



咨询通告

中国民用航空局飞行标准司

编 号:AC-60-FS-2019-008

下发日期:2019年9月4日

直升机飞行模拟机鉴定性能标准

目 录

1. 目的	1
2. 适用范围	1
3. 定义	1
4. 参考资料	5
5. 直升机飞行模拟机一般要求	6
5.1 概则	6
5.2 模拟机最低要求	8
6. 直升机模拟机客观测试	21
6.1 测试要求	21
6.2 模拟机客观测试标准	25
7. 直升机飞行模拟机主观测试	46
7.1 概则	46
7.2 操作科目表	47
8. 生效	62
附录一 操纵系统动态特性测试	63
附录二 运动提示的可重复性测试	68

直升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）进行鉴定和使用的直升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），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直升机飞行模拟机。

3. 定义

a. 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，并且至少满足飞行模拟机最低等级的鉴定性能标准。

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：本通告中使用的空速均为校正空速。

高度：本通告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（前后左右）的极限位置后，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连续运动。

计算机控制的航空器：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航空器。

自由行程：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训练设备的松杆响应。

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。

中等重量：在给定的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：在计算机控制的航空器中使用的术语，是一个或多个操纵、增稳或保护功能不完全工作的状态（可以使用具体术语如，备用、直接、次要、备份等定义实际的降级标准）。

正常控制：在计算机控制的航空器中使用的术语，是操纵、增稳或保护功能完全工作的状态。

保护功能：用于保护航空器不超过飞行机动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。

俯仰：航空器相对横轴或绕横轴的姿态。

偏航：航空器相对垂直轴或绕垂直轴的姿态。

滚转：航空器相对纵轴或绕纵轴的姿态。

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。

源数据：对本通告而言，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机构核对，形成相关参数的标准，用于和飞行模拟训练设备的参数进行比较。

符合性和能力声明：满足本通告要求的声明，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、视景系统和仪表系统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延迟时间，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。

4. 参考资料

a. 《飞行模拟训练设备鉴定标准手册》（ICAO DOC9625-AN/938）第II卷-直升机

b. 《飞行模拟训练设备初始及持续鉴定与使用》（FAA 14 CFR PART 60）第二次修订

c. 《直升机飞行模拟训练设备》（EASA CS-FSTD(H)）

5. 直升机飞行模拟机一般要求

5.1 概则

5.1.1 本通告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（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）。

a. 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通告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。

b. 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7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						
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和范围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。 操作飞行驾驶舱窗户的设备应包括在内，但是实际的窗户不必可操作。 额外的设备例如消防斧、灭火器和备用灯泡必须提供，但可以在驾驶舱内原始位置附近重新安装，以确保可操作性。 消防斧、起落架销子和任何类似目的的设备仅需要为外观相似的仿制品。	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。驾驶舱，包括教员台，应完全封闭。
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、推力和力矩、高度、温度、全重、重心位置和构型变化的影响。		X	X	X	要求符合性和能力声明。	
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。	

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		
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，民航局另行批准。		X	X	X		
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。要求符合性和能力声明。	
(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。要求符合性和能力声明。	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	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。	
(1) 滞后：		X	X	X	同时记录的内容有：驾驶杆、总距杆和脚蹬的模拟	本测试的目的是验证模拟机提

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		
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。					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。	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。		X	X	X	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。
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； (3) 块状湿道面； (4) 块状结冰道面。			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通告 6.2 中说明。
i. 模拟机应当准确地模拟刹车(包括防滞失效，			X	X	要求符合性和能力声明。对于初始和定期鉴定要求	模拟机的俯仰、侧向载荷和方向

