

飞机飞行模拟机  
等级要求

GB/T 15025—94

Airplane flight simulator standards

---

1 主题内容与适用范围

本标准规定了飞机飞行模拟机的等级要求和鉴定测试。

本标准适用于民用飞机的飞行模拟机,不适用于旋翼机的模拟机。

2 模拟机等级要求

2.1 说明

本章规定了 A,B,C,D 级模拟机鉴定的最低要求。在按某一特定等级对模拟机进行鉴定时,参照本标准第 3 章“模拟机验证测试”和第 4 章“模拟机功能检查”。对于 C 级和 D 级模拟机鉴定,本章中模拟机和视景系统的某些要求,必须附加符合性声明以支持鉴定。而且在某些特定情况下,还必须用客观测试作验证。符合性声明是要说明要求是如何满足的。例如,起落架建模的方法、摩擦系数的来源等。测试应符合规定要求。在 2.2 条模拟机等级要求中,需要提供符合性声明的测试已在附加要求栏内注明。对以下性能有要求的等级用“×”表示。

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
<p>2.2 模拟机等级要求</p> <p>2.2.1 模拟机座舱应与所模拟的飞机座舱大小完全一样。根据模拟机的目的,座舱应包括从飞行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。附加要求的机组人员位置以及飞行员座椅后部所要求的隔板也应作为座舱的一部分,也必须与飞机一样</p>	×	×	×	×	
<p>2.2.2 影响工作程序或导致可看得见的座舱指示的断路器应安装到位,工作准确</p>	×	×	×	×	
<p>2.2.3 在实际飞行条件下,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,以及飞机姿态、推力、阻力、高度、温度、全重、重心位置和气动形态变化的影响,都要模拟</p>	×	×	×	×	
<p>2.2.4 地面操纵模拟一般要达到这样的程度:能容许在跑道范围内转弯并对着陆以及侧风进近改出坡度着陆有足够的控制</p>	×				
<p>2.2.5 被模拟飞机所涉及到的全部有关仪表指示都能自动响应驾驶员的操纵,或外部对所模拟飞机的扰动,即紊流或风切变</p>	×	×	×	×	数值必须用国际民航组织规定的恰当单位表示或同时与飞机仪表指示所采用的计量单位一同提供
<p>2.2.6 通信和导航与被模拟飞机上所安装的通信和导航设备一致,并在实际机载设备规定的误差范围内工作</p>	×	×	×	×	飞机中的报警和警告系统也应照此要求模拟

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
2.2.7 除了飞行机组成员的工作位置之外,还要为教员(或检查人员)和代表国家民用航空主管部门的检查人员留有两个座位。模拟机鉴定部门将根据具体的座舱布局考虑这项标准的选择方案。根据视景系统的类型,在这些座位上必须有足够的视野观察飞行员的仪表板和前窗。观察员座位不需要复制飞机上所具有的设备,但必须装有可靠的安全带等设施	×	×	×	×	
2.2.8 模拟机系统必须模拟对应飞机系统在地面和飞行中的工作情况。系统的工作必须达到这样的程度,即要完成与其模拟机申请的级别相适应的正常、非正常和紧急操纵程序	×	×	×	×	
2.2.9 教员控制机构能使操作员按需要控制系统变量,并可将非正常或应急状态插入飞机系统	×	×	×	×	
2.2.10 操纵力和操纵行程与被模拟的飞机一样。在相同飞行条件下,操纵力的反应应与飞机上的反应相同	×	×	×	×	
2.2.11 飞行员操纵活动产生的有意义的座舱声响应与真实飞机在相同情况下发出的声响一致	×	×	×	×	
2.2.12 降雨声、风挡刷声和在正常飞行中飞行员可以听到的其他明显的飞机噪音以及在着陆时起落架超过限度所发出的坠毁声			×	×	要求符合性声明
2.2.13 座舱噪音和声响模拟要具有真实的振幅和频率,声响包括降雨声、风挡刷声、雨滴天电干扰噪音、发动机和飞机机体发出的噪音。这些声响应与视景显示中所表现的雷、雨等气象情况相协调				×	要求对发自飞机或飞机系统的噪音作测试

