构型应在多种重量条件下测试，每种测试至少包括两种情况:(接近最大起飞重量+中重心位置)、(小起飞重量+后重心位置)。		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			
(5) 起飞中关键发动机失效。	空速: ± 3 海里/小时 俯仰角: $\pm 1.5^\circ$ 迎角: $\pm 1.5^\circ$ 高度: ± 6.1 米 (20 英尺) 坡度和侧滑角: $\pm 2^\circ$ 航向角: $\pm 3^\circ$ 对于模拟带有可逆飞行操纵系统飞机的模拟机: 驾驶杆力: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 驾驶盘力: $\pm 10\%$ 或 $\pm 1.33\text{daN}$ (3 磅) 方向舵脚蹬力: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅)	起飞	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
(6) 侧风起飞。	空速: ± 3 海里/小时 俯仰角: $\pm 1.5^\circ$ 迎角: $\pm 1.5^\circ$ 高度: ± 6.1 米 (20 英尺) 坡度和侧滑角: $\pm 2^\circ$ 航向角: $\pm 3^\circ$ 在地速低于 40 海里/小时的情况下,要求方向舵或脚蹬以及航向角有正确的变化趋势。	起飞	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),侧风分量至少为最大演示风速(10 米离地高度)的 60%。		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			
	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）								
(7) 中断起飞。	时间：±5%或±1.5 秒 距离：±7.5%或±76 米（250 英尺）	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。开始中断起飞的速度不低于 V1 速度的 80%	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% 或 ±2°/sec	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。	
c. 爬升									
(1) 正常爬升。	空速：±3 海里/小时	光洁或特定	X	X	X	X	记录在额定爬升速度和额定高度情况下的		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			
	爬升率: $\pm 5\%$ 或 ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟)	爬升构型					测试结果。应记录至少一个 300 米 (1000 英尺) 的爬升阶段。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。		
(2) 第二阶段爬升, 一台发动机失效。	空速: ± 3 海里/小时 爬升率: $\pm 5\%$ 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、高度和温度限制的条件 下记录测试结果。应记录至少一个 300 米 (1000 英尺) 的爬升阶段。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: $\pm 10\%$ 距离: $\pm 10\%$ 耗油量: $\pm 10\%$	光洁构型			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: $\pm 5\%$ 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。防/除冰系统正常操作, 起落架收上, 复飞襟翼构型。应记录至少一 个 300 米 (1000 英尺) 的爬升阶段。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。	时间: $\pm 5\%$	巡航	X	X	X	X	记录至少有 50 海里/小时速度变化的加速测 试结果。 对于速度变化范围小的飞机, 应记录可操纵 速度范围的 80% 的速度变化。		

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) 水平减速。	时间: $\pm 5\%$	巡航	X	X	X	X	记录至少有 50 海里/小时速度变化的减速测试结果。 对于速度变化范围小的飞机, 应记录可操纵速度范围的 80% 的速度变化。		
(3) 巡航性能。	EPR: ± 0.05 或 N1 和 N2: $\pm 5\%$ 或扭矩: $\pm 5\%$ 燃油流量: $\pm 5\%$	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 3 分钟。		
(4) 慢车下降	空速: ± 3 海里/小时 下降率: $\pm 5\%$ 或 ± 200 英尺/分钟(1.0 米/秒)		X	X	X	X	记录稳态下中高度正常下降速度的慢车下降结果。应记录至少一个 300 米(1000 英尺) 的下降阶段。		
(5) 紧急下降	空速: ± 5 海里/小时 下降率: $\pm 5\%$ 或 ± 300 英尺/分钟(1.5 米/秒)		X	X	X	X	应记录至少一个 900 米(3000 英尺) 的下降阶段。		
e. 地面减速									
(1) 减速时间和距离, 使用人工刹车、无反推。	时间: ± 1.5 秒或 $\pm 5\%$ 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

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) 减速时间和距离，使用反推、无刹车。	时间：±1.5 秒或±5% 距离：±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：±10%或±61 米（200 英尺）	着陆，湿跑道			X	X	允许使用经民航局批准的飞机飞行手册上的数据或民航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：±10%或±61 米（200 英尺）	着陆，结冰跑道			X	X	允许使用经民航局批准的飞机飞行手册上的数据或民航局认可的地面操纵模型的计算结果。		
f. 发动机									
(1) 加速。	Ti: ±10%或±0.25 秒 Tt: ±10%或±0.25 秒	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。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。		是
(2) 减速。	Ti: ±10%或±0.25 秒 Tt: ±10%或±0.25 秒	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									
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									