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		
如适用)和轮胎故障的动态特性。					完成演示。	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，机身和旋翼结冰效应（若适用）；因侧滑、涡流环和后行桨叶失速产生的非线性表现。			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。	
l. 模拟机应当真实地模拟质量特性，包括全重、重心和与有效载荷和燃油装载相关的惯性矩。		X	X	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、导航、警戒和警告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	导航数据应当可以更新。 应按 28 天的周期更新飞行管理系统导航数据库。	
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		
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		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		
条件下，模拟机对操纵的反应应与直升机的相同。						
e. 驾驶舱中应具有与被模拟直升机完全一样的操纵感觉的动态特性。在给定的容差范围内，操纵机构的自由响应要与直升机的响应一致。初始鉴定和升级鉴定应包括在操纵机构上记录到的操纵自由响应（例如驾驶杆、总距杆和脚蹬）的测量结果。测量的响应必须与直升机在起飞、悬停、爬升、巡航和自转的响应一致。			X	X	对于带不可逆操纵系统的直升机，可以在地面上取得测量结果。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构型测试的合理性依据。 对于需要对操纵装置进行静态或动态测试的模拟机，如果模拟器运营人的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，则在初始鉴定时，不需要专用夹具。因此，在初始鉴定期间使用该替代方法可满足本测试的要求。	
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至少两个合适的座位。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，但要装配适当的安全限制装置。	
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提供以下控制功能：		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		
(1) 风速和风向; (2) 紊流; (3) 训练所需的其它大气模型; (4) 调节云底和能见度; (5) 温度和大气压。						
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航空器, 拥挤的空中交通等。
e. 模拟机应当使教员或检查人员能够设定由旋翼下洗气流造成的扬尘、水汽和吹雪效果。			X	X		
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	运动系统测试结果应能证明, 每个轴上出现的运动提示与驾驶员输入和直升机响应很好地保持同步。	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(俯仰、滚转、升降)的运动系统。		X			要求符合性和能力声明。	
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. 模拟机应当有记录运动响应时间的手段。		X	X	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		
<p>e. 模拟机应当提供下列特殊效果编程：</p> <p>(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；</p> <p>(2) 横侧气流效应引起的抖振；</p> <p>(3) 收、放起落架引起的抖振；</p> <p>(4) 后行桨叶失速引起的抖振；</p> <p>(5) 涡环状态引起的抖振；</p> <p>(6) 具有代表性的接地感觉；</p> <p>(7) 高速旋翼振动；</p>		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。	
<p>(8) 爆胎动态特性；</p> <p>(9) 发动机故障和发动机损坏；</p> <p>(10) 机体触地；</p>			X	X		
<p>(11) 乱流引起的振动。</p>				X		
<p>f. 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）。</p>				X	应当记录模拟机特征抖振（主要是相对振幅和纵轴、横轴和垂直轴频率），并与直升机数据进行比较。可以在稳定状态下测试，其结果作为鉴定测试指南的一部分。 要求符合性和能力声明。	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						
<p>a. 模拟机应当安装提供驾驶舱外景像的视景系统。</p>		X	X	X		
<p>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 40° 的视场。两个驾驶员座位</p>		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		
上的视景系统应当同时工作。						
c. 模拟机应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 150°、垂直 40° 的全驾驶舱视场。			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。相对于机身的零度方位线的任一侧上的水平视场角应不小于 75°。	
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° 的全驾驶舱视场。				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。相对于机身的零度方位线的任一侧上的水平视场角应不小于 75°。若训练大纲要求，可允许每一侧水平视场角有一定的偏移。当训练任务要求扩大 180°x60° 视场角时，模拟机应提供这样的视场角。	
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；		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		
(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。						
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： (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。		X	X	X	要求在初始和定期鉴定时演示。	
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	视景系统满足以下要求： (1) 数据库内要有一些地方需要更高的分辨率，以支持机场或工作区外着陆、起飞和地面效应气垫练习和训练。包括高架最终进近和起飞区，直升机坪和封闭区。 (2) 对于越野飞行，应当能够提供具有足够图像细节，允许相当于平均巡航速度下飞行 30 分钟所经过的区域的地面到示意图的导航。 (3) 对于离岸机载雷达进近，应对装置有个统一的视景或雷达表示。 (4) 对于使用夜视眼镜（NVG）进行训练，应具有能够体现不同场景所要求的环境光线和色彩水平的视景显示。	

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		
					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		
<p>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：</p> <p>(1) 直升机静态尺寸：</p> <p>(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；</p> <p>(ii) 从主起落架或滑橇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) 进近数据如下：</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截获点的水平距离；</p> <p>(iii) 下滑道坡度；</p> <p>(iv) 进近时的直升机俯仰角。</p> <p>(3) 人工测试使用的直升机数据：</p> <p>(i) 全重；</p> <p>(ii) 直升机构型；</p> <p>(iii) 进近空速。</p>		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 300 米（1000 英尺）或 350 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		
<p>n. 模拟机应当提供:</p> <p>(1) 与模拟机姿态有关的准确环境图像。</p>		X	X	X	要求符合性和能力声明。要求在初始鉴定时演示。	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。
<p>(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。</p>			X	X	要求符合性和能力声明。	
<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>p. 模拟机应当有能力产生至少 10 层遮挡。</p>			X	X	要求符合性声明。要求测试。	
<p>q. 昼间, 暮色（黄昏或黎明）和夜间视景系统应能达到相应鉴定等级要求的系统亮度和对比度标准。</p>			X	X	环境灯光的亮度要均匀, 不能分散驾驶员的注意。	
<p>r. 视景系统必须能产生:</p> <p>(1) 全色模拟.</p> <p>(2) 必须采用全彩纹理, 以增强着陆区表面被照亮后的视觉体验。</p>			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		
<p>s. 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) 局部模糊的地面景像，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。	
<p>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。</p>			X	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。
<p>u. 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、工作区、地形和最终进近和起飞区周边的主要地标，同时保证成功地完成低空速/低高度操纵，包括起飞、悬停、平移升力、着陆和接地。</p>			X	X	要求符合性声明。要求测试。明显的量化自由和其它分散注意力的视觉效果也同样适用于 A 级和 B 级。	C 级要求对于昼间图像细节，相当于 4000 个多边形产生的画面，对于夜间和黄昏图像细节，相当于 5000 个光点产生的画面。 D 级要求对于昼间图像细节，相当于 6000 个多边形产生的画面，对于夜间和黄昏图像细节，相当于 7000 个光点产生的画面。
<p>v. 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。</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。	
<p>w. 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。</p>			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		
x. 模拟机应当表现全部着陆区灯光的真实颜色和方向性。			X	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. 模拟机音量控制必须采用符合鉴定要求的音量设定指示。		X	X	X		
c. 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。	坠毁声响可以是通用的。需要符合性声明或演示具有代表性的声响。
d. 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。	要求客观稳态测试。