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
<p>2.2.14 模拟机的地面操纵和空气动力程序应包括：</p> <p>a. 地面效应——例如，在飞机着陆前拉平、平飘以及着陆接地中需要有体现地面效应的升力、阻力、俯仰力矩、配平以及功率等数据。</p> <p>b. 地面反作用——飞机着陆接地时产生的反作用。包括起落架支柱压缩变形、轮胎摩擦、侧力和其他有关数据，如重量、速度等区别飞行状态和飞机布局所必须的数据。</p> <p>c. 地面操纵特性——操纵输入信号应包括侧风、刹车、反推、减速和转弯半径</p>		×	×	×	需要符合性声明
<p>2.2.15 模拟机的风切变模型能为飞行训练提供识别风切变的现象以及培养改出风切变所需要的特殊技能。这种模型，必须体现测量的或根据事故调查得出的风的特征，但是可以采用具有重复发生作用的简化风模型。例如，模型可以用多个同时出现的风分量来构成，这些风分量是彼此独立的可变风。风切变模型应可供下列重要飞行阶段使用：</p> <p>a. 起飞滑跑抬前轮以前；</p> <p>b. 离地时；</p> <p>c. 开始上升时；</p> <p>d. 短五边进近</p>			×	×	要求测试。 要求采用得到国际上公认的风模型
2.2.16 能模拟有代表性的侧风，并且教员可控制风向和风速	×	×	×	×	
<p>2.2.17 根据飞机有关数据，至少可模拟下列跑道条件下的具有代表性的制动和方向操纵力：</p> <p>a. 干跑道；</p> <p>b. 湿跑道；</p> <p>c. 结冰跑道；</p> <p>d. 不均匀的块状湿跑道；</p> <p>e. 不均匀的块状结冰跑道；</p> <p>f. 机轮接地区域橡胶残留物潮湿痕迹</p>			×	×	a, b, c 要有符合性声明；d, e, f 应作主观性检查



	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
2.2.18 根据飞机的有关数据,模拟机应能体现刹车和轮胎故障的动态特性以及由于刹车温度引起的刹车效应下降			×	×	要求符合性声明和测试由于刹车温度引起的刹车效应下降
2.2.19 有迅速而有效地测试模拟机程序和硬件的手段。可以采用自动化系统,该系统至少能够作鉴定测试指南中的一部分测试			×	×	要求符合性声明
2.2.20 模拟机的计算机容量、精度、分辨率和动态响应,应足以满足所对应的模拟机等级	×	×	×	×	要求符合性声明
2.2.21 与被模拟飞机完全一样的操纵感觉的动态特性。在第3章给定的容差范围内,操纵机构的自由响应要与飞机的响应一致。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(驾驶盘和脚蹬)的测量结果。测量的响应必须与飞机在起飞、巡航和着陆状态下的响应一致。 a. 对于带不可逆操纵机构的飞机,如果能提供正确的动-静压来代表飞行中遇到的典型状态,也可以在地面上取得测量结果。工程验证测试或飞机制造厂的合理说明,可提交作为判断地面测试或省略一种形态是否可行的依据。 b. 对于需要在操纵机构上作静态和动态测试的模拟机,如果经营者的鉴定测试指南既出示了在测试装置上得出的结果又出示了另一种替代测试方法得到的结果,例如计算机输出的数据曲线,并且它是与测试装置上的结果同时获得的,这时在初始鉴定中便不要求采用特殊的测试装置。因此,在初始鉴定时重复替代性的测试方法也可以满足测试要求			×	×	要求测试。 见 3.3.6 条

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
<p>2.2.22 运动系统、视景系统和座舱仪表的相对响应要严密配合,以提供综合性的感觉信息。在飞行员位置上,上述系统,对于在俯仰、滚转和偏转方面的短促有力的操纵输入应在飞机按相同条件下作出响应的 150 ms 或 300 ms 时间内作出响应。并且响应时间不得超前于飞机的响应。从稳定状态扰动开始,视景画面变化应在系统动态响应的 150 ms 或 300 ms 的限度内发生,但是不得在合成运动开始之前发生。要确定是否符合上述测试要求,本项测试应包括同时记录的飞行员驾驶杆、驾驶盘、脚蹬的模拟输出信号;装于运动系统平台、位于驾驶员位置附近可接受位置上的加速度计的输出信号;送到驾驶员座椅位置的输出信号;送到视景显示的输出信号(包括视景系统的模拟信号延迟);送到驾驶员姿态指引仪的输出信号,或者作由模拟机鉴定机构所批准的等效测试。测试结果应与实际飞机在起飞、巡航和着陆状态下的响应数据作比较。这项测试的目的是为了验证模拟机系统的传输延迟或时间滞后是否低于 150 ms 或 300 ms,并且证实运动感觉和视景感觉是否与实际飞机的响应相关连。对于飞机响应,最好采用在相应旋转轴上的加速度。</p> <p>作为替代性方法,可以采用传输延迟测试来表明模拟机系统没有超过 150 ms 或 300 ms 的特定限制。</p> <p>这项测试,通过阶跃信号的传输来测量经历传输后的所有延迟。阶跃信号传输从飞行员的控制机构开始,通过操纵载荷的电子设备并按正确的次序,采用握手协议与所有模拟软件模块交连,最后通过常规的输出接口到达运动系统、视景系统和仪表显示系统。飞行员飞行控制输入信号应为测试提供可记录的起始时间。测试模式应允许耗费正常的运算时间,并且不会影响通过硬、软件系统的信息传输。那么,系统的传输延迟就是操纵输入和单个硬件响应之间的时间。这个时间只需在每个轴上测量一次,并与飞行条件无关</p>	×	×	×	×	要求测试, 测试结果对 A 级和 B 级模拟机,响应必须在 300 ms 以内;对 C 级和 D 级模拟机,响应必须在 150 ms 内