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			
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，并在起飞、巡航和着陆等飞行条件与构型下完成。									
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	
(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	

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) 方向舵脚踏转弯操纵的校准。	前轮偏转角: $\pm 2^\circ$	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程操纵方向舵脚踏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: $\pm 5^\circ$ 或 N_1 : $\pm 3\%$ 或 EPR: ± 0.03 或最大额定歧管压力: $\pm 3\%$ 或扭矩: $\pm 3\%$	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) 刹车踏板位置与踏板力和刹车系统压力的关系。	踏板力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$ 刹车系统压力: $\pm 1.0\text{Mpa}$ (145psi) 或 $\pm 10\%$	地面	X	X	X	X	在整个地面静态测试中, 液压系统压力应与踏板位置有相应关系。		是
b. 动态操纵检查									
(1) 俯仰操纵。	对于欠阻尼系统, 从初始位移的 90% ($0.9 A_d$) 到第一次通过零点的时间:	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			
	<p>$\pm 10\%$，随后的振荡周期：$\pm 10(N+1)\%$，所有超调幅度大于初始位移 5% (0.05 Ad) 的超调幅度：第一次超调幅度的 10%，超调次数：± 1（第一次明显超调必须匹配）。</p> <p>对于过阻尼系统，从初始位移的 90% (0.9 Ad) 到初始位移的 10% (0.1 Ad) 的时间：$\pm 10\%$</p>					<p>于本测试，正常操纵位移是满行程的 25% 至 50%。</p> <p>（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。）</p>	<p>进一步信息可参看本第 60.A.2.5 条。</p>		
(2) 滚转操纵。	<p>对于欠阻尼系统，从初始位移的 90% (0.9 Ad) 到第一次通过零点的时间：$\pm 10\%$，随后的振荡周期：$\pm 10(N+1)\%$，所有超调幅度大于初始位移 5% (0.05 Ad) 的超调幅度：第一次超调幅度的 10%，超调次数：± 1（第一次明显超调必须匹配）。</p> <p>对于过阻尼系统，从初始位移的 90% (0.9 Ad) 到初始位移的 10% (0.1 Ad) 的时间：$\pm 10\%$</p>	<p>起飞、巡航和着陆</p>			X	X	<p>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%。</p> <p>（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。）</p>	<p>“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通告附录 1。</p>	

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) 偏航操纵。	对于欠阻尼系统，从初始位移的 90% (0.9 Ad) 到第一次通过零点的时间： $\pm 10\%$ ，随后的振荡周期： $\pm 10(N+1)\%$ ，所有超调幅度大于初始位移 5% (0.05 Ad) 的超调幅度：第一次超调幅度的 10%，超调次数： ± 1 （第一次明显超调必须匹配）。 对于过阻尼系统，从初始位移的 90% (0.9 Ad) 到初始位移的 10% (0.1 Ad) 的时间： $\pm 10\%$	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通告附录 1。	
(4) 小操纵输入	机体速率： 0.15% /秒或 $\pm 20\%$	进近或着陆			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%。时间历程至少包含初始控制输入的前 5s 和后 5s。在 ILS 进近中，由于操纵动作较少，机体速率应控制在 $0.5-2^\circ/s$ 范围以内。		
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： $\pm 1.5^\circ$ 或 $\pm 20\%$	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		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			
							控制状态下测试)。		
(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: $\pm 1.5^\circ$ 或 $\pm 20\%$	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: $\pm 1.5^\circ$ 或 $\pm 20\%$	巡航	X	X	X	X	对收上和放下两种情况进行测试。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) 俯仰角: $\pm 1.5^\circ$ 或 $\pm 20\%$	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
(5) 纵向配平。	安定面角度: $\pm 0.5^\circ$ 升降舵: $\pm 1^\circ$ 俯仰角: $\pm 1^\circ$ 净推力或等效值: $\pm 5\%$	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
(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 $\pm 10\%$ 或升降舵变化量: $\pm 1^\circ$ 或 $\pm 10\%$	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。		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			
							(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	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
(8) 振杆器、机体抖振和失速速度。	初始抖振,失速告警和失速空速: ± 3 海里/小时 坡度: $\pm 2^\circ$, 飞行速度高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: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$	第二阶段爬升和进近或着陆	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)。		是
(9) 长周期动态特性。	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	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
(10) 短周期动态特性。	俯仰角: $\pm 1.5^\circ$ 或俯仰速率: $\pm 2^\circ/\text{秒}$	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