6. 直升机模拟机客观测试

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。

6.1.5 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直升机参数进行比较时，还应提供足够的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 $\pm 2.22\text{daN}$ (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。

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 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局根据具体情况共同确定。

6.1.11 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，以便民航局对此进行评估。

6.1.12 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。

6.1.13 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。

6.1.14 如使用工程数据或其他非试飞数据作为验证数据，则客观测试的容差适用6.2中规定容差的40%。

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
			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（瞬态）。	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% 或旋翼转速的变化量：±0.5%	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								

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) 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	如果使用刹车, 刹车踏板位置和刹车系统压力应当与直升机试飞数据相匹配。	
(2) 转弯率与脚踏偏转或前轮偏转角之间的关系。	转弯率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ$ /秒	地面或起飞。		X	X	X	如果使用刹车, 刹车踏板位置和刹车系统压力应当与直升机试飞数据相匹配。	
(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								
如果测试中的速度范围小于 40 海里/小时, 速度容差可以适用于空速或者地速。								
(1) 所有发动机工作。	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: $\pm 1.5^\circ$	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。	

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		
	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: $\pm 10\%$							
(2) 一台发动机失效, 继续起飞。	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。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。	
(3) 一台发动机失效, 中断起飞。	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: $\pm 1.5^\circ$	地面或起飞。			X	X	记录从起飞点到接地点的时间历程。测试条件应接近性能极限。	

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		
	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: $\pm 10\%$ 距离: ± 30 米 (100 英尺) 或 $\pm 7.5\%$							
d. 悬停								
悬停性能。	扭矩: $\pm 3\%$ 俯仰姿态: $\pm 1.5^\circ$ 滚转姿态: $\pm 1.5^\circ$ 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								
垂直爬升性能。	垂直速度: ± 0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或 $\pm 10\%$ 方向操纵位置: $\pm 5\%$ 总距操纵位置: $\pm 5\%$	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。	
f. 平飞								
平飞性能和经配平	扭矩: $\pm 3\%$	巡航。		X	X	X	记录在整个空速包线内不同配平速度的两	本测试验证速度高于

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		
的飞行操纵位置。	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: $\pm 5\%$	增稳接通和断开。					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。	耐航速度时的性能。
g. 爬升								
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: $\pm 5\%$ 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	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		
(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 (± 5 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) 全部发动机工作。	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: $\pm 1.5^\circ$	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, 本标准仅适用于空速大于有效瞬变升力速度的那些阶段。	

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		
	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: $\pm 10\%$							
(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: $\pm 1.5^\circ$ 航向: $\pm 2^\circ$	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		
	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%							
(4) 自转着陆。	扭矩: ±3% 旋翼转速: ±3% 垂直速度: ±0.5 米/秒 (100 英尺/分钟) 或±10% 俯仰姿态: ±2° 滚转姿态: ±2° 航向: ±5° 纵向操纵位置: ±10% 横向操纵位置: ±10% 方向操纵位置: ±10% 总距操纵装置: ±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								
a. 操纵系统机械特性								
(1) 驾驶杆。	启动力: ±0.111daN (0.25 磅) 或 ±25% 驾驶杆力: ±1.0 lb. (0.224daN) 或 ±10%	地面, 静态条件下使用液压系统增压 (如适用); 可以使用辅助液压系统增压。 配平接通和断开。		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)。	

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		
		摩擦断开。 增稳接通和断开。						
(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, 静态条件下 使用液压系统增压 (如适用); 可以使用 辅助液压系统增压。 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% 的超调幅度: $\pm 20\%$ 超调次数: ± 1	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、静态条件下进行评估。进一步的信息请参考本通告附录 1。“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
			A	B	C	D		
(6) 自由行程。	自由行程: ± 2.54 毫米 (0.10 英寸)	地面, 静态条件下使用液压系统增压 (如适用); 可以使用辅助液压系统增压。 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: $\pm 2^\circ$ 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: $\pm 5\%$	稳定悬停。 增稳接通和断开。			X	X	记录临界界限内的 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。	
(3) 操纵响应:								
(a) 纵向。	俯仰速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$	悬停。			X	X	记录阶跃操纵输入的测试结果。在无增稳的	

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		
	俯仰姿态变化: $\pm 10\%$ 或 $\pm 1.5^\circ$	增稳接通和断开。					情况下, 离轴响应必须反映出正确的趋势。	
(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, 离轴响应必须反映出正确的趋势。	
(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, 离轴响应必须反映出正确的趋势。	
(d) 垂直。	法向加速度: $\pm 0.1g$	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, 离轴响应必须反映出正确的趋势。	
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, 离轴响应必须反映出正确的趋势。	
(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 毫米 (0.25 英寸) 或 纵向操纵力: $\pm 0.222daN$ (0.5 磅) 或 $\pm 10\%$	巡航或爬升。 自转。 增稳接通和断开。		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。								
(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: $\pm 10\%$	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,	

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		
	或阻尼比: ± 0.02 对于非周期性响应, 松杆后 20 秒的时间历程应当匹配: 俯仰角 $\pm 3^\circ$, 空速 ± 5 海里/小时						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	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, 力的表示形式可以是一个交叉绘图。 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								
(1) 操纵响应。								
(a) 横向。	滚转速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 3^\circ/\text{秒}$ 滚转姿态变化: $\pm 10\%$ 或 $\pm 3^\circ$	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, 离轴响应必须当反映出正确的趋势。	
(b) 航向。	偏航速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$	巡航。		X	X	X	应当记录至少两个空速下的测试结果, 包括	