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
2.2.23 模拟机采用的空气动力学模型应包括：低高度平飞的地面效应，高空的马赫数效应，机体结冰的影响，正常动态推力和反向动态推力对操纵面的作用，气动弹性的体现，以及根据飞机制造厂提供的飞机试飞数据来模拟的由侧滑引起的非线性效应				×	要求符合性声明，有关地面效应的信息见 3.3.8 条。马赫数效应、气动弹性及侧滑引起的非线性通常包括在模拟机的空气动力学模型中，但是每一项都要有符合性声明。推力效应需要单项测试和作符合性声明，结冰影响也要求演示
2.2.24 建立空气动力和地面反作用的数学模型时应有反推对方向控制的影响		×	×	×	要求符合性声明和测试
2.2.25 可对模拟机硬件和程序进行自测试，以确定是否符合第 3 章中所规定的模拟机性能测试。测试资料必须包括模拟机编号、日期、时间、条件、容差及与飞机标准作比较时所描绘的相应因变量曲线，即函数曲线。鼓励采用“超差”情况的自动指示				×	要求符合性声明
2.2.26 模拟机故障诊断分析的打印结果足以确定是否符合模拟机失效部件指南。这些打印结果，在模拟机的两次定期鉴定期间，由经营者保存，并作为日常差异记录的一部分				×	要求符合性声明
2.2.27 飞机改进之后，模拟机硬件和程序应及时地作出修改			×	×	
2.2.28 飞行前需使用的文件应放在日常记录文件放置处或易于取放的位置上，以供查阅	×	×	×	×	
2.3 运动系统要求 2.3.1 飞行员感受到的运动感觉，应体现飞机的运动。即，接地感觉应随飞机接地时的下降率不同而变	×	×	×	×	

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
2.3.2 运动系统至少有三个自由度	×	×			
2.3.3 至少能产生相当于六自由度具有协调性运动平台系统的感觉信号			×	×	要求符合性声明和测试
2.3.4 有记录运动响应时间的设备,以便与飞机的数据作比较	×	×	×	×	见 2.2.22 条
2.3.5 特殊效应程序包括: a. 跑道上的振动、液压减振支柱压缩、地面速度效应及不平坦跑道的特性; b. 扰流板(或减速板)伸出和反推引起的地面抖振; c. 前起落架和主起落架离地后的颠簸; d. 收、放起落架时的抖振; e. 由于襟翼和扰流板(或减速板)伸出引起的空中抖振; f. 失速抖振,但不必超出规定失速速度 $V_s$ ; g. 有代表性的主起落架和前起落架的接地感觉; h. 前轮拖胎; i. 设置刹车条件下的推力效果; j. 马赫数效应		×	×	×	
2.3.6 在驾驶舱内感觉到的由于操纵飞机引起的抖振运动特征(例如:高速、带起落架飞机、放襟翼、拖胎、失速等抖振)。必须给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作比较。要用飞机数据来定义驾驶舱在大气扰动下的运动。可大致演示飞行测试数据的通用颠簸模型也可接受。应记录测试的结果,以便把相对振幅与频率作比较				×	要求符合性声明和测试

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
2.4 视景系统要求					
2.4.1 视景系统能满足本章以及第 3 章和第 4 章的全部要求(验证测试和功能检查),要求应与经营者所申请的鉴定等级相对应	×	×	×	×	
2.4.2 能够同时为每个飞行员提供 45°水平范围和 30°垂直范围的视场角	×	×			
2.4.3 每个飞行员座位上最少有连续 75°的水平视场角和 30°的垂直视场角的准直光学视场范围。双座飞行视景系统应能够同时操纵			×	×	对提供全座舱贯通视场的广角系统必须提供至少 150°的水平视场;每个飞行员 75°的视场可同时操纵
2.4.4 有记录符合 3.3.5.1 条规定的视景系统视觉响应时间的手段	×	×	×	×	
2.4.5 在进近着陆决断高度上能够分清可见的地面区域和景象内容。鉴定测试指南中应当包括相应的计算和用于确定飞机位置和可见地表区域相关数据的描绘图线。这类数据至少应当包括: a. 所用的机场和跑道; b. 特定跑道的下滑道发射器的位置; c. 相对于飞机起落架机轮的下滑道接收天线位置; d. 进近和跑道灯强度的设置; e. 飞机俯仰角。 飞机处于着陆状态,主轮离跑道接地区 30 m (100 ft)高时,应体现出上述参数规定的特性。跑道视程在 350 m(1 200 ft)时,应能确定可见的地表区域和景象内容	×	×	×	×	

