

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

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

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

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

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

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
	Tt: ±10%						率（N1、N2、EPR、扭矩等），操作时应快速移动油门。Ti=从开始移动油门到关键发动机参数达到其响应量 10%的总时间，Tt=从 Ti 到 90%复飞功率的总时间。		
(2) 减速。	Ti: ±10% Tt: ±10%	地面或起飞	X	X	X	X	记录从最大起飞功率到功率减小到最大起飞功率的 10%（90%的功率衰减）期间的发动机功率（N1、N2、EPR、扭矩等），操作时应快速移动油门。		是
2. 操纵品质									
对于需要对操纵装置（例如驾驶杆、驾驶盘和方向舵脚蹬）进行静态或动态测试的模拟机，如果运营人的鉴定测试指南或主鉴定测试指南表明使用专用夹具测试的结果和采用替代方法的测试结果（例如同步生成的计算机曲线）具有令人满意的一致性，则在初始或升级鉴定时，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: ±0.89daN（2 磅） 驾驶杆力: ±2.22daN（5 磅）或±10% 升降舵: ±2°	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: ±0.89daN（2 磅） 驾驶盘力: ±1.33daN（3 磅）或±10% 副翼: ±2° 扰流板: ±3°	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程操纵驾驶盘一直到止动位的结果。 （对于计算机控制的飞机，如果模拟机上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置，不需要测试位置与力的关系。）		是

模拟机客观测试标准									
测 试	容 差	飞行条件	模拟机等级				测试细节	信息说明	备注
			A	B	C	D			
(3) 方向舵脚蹬位置与脚蹬力以及操纵面位置校准。	启动力：±2.22daN（5 磅） 脚蹬力：±2.22daN（5 磅） 或±10% 方向舵：±2°	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：±0.89daN（2 磅） 前 轮 转 弯 操 纵 力： ±1.33daN（3 磅）或±10% 前轮偏转角：±2°	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程偏转前轮一直到止动位的结果。		是
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准。	前轮偏转角：±2° 不工作区域：±0.5°	地面	X	X	X	X	记录不间断地全行程操纵方向舵脚蹬一直到止动位的结果。		是
(6) 俯仰配平校准（指示器与计算值对照）和配平速率。	计算的配平角：±0.5° 配平速率：±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：±5°	地面	X	X	X	X	要求对所有发动机都进行记录。模拟机的油门位置与飞机油门位置的差异不能超过 5°（在任何方向上）。另外，在本测试中任何一个模拟机油门杆的位置都不能与模拟机其他油门杆的位置差异超过 5°。若油门杆没有角度行程，可采用±2 厘米（0.8 英寸）作为容差。对于螺旋桨飞机，如果装有螺旋桨变矩杆，应当对其进行检查。可以使用一系列的抽点打印结果。		是
(8) 刹车踏板位置	踏板力：±2.22daN（5 磅）	地面	X	X	X	X	在整个地面静态测试中，液压系统压力应与		是

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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