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		
	偏航姿态变化: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ$	增稳接通和断开。					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, 离轴响应必须反映出正确的趋势。	
(2) 航向静稳定性。	横向操纵位置: 配平后位置偏移量的 $\pm 10\%$ 或 ± 6.3 毫米(0.25英寸) 或横向操纵力: $\pm 0.222\text{daN}$ (0.5磅)或 10% 滚转姿态: $\pm 1.5^\circ$ 方向操纵位置: 配平后位置偏移量的 $\pm 10\%$ 或 ± 6.3 毫米(0.25英寸) 或方向操纵力: $\pm 0.445\text{daN}$ (1.0磅)或 $\pm 10\%$ 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) 垂直速度: ± 0.5 米/秒(100英尺/分钟)或 $\pm 10\%$	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	在配平点的两侧选取至少一个侧滑角进行测试并记录。 对于不可逆操纵系统, 力的表示形式可以是一个交叉绘图。可以是一系列的抽点打印测试结果。	本测试是一个航向稳定侧滑测试(总距位置保持不变)。
(3) 横航向动稳定性。								
(a) 横航向振荡。	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	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。	

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		
	间差: $\pm 20\%$ 或 ± 1 秒 对于非周期性响应, 松杆后 20 秒的滚转角时间历程必须匹配: 空速 ± 10 海里/小时, 滚转率 $\pm 5^\circ/\text{秒}$ 或滚转角 $\pm 5^\circ$, 偏航率 $\pm 4^\circ/\text{秒}$ 或偏航角 $\pm 4^\circ$							
(b) 螺旋稳定性。	滚转角 (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	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	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. 频率响应								
频带 (Hz)	相位 (度)	振幅比 (db)		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。	
0.1~1.0	0~ -20	± 2						
1.1~3.0	0~ -40	± 4						
b. 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° 或寄生加速度: 不超过 0.02g 或 3%			X	X	X	基准支柱和其他任何支柱之间的相位差应使用 $\pm 0.25\text{g}$ 的 0.5Hz 升降 (垂直方向的) 信号进行测量。其它五个轴向的加速度应使用	

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		
	秒 2 (峰值)						±0.1g 的 0.5Hz 升降 (垂直方向的) 信号进行测量。要求演示, 并将测试结果作为主鉴定测试指南的一部分。	
c. 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。要求演示, 并将测试结果作为主鉴定测试指南的一部分。	
d. 运动系统可重复性								
可重复性。	运动平台线性加速度: ±0.05g	运动系统的地面和空中模式。		X	X	X	各轴使用相同输入信号, 运动平台线性加速度实际测试结果重复性应在容差范围内。要求演示, 并将测试结果作为主鉴定测试指南的一部分。	
e. 运动提示性能特征								
(1) 起飞 (全部发动机工作)。	按运营人模拟机验收的要求	起飞。		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。	与测试 1.c.1 关联
(2) 悬停性能。	按运营人模拟机验收的要求	有地面效应和无地面效应。		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。	与测试 1.d 关联

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		
(3) 自转（进入）。	按运营人模拟机验收的要求	空中。			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。	与测试 1.i 关联
(4) 着陆（全部发动机工作）。	按运营人模拟机验收的要求	空中。		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。	与测试 1.j.1 关联
(5) 自转（着陆）。	按运营人模拟机验收的要求	空中。			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。	与测试 1.j.4 关联
(6) 操纵响应							要求演示, 并将测试结果作为主鉴定测试指南的一部分。	
(a) 纵向。	按运营人模拟机验收的要求	空中。		X	X	X		与测试 2.c.1 关联
(b) 横向。	按运营人模拟机验收的要求	空中。		X	X	X		与测试 2.d.1.a 关联
(c) 航向。	按运营人模拟机验收的要求	空中。		X	X	X		与测试 2.d.1.b 关联
f. 特征运动（振动）提示								
模拟机测试结果应在总体上正确表现出直升机数据的曲线形状和变化趋势。在至少 3 个主尖峰频率上误差不超过±2 Hz。								
(1) 主桨叶振动。	+3db 到 -6db 或 ±10% 额定振动等级和正确的趋势	地面（慢车）；空中。				X	直升机运行期间驾驶舱能够感受到的涉及直升机状态和事件标识特征振动。	

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		
(2) 抖振。	+3db 到 -6db 或 $\pm 10\%$ 额定振动等级和正确的趋势	地面和空中。				X	直升机运行期间驾驶舱能够感受到的涉及直升机状态和事件标识特征抖振。	
4. 视景系统								
a. 响应时间								
(1) 滞后。	直升机响应后 150 毫秒内	起飞, 爬升和下降。		X			在起飞、巡航和进近或着陆三种条件下, 在俯仰、滚转、偏航方向上完成一次测试。	
	直升机响应后 100 毫秒内	起飞, 爬升和下降。			X	X	在起飞、巡航和进近或着陆三种条件下, 在俯仰、滚转、偏航方向上完成一次测试。	
(2) 传输延迟。	操纵移动后 150 毫秒内			X			分别在俯仰、滚转、偏航方向上各完成一次测试。	
	操纵移动后 100 毫秒内				X	X	分别在俯仰、滚转、偏航方向上各完成一次测试。	
b. 视场								
(1) 连续视场。	应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 75°、垂直 40° 的视场。两个驾驶员座位上的视景系统应当同时工作			X			要求视景系统安装的几何特性符合性声明。	
	应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 150°、垂直 40° 的视场。两个驾驶员座位上的视景系统应当				X		要求视景系统安装的几何特性符合性声明。	