	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
2.4.6 在起飞和着陆期间,能借助视景信息判断下降率和感觉高度		×	×	×	
2.4.7 测试步骤能迅速证实视景系统的颜色、跑道视程、聚焦、光强度、天地线以及能与模拟机姿态仪作比较的姿态			×	×	要求符合性声明和测试
2.4.8 黄昏景色能够识别可见天地线及典型地形特征,例如:田野、道路和水池等			×	×	要求符合性声明和测试
2.4.9 最少 10 个遮挡等级。这种能力必须通过每个通道,用一个视景模型来演示			×	×	要求符合性声明和测试
2.4.10 白天、黄昏和夜间视景画面有足够的景象内容,以便识别机场、地形和机场周围的主要地标,并能成功地完成目视着陆。白天景色的亮度必须部分地体现整个白天座舱环境的亮度,至少能代表阴天时座舱中的光线。白天视景系统是至少能产生全色模拟的视景系统。画面内容在细节方面,对于白天相当于 4 000 个边或 1 000 个面产生的画面,对于夜间和黄昏景色相当于 4 000 个光点产生的画面。在飞行员眼睛位置(最亮部分)测量亮度为 20 cd/m <sup>2</sup> (6 ft·la)。对在飞行员眼睛位置处的视场,分辨率为 3'。当模拟机处在运动状态时,图形显示无明显的间断和其他扰乱视觉的效应。模拟机周围环境照明应该与显示的景色在动态上一致。对于白天景色这种环境照明,既不能“掩盖”显示的景象亮度,但是进场图的反射光在飞行员位置的膝盖高度又不能低于 17 cd/m <sup>2</sup> (5 ft·la),或者从飞行员脸部的反射光不能低于 7 cd/m <sup>2</sup> (2ft·la)。所有亮度和分辨率要求必须通过客观测试进行验证,并且模拟机鉴定部门至少要按年度重新测试。如果性能出现加速衰退的迹象,可以增加测试次数。亮度能力的合格性,可以用一台光点光度计,用白光试验格式图象进行验证。				×	要求符合性声明和测试



	A 级	B 级	C 级	D 级	附加要求
<p>a. 对比度。占满整个视景画面的光栅试验图(三个或三个以上通道),由一个黑白方格阵列组成,每个方格不得大于 10°,不小于 5°。每通道中心是一白方格。应采用 1°光点光度计对每通道中心的亮方格进行测量。测量的最小值应有 7 cd/m<sup>2</sup>(2 ft·la)。再测量每一块相邻的暗方格。亮方格的值被暗方格的值除,就是对比度。测试的最小对比度应达到 5 : 1。</p> <p>b. 最大亮度测试。保持上述完整的测试图形。将每通道中心白方块的整个区域叠加成最亮的区域。用 1°的光点光度计测量其亮度。选用画面上的灯光点或灯光阵列作最大亮度测试是不能接受的。但采用划线式提高光栅亮度是可以接受的。</p> <p>c. 用显示物体的测试图来验证分辨率。从飞行员的眼点开始,该物体在景色中占 3' 的视角。这项测试要用符合性声明中的计算加以证实。</p> <p>d. 光点的大小——在测试图中所测出的光点不得超过 6'。测试图由单独的一行光点构成,这一行光点的长度可减少到能区分出调制的程度为止。</p> <p>e. 光点对比度——当至少 1°的范围内填满了光点的方格(即,正好可以区分光点调制)可以与其相邻的背景作比较时,光点对比度不得低于 25 : 1</p>				<p>×</p> <p>×</p> <p>×</p> <p>×</p> <p>×</p>	要求保持座舱环境照明亮度

3 模拟机验证测试

3.1 一般要求

模拟机性能和系统的运行必须进行客观评定,即将模拟机上获得的测试结果与飞机数据作比较,如采用其他方式作比较须作特别说明。模拟机验证应采用多通道记录仪、行式打印机、或其他可为模拟机鉴定机构所接受的合适的记录设备来记录每一项验证测试结果。然后将记录结果与飞机的源数据作比较。

经营者在提供的鉴定测试指南中,必须清楚地分别描述模拟机每一项测试的建立和操作。对于 D 级模拟机和本标准发布后订购的 C 级模拟机都要求采用为自动完成验证测试而设计的驱动程序,并且鼓励所有模拟机都采用这种自动测试驱动程序。模拟机鉴定机构将不予接受独立地测试模拟机的每一个子系统。模拟机必须完成总体测试,以保证整个模拟机系统符合规定的标准。在人工测试程序中必须为完成每一项测试提供清楚而详细的测试步骤。