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			
	加速度: $\pm 0.1g$								
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	可以是一可系列抽点打印的测试结果。 (对于计算机控制的飞机, 在正常或非正常控制状态下测试)。	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
(2) 滚转响应 (速率)。	滚转速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 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 $\pm 10\%$	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。	滚转角: $\pm 2^\circ$ 或 $\pm 10\%$	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		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			
							控制状态下测试)。		
(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): $\pm 2^\circ$ 或 $\pm 10\%$ 或:副翼偏转有正确的变化趋势,且副翼偏转: $\pm 2^\circ$	巡航和进近 或着陆	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: $\pm 1^\circ$ 或调整片角度 (或等效的脚蹬量): $\pm 1^\circ$ 侧滑角: $\pm 2^\circ$	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。 第二阶段爬升应采用起飞推力;进近或着陆:水平应采用飞行推力。		是
(6) 方向舵响应。	偏航速率: $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 或 $\pm 10\%$	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 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)。		是
(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	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

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			
	之间的时间差: $\pm 20\%$ 或 ± 1 秒								
(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 $\pm 10\%$ 方向舵脚蹬力: $\pm 10\%$ 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插点打印测试结果, 其中一个位置接近最大允许的方向舵偏角。		是
e. 着陆									
(1) 正常着陆。	空速: ± 3 海里/小时 俯仰角: $\pm 1.5^\circ$ 迎角: $\pm 1.5^\circ$ 高度: ± 3 米 (10 英尺) 或 $\pm 10\%$ 对于带有可逆飞行操纵系	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

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			
	统的飞机： 驾驶杆力：±2.22daN（5磅）或±10%								
(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% 坡度：±2° 侧滑角：±2° 航向角：±3° 对于带有可逆飞行操纵系统的飞机： 驾驶盘力：±1.33daN（3	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。数据需含风剖面信息，使用跑道上方 10m 高度处的最大演示侧风的 60%		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			
	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° 航向角: ±3°	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 _r : ±0.5 秒或±10% 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	持续记录横向偏移从主轮接地直到 50%V _{REF} 的范围。需标注自动拉平开始和主轮接地的时间点。	本测试不能用作地面效应测试的替代方法。	
(6) 自动复飞(如适用)。	空速: ±3 海里/小时 俯仰角: ±1.5° 迎角: ±1.5°	复飞			X	X	所有发动机正常工作, 自动驾驶仪接通, 中等着陆重量。 另外, 要求做一台发动机失效情况下的复飞测试。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		

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			
							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) 单发失效复飞	空速：±3 海里/小时 俯仰角：±1.5° 迎角：±1.5° 坡度角：±2° 侧滑角：±2°				X	X	应在接近最大着陆重量且关键发动机失效的情况下，由人工控制飞机。如适用，还应增加在接通自动驾驶仪条件下的测试。		
(8) 方向控制（方向舵的效率），使用对称反推。	偏航率：±2°/秒 空速：±5 海里/小时	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。		
(9) 方向控制（方向舵效率），使用不对称反推。	速度：±5 海里/小时 航向角：±3°	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：±1° 安定面角度：±0.5°	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	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			
	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) 空速：±3 海里/小时 俯仰姿态：±1°							的选择来确定。进一步的信息可参看本通告附录 2。	
h. 风切变									
演示风切变模型。	参见本通告附录 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，参见本通告附录 4。	有关 A 级和 B 级模拟机的信息，参见本通告附录 4。	
i. 飞行包线保护功能。									
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)。		

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			
(4) 俯仰角	俯仰角: $\pm 1.5^\circ$	巡航和进近			X	X	(对于计算机控制的飞机,在正常和非正常控制状态下测试)。		
(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. 频率响应									
相位滞后。		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。		
b. 运动提示									
可重复性。	运动平台线性加速度: $\pm 0.05g$	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通告附录 3。		
c. 支柱协调性									
支柱协调性。	按运营人对模拟机验收时		X	X	X	X	要求演示。		