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		
	同时工作							
	应当在每个驾驶员座位上提供连续最小水平 180°、垂直 60° 的视场。两个驾驶员座位上的视景系统应当同时工作				X	要求视景系统安装的几何特性符合性声明。		
c. 面对比度								
面对比度。	不低于 5:1				X	应当显示一个光栅测试图。位于每个通道中心的白方格最小亮度阈值为 2 英尺-朗伯(7 坎德拉/平方米)。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。	
d. 高亮度								
高亮度。	不小于 4 英尺-朗伯 (14 坎德拉/平方米)		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。	
	不小于 5 英尺-朗伯 (17 坎德拉/平方米)			X				
	不小于 6 英尺-朗伯 (20 坎德拉/平方米)				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		
e. 面分辨率								
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。	
f. 光点大小								
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。	
g. 光点对比度								
光点对比度。	不低于 10:1			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。	
	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。	
h. 可视地面区段								
可视地面区段。	训练器观察到的可视区段必须在计算得出的从直升机驾驶舱能看到的区段的 20%容差范围内。该容差值适用于可视区段的某一端或者两端。然而, 计算得出的从直升机驾驶舱可以看到的位于近端的灯光和地面物体必须在训练器上可见。	着陆构型, 配平至适当空速, 高度在接地区 30 米 (100 英尺) 上空, 在下滑道上设置 RVR350 米(1200 英尺)。		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设计眼点、直升机的姿态、驾驶舱遮挡角和 350 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训练器性能。运营人应当为每台训练器提供此类数据 (不考虑以前的鉴定标准), 用于确定该训练器是否具有实施所有精密仪	

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
			A	B	C	D		
							表进近的能力。	
5. 声音系统								
a. 基本要求								
(1) 发动机启动准备。	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB	地面。				X	发动机启动前正常条件。APU 接通，如适用。	
(2) 所有发动机在慢车位，旋翼转动和停转。	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB	地面。				X	起飞前正常条件。	
(3) 悬停。	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB	悬停。				X		
(4) 爬升。	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB	航路爬升。				X	中等高度。	
(5) 巡航。	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB	巡航。				X	正常巡航构型。	
(6) 五边进近。	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB	巡航。				X	恒定速度，起落架放下。	
b. 特定情况								
特定情况	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB					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。	
c. 背景噪音								
背景噪音。	每 1/3 个八度音阶带宽内±5dB					X	在 MQTG 中记录初始鉴定时测试的模拟机背景噪音。应在模拟机正常运行，但声音系统关闭并保持驾驶舱内没有活动的条件下	

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		
							进行测试。	
d. 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 $\pm 5\text{dB}$ 初始鉴定和定期测试间的平均绝对差： $\pm 2\text{dB}$					X	仅适用于定期鉴定。	

7. 直升机飞行模拟机主观测试

7.1 概则

7.1.1 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。

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。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。

7.1.3 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。

7.1.4 应训练大纲审批部门的要求,民航局鉴定人员在主观鉴定时,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和所模拟的直升机完全一致。

b. 地面操作：

(1) 发动机起动。

(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）。

(2) 旋翼启动/啮合和加速。

(a) 旋翼啮合；

(b) 地面共振（若适用）。

(3) 地面滑行（仅用于有轮直升机）

(a) 电源/循环输入；

(b) 油门杆的摩擦力；

- (c) 地面操纵性;
- (d) 刹车操作;
- (e) 尾/前轮拖胎;
- (f) 其他。

c. 悬停:

- (1) 离地。
- (2) 悬停。
- (3) 仪器响应。
 - (a) 发动机仪器;
 - (b) 飞行仪器。
- (4) 悬停转弯。
- (5) 悬停功率检查。
 - (a) 有地效 (IGE);
 - (b) 无地效 (OGE)。
- (6) 反扭矩作用。
- (7) 非正常/应急程序。
 - (a) 发动机故障;
 - (b) 燃油调节系统故障;
 - (c) 液压系统故障;
 - (d) 稳定系统故障;
 - (e) 方向控制失灵;
 - (f) 其他。

(8) 侧风/顺风悬停。

d. 空中滑行/平移:

(1) 向前。

(2) 侧面。

(3) 向后。

e. 起飞:

(1) B 类或单发动机直升机。

(a) 正常起飞;

(i) 从悬停状态起飞;

(ii) 侧风/顺风起飞;

(iii) 最大起飞重量 (MTOM) 起飞;

(iv) 限制区起飞;

(v) 斜面起飞;

(vi) 高架最终进近和起飞区 (高架FATO) / 直升机起落甲板起飞;

(vii) 垂直起飞。

(b) 非正常/应急程序。

(i) 在起飞时 (若是单发动机, 则直到点火时) 发动机失效;