本章中所列的测试和容差必须包括在经营者的鉴定测试指南中。除特别说明外,B 级、C 级、D 级模拟机必须与飞机测试数据作比较。对于本标准发布以前获适航证的飞机,在作出了合情合理的努力而未能得到恰当的飞行测试数据的情况下,经营者可以在鉴定测试指南中指明那些飞行测试数据得不到或不适合某项测试的规定。对于这类测试,应向模拟机鉴定机构呈交替代的数据以供审批。呈交审批的数

据中,对不是来源于飞行测试的数据必须参照已获得的飞行测试数据作出有效性解释。

在本章的验证测试项目中,概括地列出了所要求的测试结果。模拟机的测试结果在通常的飞行重量和重心情况下,应体现飞机的性能和操纵品质,例外情况需作出解释。如果用在极端重量或重心位置下的飞机数据来支持一项测试,那么也应当包括在中间状况下的飞机数据或尽可能接近另一个极端情况下的飞机数据来支持另一项测试。某些仅与一个极端重量或重心状态有关的测试,便不需要在另一个极端状况下重复该项测试。操纵品质的测试必须包括对操纵增益设备的验证。

除完成本章的验证测试外,鼓励完成附录 A 中的补充测试要求。

### 3.2 测试要求

定级所要求的地面和空中测试列在验证测试项目中。每一项测试都应提供由计算机产生的模拟机测试结果。这些结果应当记录在多通道记录仪、行式打印机或可为模拟机鉴定机构所能接受的其他相应记录设备上。只要没有在验证测试项目中做出其他说明,都要求有时间过程的测试。

在评估模拟机的合格性时,对测量参数呈现急剧变化的飞行测试数据可进行工程评价。这类评价并不局限于单个参数。为了作出全面的解释,必须提供与指定操纵或飞行状态有关的全部相关参数。在整个时间过程上模拟机数据与飞机数据难于或不可能吻合起来时,两者的差异必须通过比较当前评估条件下的其他有关变量来加以评定。

#### a. 参数、容差和飞行条件

本章中的验证测试项目给出了模拟机验证的参数、容差和飞行条件。同一个参数在给出了两个容差值时,除非另加说明,否则采用较宽松的一个值。

如果,本标准验证测试中规定的某项飞行条件或操纵条件对某一模拟机的某项验证测试不适用,这项条件在验证测试中可以忽略。

模拟机的测试结果必须用所给的容差单位作标记。

#### b. 飞行条件证实

在把测试项目中列出的参数与飞机参数作比较时,必须提供足够的证据以证实飞行条件是否正确。例如,要表示在静稳定性测试中,操纵力在 $\pm 2.224 \text{ daN}$ (5 lb)范围内,还应给出表示正确空速、功率、拉力或扭矩、飞机气动形态、高度和其他相应的数据作为飞行条件的鉴别参数。如果比较短周期动态特性,可采用法向加速度来建立与飞机的对比,但也必须给出空速、高度、控制输入、飞机布局和其他相应的数据。所有的空速值应清楚地标明指示空速、修正空速等,其他用于比较的类似参数值也应如此处理。

3.3 验证测试项目

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
3.3.1 性能							I:表示初始鉴定要求该项测试。 R:表示定期鉴定要求该项测试。
3.3.1.1 滑行							
a. 最小转弯半径	±0.9 m(3 ft)或飞机转弯半径的20%	地面或起飞		IR	IR	IR	
b. 转弯率与前轮偏转角	±10%或±2°/s的转弯率	地面或起飞		IR	IR	IR	最少绘制两个速度下的数据,一个大于最小转弯半径速度,另一个速度至少再增大5kn。
3.3.1.2 起飞							
a. 地面加速时间和距离	±5%时间和距离或 ±5%时间和 ±61 m(200 ft)距离	地面或起飞	IR	IR	IR	IR	可以采用未修正的飞机适航数据。加速时间和距离最少应记录整个起飞滑跑段(从刹车到抬前轮速度)的80%。
b. 地面最小操纵速度 气动力操纵只按照可采用的 适航标准或低速、发动机失效时的 地面操纵特征	最大飞机横侧偏差±25% 或±1.5 m(5 ft)	地面或起飞	IR	IR	IR	IR	发动机失效速度必须在飞机发动机失效速度的±1kn之内。
c. 最小离地速度 或飞机制造厂提供的 等效参数	±3 kn 空速 ±1.5°俯仰角	地面或起飞	IR	IR	IR	IR	最小离地速度定义为最后一排主起落架离开地面的速度。主起落架支柱的承压或等效的空中、地面信号应记录下来。开始记录时的速度最少应比抬前轮时的速度小10 kn。