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			
	作出的规定。								
d. 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。		
e. 运动提示性能特征									
(1) 起飞抬轮 (V_R 至 V_2)	按运营人对模拟机验收时作出的规定。	地面	X	X	X	X			
(2) 在 V_1 至 V_2 间发动机失效	按运营人对模拟机验收时作出的规定。	地面	X	X	X	X			
(3) 复飞中的俯仰变化	按运营人对模拟机验收时作出的规定。	空中			X	X			
(4) 构型变化	按运营人对模拟机验收时作出的规定。	空中	X	X	X	X			
(5) 功率变化的动态特性	按运营人对模拟机验收时作出的规定。	空中	X	X	X	X			
(6) 着陆拉平	按运营人对模拟机验收时作出的规定。	空中			X	X			
(7) 接地振动	按运营人对模拟机验收时作出的规定。	空中			X	X			
f. 运动系统特征抖振									

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) 使用刹车条件下的推力效应	模拟机测试结果应在总体上正确表现出飞机数据的曲线形状和变化趋势。在至少 3 个尖峰频率上误差不超过±2 Hz。	地面				X	应使用设置刹车条件下能够使用的最大推力。		
(2) 放下起落架后的抖振	模拟机测试结果应在总体上正确表现出飞机数据的曲线形状和变化趋势。在至少 3 个尖峰频率上误差不超过±2 Hz。	空中				X	测试应在远离起落架限制速度的正常运行速度下进行。		
(3) 放出襟翼后的抖振	模拟机测试结果应在总体上正确表现出飞机数据的曲线形状和变化趋势。在至少 3 个尖峰频率上误差不超过±2 Hz。	空中				X	测试应在远离襟翼限制速度的正常运行速度下进行。		
(4) 放出减速板后的抖振	模拟机测试结果应在总体上正确表现出飞机数据的曲线形状和变化趋势。在至少 3 个尖峰频率上误差不超过±2 Hz。	空中				X			
(5) 接近失速时的抖振	模拟机测试结果应在总体上正确表现出飞机数据的曲线形状和变化趋势。在	空中				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			
	至少 3 个尖峰频率上误差 不超过±2 Hz。								
(6) 高空速或大马赫数下的抖振	模拟机测试结果应在总体上正确表现出飞机数据的曲线形状和变化趋势。在至少 3 个尖峰频率上误差不超过±2 Hz。	空中				X			
(7) 螺旋桨飞机飞行中的抖振	模拟机测试结果应在总体上正确表现出飞机数据的曲线形状和变化趋势。在至少 3 个尖峰频率上误差不超过±2 Hz。	空中(光洁构型)			X				
4. 视景系统									
a. 视景质量									
(1) 连续准直视场	提供连续最小水平 180°、垂直 40° 的准直视场。				X	X			
(1) 连续准直视场	提供连续最小水平 90°、垂直 30° 的准直视场。		X	X					
(2) 系统几何图形	一个 5° 正方形的均匀角间距不超过±1° 其相邻正方形的角间距不超过±1.5°		X	X	X	X		任何一个 5° 正方形的角间距及其相邻正方形的角间距均	

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			
								应在容差范围之内。	
(3) 面分辨率	不超过 2 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, 民航局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。		
(4) 光点大小	不超过 5 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, 民航局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。		
(5) 面对比度	不低于 5:1				X	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。	
(6) 光点对比度	不低于 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		

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			
							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,民航局可以在任何监察或随后的定期鉴定中要求再次演示。		
(6) 光点对比度	不低于 10:1		X	X					
(7) 光点亮度	不低于 20Cd / m ² (6 英尺·朗伯)				X	X	应使用光点组成正方形矩阵。	对于随机扫描系统,光点应融合。 对于光栅系统,光点应互相重叠形成连续线条。	
(8) 面亮度	不低于 20Cd / m ² (6 英尺·朗伯)				X	X	应使用一个白色光栅测量面亮度,并使用 1 度光点光度计测量亮度值。		
(9) 黑度和序列对比度	黑度: 背景亮度—黑色多边形亮度 小于 0.015Cd / m ² (0.004 英尺·朗伯) 序列对比度: 最大亮度—(背景亮度—黑色多边形亮度) 大于 2000:1		X	X	X	X	首先应关闭所有投影仪,模拟机座舱环境灯光调到最暗,并测量剩余环境灯光投射到模拟机屏幕上的亮度。 然后打开投影仪,显示一个黑色多边形,第二次测量模拟机屏幕上的亮度,并记录此读数与上一步读数的差值。 最后测量一个最大亮度白色多边形的亮度,以计算序列对比度。	一般来说本测试仅针对光阀投影仪。	