(ii) 迫降 (若是发动机, 则直到点火时)。

(2) A类全认证包线运行。

起飞时发动机故障:

- (i) 发动机在临界决断点 (CDP) 之前发生故障;
- (ii) 发动机在在临界决断点 (CDP) 时或之后发生故障。

f. 爬升:

- (1) B类或单发动机直升机。
 - (a) 净空区;
 - (b) 越障区;
 - (c) 垂直;
 - (d) 发动机故障;
 - (e) 其他。
- (2) A类全认证包线运行。

在机场平面以上300米(1000英尺)高度发生发动机故障。

g. 巡航:

- (1) 性能。
- (2) 飞行品质。
- (3) 转弯。
 - (a) 以速率1和速率2转弯;
 - (b) 大坡度。
- (4) 加速和减速。
- (5) 高速振动。
- (6) 非正常或应急程序。
 - (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) 液压系统失效;
- (f) 增稳系统失效;
- (g) 航向操纵系统故障;
- (h) 旋翼振动;
- (i) 其他。

h. 下降:

- (1) 正常下降。
- (2) 最大速率下降。
- (3) 自转下降 (直到初始拉平)。
- (a) 直线下降;
- (b) 转弯下降。

i. 目视进近:

- (1) B类或单发动机直升机。
 - (a) 进近。
 - (i) 正常;
 - (ii) 坡度;
 - (iii) 近地面;
 - (iv) 垂直。
 - (b) 非正常或应急程序。
 - (i) 一台发动机失效;

(ii) 燃油管理系统失效;

(iii) 液压系统失效;

(iv) 稳定系统失效;

(v) 航向操纵系统故障;

(vi) 自转;

(vii) 其他。

(c) 复飞。

(i) 所有发动机运行;

(ii) 一台或多台发动机失效。

(2) A类全认证包线运行。

(a) 从机场上空300米(1000英尺)处,或在LDP之后。

j.仪表进近:

(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) 全向信标(NDB);

(ii) 甚高频全向信标(VOR/DME)、区域导航(RNAV);

(iii) 机载雷达进近(ARA);

(iv) GPS;

(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;
- (iii) 自动驾驶仪故障。

(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) DGPS;

(ii) 仪表着陆系统 (ILS) ;

-人工方式 (不使用飞行指引仪) ;

-人工方式 (使用飞行指引仪) ;

-自动驾驶仪接通;

-CAT I;

-CAT II。

(iii) 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) 自动驾驶仪失效。

k 进近至着陆和接地:

(1) B类或单发动机直升机。

(a) 正常降落

- (i) 达到悬停状态
- (ii) 高架FATO/直升机起落甲板;
- (iii) 限制区;
- (iv) 侧风/顺风;
- (v) 其他。
- (b) 着陆。
 - (i) 从悬停状态着陆;
 - (ii) 滑跑;
 - (iii) 斜面;
- (c) 在降落和着陆过程中的非正常和应急程序。
 - (i) OEI;
 - (ii) 燃油管理系统失效;
 - (iii) 液压系统失效;
 - (iv) 稳定系统失效;
 - (v) 航向操纵系统故障;
 - (vi) 自转;
 - (vii) 其他。
- (2) A类全认证包线运行。
 - (a) 着陆时发动机失效。
 - (i) 发动机在LDP之前或在LDP失效;
 - (ii) 发动机在LDP失效或之后失效。
- I. 任何飞行阶段:**

(1) 直升机和运动系统操作 (若适用)

- (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) 照明系统 (内部和外部);
- (g) 火警探测和灭火;
- (h) 安定面;
- (i) 飞行操纵/反扭矩系统;
- (j) 燃油和滑油系统;
- (k) 液压系统;
- (l) 起落架;
- (m) 动力装置;
- (n) 传动系统;
- (o) 旋翼系统;
- (p) 飞行控制计算机;
- (q) 稳定性和操纵性增强系统;
- (r) 语音激活系统;
- (s) 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 (GPWS, ACAS);
- (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) 夜视眼镜NVG;
- (j) 其他。

(3) 空中程序。

- (a) 快速停止;
- (b) 等待;
- (c) 空中危险规避;
- (d) 后行桨叶失速改出;
- (e) 旋翼轴碰撞;
- (f) 涡环。

m. 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;
- (5) 其他。

n. 运动效果

(1) 跑道上的震动，液压减震支柱变形，地速和不平坦跑道特性。

(2) 由于平移升力造成的抖振。

(3) 放下和收起起落架时的抖振。

(4) 高速和接近桨叶失速引起的的抖振。

(5) 涡环造成的抖振。

(6) 典型的接地提示。

(7) 旋翼振动（运动提示）。

(8) 平移升力。

(9) 反扭矩设备失效。

o. 声音系统:

重要的直升机噪音应包括:

(1) 与直升机相当的发动机、旋翼和传输系统产生的噪音。

(2) 与非正常的姿态着陆或超过起落架结构限度有逻辑关系的坠毁声。

(3) 重要的驾驶舱声音和驾驶员动作导致的声音。

p. 特殊效应:

(1) 结冰效应。

(a) 机体结冰;

(b) 旋翼结冰。

(2) 旋翼污染效应。

q. 视景系统

(1) 准确表现与模拟机姿态和位置有关的环境。

(2) 机场/运行现场:

(a) 在可以看清跑道特征的距离上,至少可以看见下面列出的景物。距离是沿 3° 下滑道延长线从直升机到跑道入口测量的。

(i) 距离跑道入口8公里处可以看清跑道定义标志、频闪

灯、进近灯;

(ii) 以 12° 的进近角在5公里处可以看清目视着陆进近下滑道指示灯和进近区边界灯;

(iii) 距离3公里处可以看清跑道入口灯和接地区域灯;

(iv) 对于夜间景象,在进入着陆灯的区域内容看清跑道标志;

(v) 对于白天景象,要符合面分辨率的要求。

(b) 至少有三种机场景象:

(i) 机场;

(ii) 地面限制区;

(iii) 高架的进近和起飞区(FATO)。

(c) 具有代表性的机场景象内容。

(i) 跑道、操作场地、滑行道和坡道的表面和标志;

(ii) 着陆区域灯、目视下滑指示灯和相应颜色的进近灯;

(iii) 机场、操作场地边界和滑行道灯;

(iv) 运营人面向航线飞行训练场景中涉及的停机坪、建筑物和垂直目标;

(v) 应真实地表现频闪灯、进近灯、跑道边灯、目视着陆辅助设备、跑道中线灯、入口灯和跑道预定着陆区域灯的方向性。

(3) 低能见度下的直升机外部照明视觉效果表现, 如反射眩光, 应包括着陆灯、频闪灯和信标。

(4) 教员台能够控制:

(a) 云底;

(b) 以公里/海里表示的能见度和以米/英尺表示的跑道视程; (c) 机场选择;

(d) 机场灯光;

(e) 地面和空中交通;

(5) 视景系统应与空气动力编程兼容。

(6) 在着陆中能提供判断下降率和高度的视觉提示(比如跑道、滑行道和停机坪的道面、地形特征)。

(7) 视景能力。

(a) 黄昏和夜景;

(b) 黄昏, 夜景和白天。

(8) 一般地形特征。5000英尺以下的视景真实程度可以允许依靠参考地标进行导航。地形轮廓表现适当。

(9) 在机场上空610米(2000英尺)及以下的高度,在以机场为中心的16公里(10英里)范围内,应能够表现下列天气现象:

- (a) 变化的云层密度;
- (b) 局部模糊的地面景物,散云向裂云过渡的云层效果;
- (c) 云中速度的视觉提示;
- (d) 云雾逐渐消散;
- (e) 用距离测量的能见度和RVR;
- (f) 块状雾;
- (g) 雾对机场灯光的影响。

(10) 具有表现地面和空中危险情况的能力,如另一架航空器横穿正在使用的跑道,或发生空中交遇。

(11) 具有足够详细的环境视景提示,足以完成精确的低空速和低空机动着陆。

(12) 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。例如,短跑道、水面上进近着陆、上坡跑道或下坡跑道、进近航路上地形的增高和特殊的地理特点。

(13) 在机场上空610米(2000英尺)及以下的高度,在以机场为中心的16公里(10英里)范围内,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。

(14) 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。

(15) 应用三维海洋模型模拟风浪的效果。

(16) 应模拟直升机下洗气流对各种地表，如雪地、沙地、泥土和草的效果，以及随之导致的能见度降低。

(17) 机场灯光的真实颜色和方向性。

(18) 视觉景象应与直升机集成系统具有相关性，（比如，地形、交通和天气回避系统，和平视引导系统（HUGS））。驾驶员导航仪表中显示雷达信息的仪表上，也要能体现直升机中的气象雷达。雷达回波应与视景相关连。

(19) 旋翼翼尖旋转面的动态视觉应包括旋翼启动和关断，以及由于驾驶操纵输入引起的旋翼桨圆盘方向变化。

(20) 为了支持面向航线的飞行训练，视景系统应能够平滑过渡到新的运行场景，不需穿越云层。

(21) 视景系统应该提供适当的高度和三维目标的碰撞检测反馈以支持训练。

(22) 视景质量。

(a) 面和纹理无明显量化现象（混叠）；

(b) 系统光点无抖动、模糊或条纹等干扰；

(c) 能够进行六级灯光分级控制 (0-5)。

8. 生效

本咨询通告由民航局飞行标准职能部门负责解释，自2019年10月1日起生效。

附录一 操纵系统动态特性测试

1. 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。

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。这些测试应当在悬停、爬升、巡航和自转等飞行状态下完成。

3. 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附录第4条。

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。在本附录图1中，标注为T(Ad)的误差带是指在初始位移振幅Ad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（参见图1和图2）：