附加要求

等级要求

飞行条件

容差

测试

		等级要求				飞行条件	容差	测试
		A	B	C	D			
d.	正常起飞	IR	IR	IR	IR	地面或起飞和第一上升段	±3 kn 空速 ±1.5°俯仰角 ±1.5°迎角 ±6 m(20 ft)高度 ±2.224 daN(5.0 lb)或 ±10%杆力*	
								飞行剖面记录应从松刹车开始到至少离地面 61 m (200 ft)高度。 *表示仅适用于可逆操纵系统的飞机的模拟机。
e.	起飞中关键发动机故障	IR	IR	IR	IR	地面或起飞和第一上升段	±3 kn 空速 ±1.5°俯仰角 ±1.5°迎角 ±6 m(20 ft)高度 ±2°坡度和侧滑角 ±2.224 daN(5 lb)或 ±10%杆力* ±2/224 daN(5 lb)或 ±10%方向舵脚蹬力* ±1.334 daN(3 lb)或 ±10%驾驶盘力*	
								起飞剖面记录,以最大起飞重量,至少记录到离地面 61 m(200 ft)高度以上。发动机失效速度必须在飞机数据的±3 kn 以内。 *表示仅适用于可逆操纵系统的飞机的模拟机。



附加要求

等级要求

飞行条件

容 差

测 试

3.3.1.3 上升

- a. 正常上升  
所有发动机工作

±3 kn 空速  
±5%或±0.5 m/s  
(100 ft/min) 上升率

上升

可做抽点打印测试。飞机制造厂提供的最大上升梯度可做飞行测试数据使用。

- b. 单发失效上升

±3 kn 空速  
±5%或±0.5 m/s  
(100 ft/min) 上升率, 但不得小于经批准的飞行手册上的上升率

第二上升段  
并出现单发失效

可采用抽点打印测试。飞机制造厂提供的最大可能上升梯度可作为飞行测试数据使用。测试在重量、高度、以及温度的限定情况下进行。

- c. 单发失效近转上升  
根据审批的飞机飞行手册, 按飞机结冰情况实施

±3 kn 空速  
±5%或 0.5 m/s  
(100 ft/min) 上升率, 但不得小于经批准的飞行手册上的上升率

单发失效近转上升

可采用抽点打印测试。飞机制造厂提供的最大可能上升梯度可作为飞行测试数据使用。飞机重量接近于最大着陆重量。

3.3.1.4 滑跑制动

- a. 减速时间和距离使用人工轮刹、干跑道(无反推)

±5%时间。距离在 1 220 m (4 000 ft) 之内容差为 ±61 m (200 ft) 或 ±10%, 两者中取最小的。对距离超过 1 220 m (4 000 ft) 时取距离的 ±5%

着陆

时间和距离至少应记录总减速阶段的 80% (接地点完全停止)。应具备刹车系统压力。



附加要求

等级要求

飞行条件

容差

测试

		等级要求				飞行条件		容差	测试
		A	B	C	D				
b.	减速时间和距离	IR	IR	IR	IR	着陆		±5%时间,距离取	时间和距离至少应记录整个示范反推阶段的 80%。
	反推、干跑道(不用轮刹)							±10%或 61 m(200 ft)两者中小的一个	
c.	制动时间和距离			I	I	着陆		代表性的制动时间和距离	经批准的飞机飞行手册上的数据是可以接受的。
	轮刹、湿跑道(无反推)							± 10%距离 或 ± 61 m (200 ft)距离	
d.	制动时间和距离			I	I	着陆		代表性的制动时间和距离	经批准的飞机飞行手册上的数据是可以接受的。
	轮刹、冰跑道(无反推)							± 10%距离 或 ± 61 m (200 ft)距离	
3.3.1.5 发动机									
a.	加速特性	IR	IR	IR	IR	进近或着陆		±10% $T_1$ ±10% $T_2$	$T_1$ = 从开始移动油门到重要的发动机参数达到其响应量 10% 的总时间。 $T_2$ = 从 $T_1$ 到 90% 复飞功率的总时间。重要的发动机参数应当是功率测量参数( $N_1$ , $N_2$ , $EPR$ , 扭矩等)。在迅速移动油门条件下,绘制出从空中慢车到复飞功率的发动机参数曲线。
b.	减速特性	IR	IR	IR	IR	地面或起飞		±10% $T_1$ ±10% $T_2$	测试从最大起飞功率开始到功率减小到最大起飞功率的 10% 为止(90% 的功率衰减)。应提供时间过程。按迅速收回油门实施。