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) 运动拖影	当一个图像以 10 度/秒的速度在眼点处旋转, 其最小可分辨间隙不超过 4 弧分		X	X	X	X	一个测试模型由 5 个峰值白色的正方形组成, 正方形之间为宽度逐渐减小的黑色间隙。黑色间隙宽度的变化范围至少应延伸到大于和小于要求的检测间隙, 并以 1 弧分的步长递减。测试模型应以要求的速率旋转。应提供两组正方形, 一组纵向旋转, 另一组水平旋转。应标示每个间隙的编号。	一般来说本测试仅针对光阀投影仪。	
(11) 斑点测试	斑点对比小于 10%		X	X	X	X	要求符合性和能力声明, 并应当包括有关的测试方法。	一般来说本测试仅针对激光投影仪。	
5. 声音系统									
a. 涡喷飞机									
(1) 发动机启动准备	每 1/3 个八度音阶带宽内 $\pm 5\text{dB}$ 。	地面				X			
(2) 发动机慢车	每 1/3 个八度音阶带宽内 $\pm 5\text{dB}$ 。	地面				X			
(3) 发动机推力处于使用刹车条件下的最大值	每 1/3 个八度音阶带宽内 $\pm 5\text{dB}$ 。	地面				X			
(4) 爬升	每 1/3 个八度音阶带宽内	航路爬升				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			
	±5dB。								
(5) 巡航	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	巡航				X			
(6) 减速板/扰流板放出 (如适用)	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	巡航				X			
(7) 初始进近	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	进近				X			
(8) 最终进近	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	着陆				X			
b. 螺旋桨飞机									
(1) 发动机启动准备	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	地面				X			
(2) 顺桨	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	地面				X			
(3) 地面慢车	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	地面				X			
(4) 空中慢车	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	地面				X			
(5) 发动机功率处于使用刹车条件	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	地面				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			
下的最大值									
(6) 爬升	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	航路爬升				X			
(7) 巡航	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	巡航				X			
(8) 初始进近	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	进近				X			
(9) 最终进近	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。	着陆				X			
c. 特殊测试									
特殊测试（如适用）	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±5dB。		X	X	X	X	演示对飞行运行、飞行员训练别重要，或者某个特定机型独有的测试项目。		
d. 背景噪音									
背景噪音	每 1/3 个八度音阶带宽内 ±3dB。		X	X	X	X	在主 QTG 中记录初始鉴定时测试的模拟机背景噪音。应在模拟机开机，但关闭声音系统并保持驾驶舱内没有活动的条件下进行测试。		
e. 频率响应									
频率响应	当与初始鉴定对比时：在 3 个连续频段上±5dB		X	X	X	X	仅适用于定期鉴定。		

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			
	初始鉴定和定期测试间的 平均绝对差: $\pm 2\text{dB}$								

征求意见稿

7. 飞机飞行模拟机主观测试

7.1 概则

7.1.1 主观测试为鉴定模拟机提供了依据，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。

7.1.2 本通告第7.2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。

7.1.3 本通告第7.2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。

7.1.4 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。

7.1.5 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，是否在飞行模拟训练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。

7.1.6 应训练大纲审批部门的要求，民航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。

7.2 操作科目表

民航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、系统和设备完成功能检查，并确定该驾驶舱的设计和功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级模拟机夜间景像，C级模拟机黄昏和夜间景像，D级模拟机黄昏、夜间和昼间景像）：

(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。

7.3 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。

8. 替代数据来源、程序和专用仪器

8.1 本节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。

8.1.1 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;

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

8.2 在替代数据来源、程序和专用仪器的使用上,民航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。

8.2.1 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。)

8.2.2 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。

8.2.3 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。

8.3 鼓励飞行模拟训练设备运营人向民航局澄清任何与带有可逆操纵系统的飞机有关的问题。本节不适用于计算机控制飞机的模拟机。

8.4 除本节描述的情况外，飞行模拟训练设备运营人还应遵守本通告中关于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局同意。
1.b.(1)	X	X	可以使用初始的审定数据。可以在松	