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

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

$$T(A_n) \pm 10\% A_1$$

$$T(Ad) \pm 5\% Ad = \text{误差带}$$

$$\text{超调次数} \pm 1$$

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

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

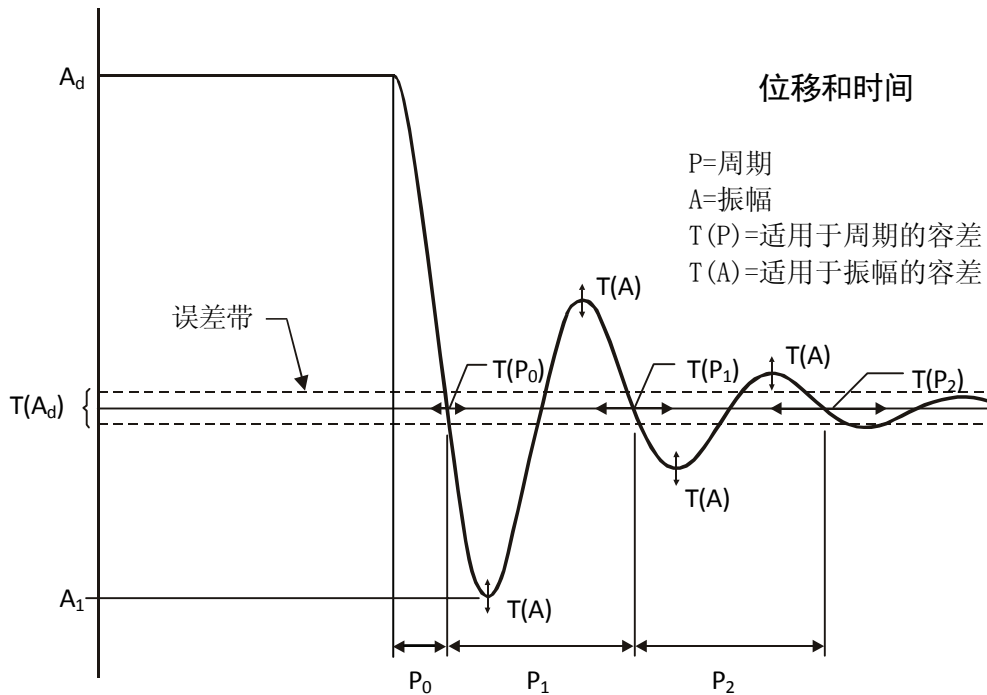


图1 欠阻尼阶跃响应

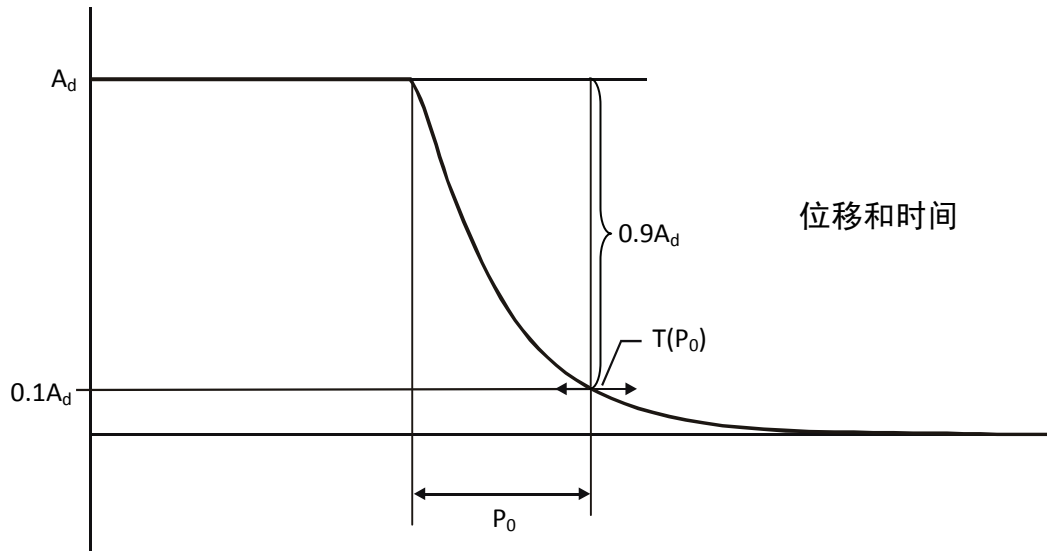


图 2 临界阻尼阶跃响应

附录二 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。

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（参见本通告图3）；

(4) 调整测试信号的特性（参见本通告图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。

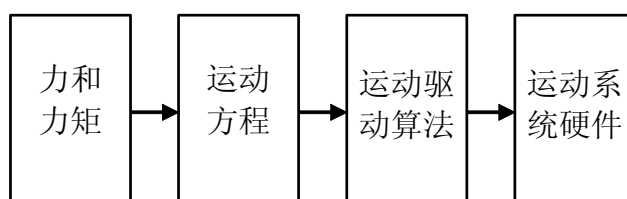


图 3 加速度测试信号

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。

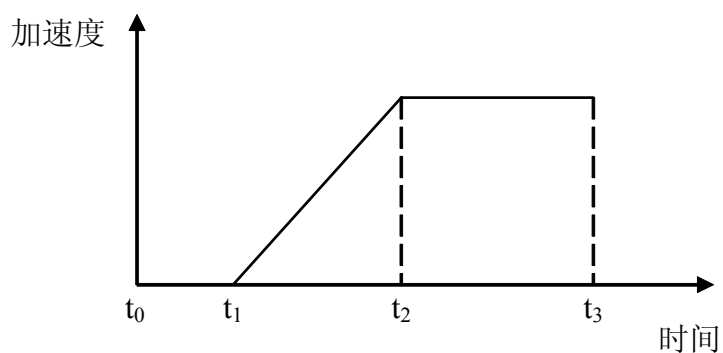


图 4 加速度测试信号

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。

抄送：各监管局。

民航局综合司

2019年9月9日印发