附加要求

等级要求

飞行条件

容差

测试差

3.3.2 操纵品质

3.3.2.1 静操纵性检查<sup>1)</sup>

a. 驾驶杆位置与杆力以及 ±0.89 daN(2 lb)启动力 地面 不间断地移动驾驶杆,从一个停止点移到另一个停止点,完成全行程范围的检查。

操纵面位置校准

±2.224 daN(5 lb)杆力

或

±10%杆力

±2°升降舵

b. 驾驶盘位置与盘力以及 ±0.89 daN(2 lb)启动力 地面 不间断的转动驾驶盘,从一个停止点移到另一个停止点,完成全行程范围的检查。

操纵面位置的校准

±1.334 daN(3 lb)盘力

或

±10%盘力

±1°副翼

±3°扰流板

c. 脚蹬位置与脚蹬力以及 ±2.224 daN(5 lb)启动 地面 不间断地移动脚蹬,从一个停止点移到另一个停止点,完成全行程范围的检查。

操纵面位置的校准

力

±2.224 daN(5 lb)脚蹬

力或

±10%脚蹬力

±2°方向舵

注：1)杆、盘和脚蹬的位置与操纵力的对应关系应在操纵装置上测量。模拟机鉴定机构可以接受按飞行试飞飞机等的方式在模拟机上安装仪表,以此代替在操纵装置上安装测试设备的方法。仪表上读出的力和位置的数据可直接记录,并与飞机数据直接作对比。这种永久性安装测试仪表的方法可以减少测试时所需装配的外部设备。

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
d. 前轮操纵力与前轮偏转位置的对应关系	±0.89 daN(2 lb)启动力 ±1.334 daN(3 lb)操纵力或 ±10%操纵力 ±2°前轮偏转角	地面	IR	IR	IR	IR	不间断地偏转前轮,从一个停止点偏转到另一停止点,完成全行程范围的检查。
e. 方向舵脚蹬操纵的校准	±2°前轮偏转角 ±0.5°误差带	地面	IR	IR	IR	IR	
f. 俯仰配平校准 指示器与计算值的对照度	±5°计算机算出的配平角 ±10%的配平率(°/s)	地面和复飞	IR	IR	IR	IR	测量复飞时的配平率。配平率输入与操纵面变化率的时间过程应恰当。
g. 油门杆角度对应所选择的发动机参数的校准(EPR、N <sub>1</sub> 、扭矩等)	±5°油门杆角度	地面	IR	IR	IR	IR	同时记录所有发动机的参数。记录参数与飞机数据的差异以及各发动机之间的数据差异都可采用5°容差。可采用抽点打印测试。
h. 刹车脚蹬位置与操纵力的关系	±2.224 daN(5 lb)操纵力或±10%操纵力±10%刹车压力或1 033 kPa(150 psi)刹车压力	地面	IR	IR	IR	IR	可用模拟计算机的输出结果来表示符合性。在地面静态测试中应把液压系统的压力与脚蹬位置相连系。

注：螺旋桨飞机，如果有变距杆，则变距杆也必须检查。如果变距杆无角位移刻度，可采用±2 cm(±0.8 in)的位移容差。

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
3.3.2.2 动态操纵特性检查 <sup>1)</sup>							
a. 俯仰操纵	±10%第一次通过零值的时间,以及随后周期时间的±10(n+1)%。 ±10%第一次超调幅度。 ±20%第二次超调幅度,其后的超调幅度应大于初始位移的5%。 ±1 超调次数	起飞、巡航、着陆			IR	IR	数据应是两个方向上的正常操纵位移。行程约为满行程的25%至50%。n是完整周期振荡的时序。参阅3.3.6.1条。
b. 滚转操纵	与3.3.2.2a相同	起飞、巡航、着陆			IR	IR	数据应是正常操纵的位移。大约为满行程的25%到50%。
c. 偏转操纵	与3.3.2.2a相同	起飞、巡航、着陆			IR	IR	数据应是正常操纵的位移,移动量大约为满行程的25%到50%。
3.3.2.3 纵向							
a. 功率变化的动态特性	±3 kn 空速 ±30 m(100 ft)高度 ±20%俯仰角或 ±1.5°俯仰角	进近转复飞	IR	IR	IR	IR	襟翼应当保持在进近位置。按时间增量记录不受控的自由响应的时间过程。该过程从形态变化开始之前5 s到完成形态变化后15 s结束。

注:1) 杆、盘和脚蹬的位置与操纵力或时间的对应关系应在操纵装置上测量。模拟机鉴定机构可以接受按飞行试飞飞机等同的方式在模拟机上安装仪表,以此代替在操纵装置上安装测试设备的方法。仪表上读出的力和位置的数据可直接记录,并与飞机数据直接作对比。这种永久性安装测试仪表的方式可以减少测试时所需装配的外部设备。