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		
性能。起飞。 地面加速时间和距离。			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。	

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.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。如果无飞行数据记录器传感器，可选取一些民航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。如果无飞行数据记录器传感器，可选取一些民航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。如果无飞行数据记录器传感器，可选取一些民航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)	X	X	启动力数据可以通过使用手持力规	

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。静态操纵检查。 前轮转弯操纵力与前轮偏转位置的关系。			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。	X	X	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。	
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。	
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，以上数据都要有符合性和能力声明。	
2.c.(6) 操纵品质。纵向。	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	

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		
纵向配平。			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) 操纵品质。横航向。驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。	X	X	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.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过校准。 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	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。

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		
			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。	
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、方向舵脚蹬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. 操纵品质。地面效应。演示纵向地面效应。		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。	

9. 生效

本咨询通告由民航局飞行标准职能部门负责解释, 自CCAR-部第一次修订发布之日起生效。

附录一 操纵系统动态特性测试

1. 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。

2. 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。本通告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。

3. 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。

4. 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。在本附录图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录图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。其过程如本附录图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 （参见本附录图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录图1所示的周期数，将使用下列容差（ T ）：

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

5. 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）。

6. 容差。

(1) 对于静态测试，参见本通告第7节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 $\pm 10\%$ 。

7. 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。

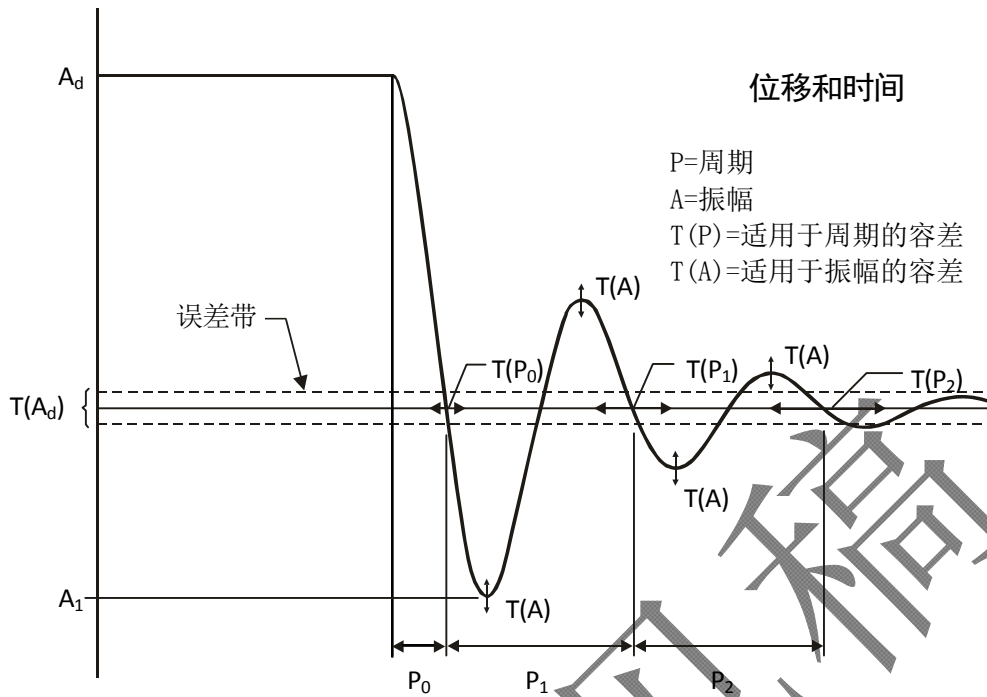


图1 欠阻尼阶跃响应

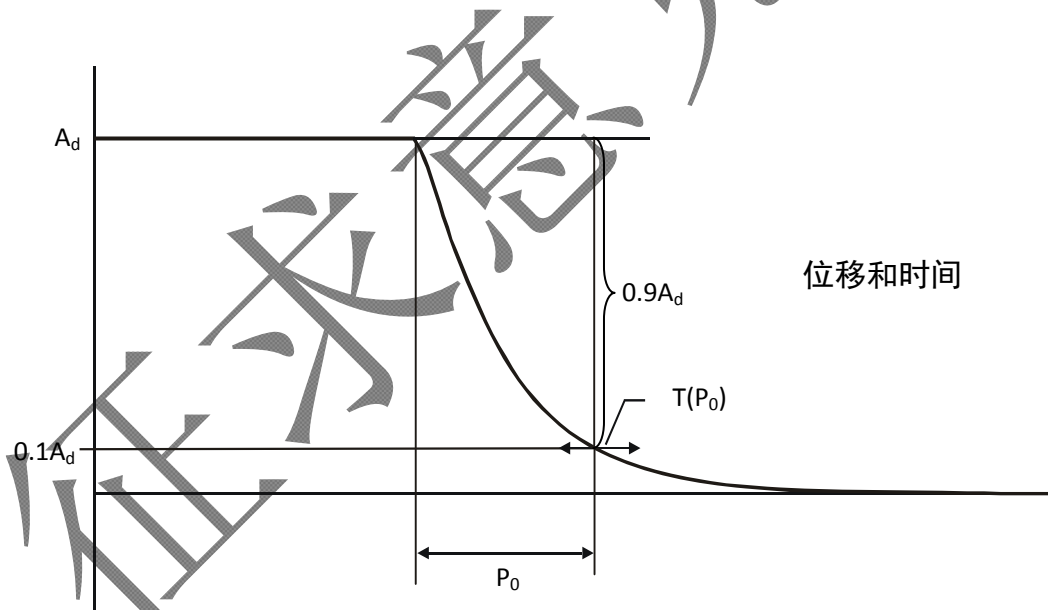


图2 临界阻尼阶跃响应

附录二 地面效应测试

1. 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。

2. 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。

3. 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。

4. 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。

5. 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	$\pm 10\%$ 或1.5米（5英尺）
空速	± 3 海里/小时
俯仰姿态	$\pm 1^\circ$

6. 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。

征求意见稿

附录三 运动提示的可重复性测试

1. 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。

2. 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（参见本附录图3）；

(4) 调整测试信号的特性（参见本附录图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。

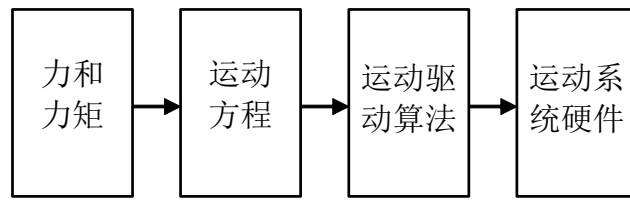


图3 加速度测试信号

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。

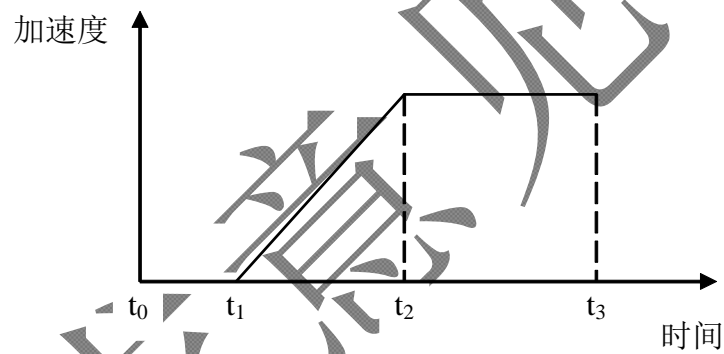


图4 加速度测试信号

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。

附录四 关于风切变训练的飞机飞行模拟机鉴定要求

1. 适用范围

本附录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模拟机。

2. 符合性和能力声明

2.1 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）。

2.2 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。

3. 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：

3.1 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。

3.2 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3.2（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。

3.3 适用于民航局批准的风切变训练科目。

4. 演示

4.1 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。

4.2 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录第5条的规定记录结果。

4.3 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。

4.4 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。

5. 参数记录

5.1 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。

6. 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。

7. 鉴定测试指南

7.1 全部鉴定测试指南资料（性能演示记录等）应当提交给民航局。

7.2 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。

7.3 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。

7.4 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录第2至5条规定的信息。

8. 主观测试

民航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：

- 8.1 使驾驶员能保持满意航迹的科目；
- 8.2 使驾驶员不能保持满意航迹（坠毁）的科目；
- 8.3 民航局鉴定人员确定的需要检查的其他科目。

9. 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。

10. 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）。