测 试 容 差 飞 行 条 件 等 级 要 求 附 加 要 求

		A	B	C	D	
b.	襟翼和前缘缝翼变化的动态特性	±3 kn 空速 ±30 m(100 ft)高度 ±20%或±1.5°俯仰角	起飞后收襟翼和缝翼；进近着陆中放襟翼和缝翼			按时间增量记录不受控的自由响应的过程，该过程从形态变化开始之前 5 s 到完成形态变化后 15 s 结束。
			IR	IR	IR	
c.	扰流板或减速板变化的动态特性	±3 kn 空速 ±30 m(100 ft)高度 ±20%或±1.5°俯仰角	IR	IR	IR	按时间增量记录不受控的自由响应的过程，该过程从形态变化开始之前 5 s 到完成形态变化后 15 s 结束。收、放两种情况的测试结果都要求。
d.	起落架变化的动态特性	±3 kn 空速 ±30 m(100 ft)高度 ±20%或±1.5°俯仰角	IR	IR	IR	按时间增量记录不受控的自由响应的过程，该过程从形态变化开始之前 5s 到完成形态变化后 15s 结束。
e.	起落架、襟翼和前缘缝翼的操纵时间	±1s 或 ±10%的时间	IR	IR	IR	襟翼收、放采用常规方法和备用方法。常规方法收、放起落架。备用方法只放起落架。
f.	纵向配平	±1°俯仰控制 (安定面和升降舵) ±1°俯仰角 ±5%的可用推力 或等效参数	IR	IR	IR	可以采用抽点打印测试。

附加要求

等级要求

飞行条件

容 差

测 试

		等级要求				飞行条件	容 差	测 试
		A	B	C	D			
g.	纵向机动稳定性(单位过载杆力)	IR	IR	IR	IR	巡航、进近和着陆	$\pm 2.224 \text{ daN}(\pm 5 \text{ lb})$ 或 $\pm 10\%$ 杆力或等同的操纵面	可采用一系列的抽点打印测试。力或舵面的偏转必须在正确的方向上。应当体现出大约 $20^\circ$ , $30^\circ$ 和 $45^\circ$ 的坡度。
		IR	IR	IR	IR	进近	$\pm 2.224 \text{ daN}(5 \text{ lb})$ 或 $\pm 10\%$ 的杆力或等同的舵面	在大于配平速度值以上至少取两个速度值,在小于配平速度值以下至少取两个速度值。可采用一系列抽点打印测试。
i.	振杆器、机体抖振、失速速度	IR	IR	IR	IR	第二上升段和进近或着陆	$\pm 3 \text{ kn}$ 空速 $\pm 2^\circ$ 坡度,速度大于振杆速度或开始抖振速度	应记录失速警告信号,并且信号的出现必须与失速有正确的关系。
		IR	IR	IR	IR	巡航	$\pm 10\%$ 的周期时间 $\pm 10\%$ 的到达 $1/2$ 振幅的时间或 $\pm 0.02$ 的阻尼比	测试应包括 3 个完整的周期(完成输入后的 6 个超调)或周期的个数按足以达到 $1/2$ 振幅的时间来确定,两者中取小的。
k.			IR	IR	IR	巡航	$\pm 1.5^\circ$ 俯仰角或 $\pm 2^\circ/\text{s}$ 的俯仰变化率 $\pm 0.10\text{g}$ 的法向加速度	



测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
3.3.2.4 横航向	±3 kn	起飞或着陆 (选择对飞 机最重要的 一种情况)	IR	IR	IR	IR	$V_{mca}$ 可以用性能或操纵限制来定义,该限制可防止以常规的方法来演示 $V_{mca}$ 。
a. 空中最小操纵速度 ( $V_{mca}$ ) 按实施的适航标准或空中低 速发动机失效操纵特性							
b. 滚转响应(滚转角速度)	±10%或 ±2°/s 的滚转角速度	巡航和进近 或着陆	IR	IR	IR	IR	用常规方式偏转驾驶盘(约30%行程)进行测试。 带可逆操纵系统的飞机必须绘制盘力数据[±10%或 ±1.334 daN(3 lb)]。
c. 对滚转操纵阶跃输入的 滚转响应	±10%或 ±2°/s 滚转角速度	进近或着陆	IR	IR	IR	IR	滚转角速度响应。
d. 螺旋稳定性	有正确的趋势 ±2°坡度或 ±10%坡度(在20 s内 取)	巡航	IR	IR	IR	IR	可采用多次测试中飞机数据的平均值。作两个方向的 测试。
e. 发动机失效配平	±1°方向舵角度或 ±1°调整片角度或 等同的脚蹬量 ±2°侧滑角	第二上升段 和进近或着 陆	IR	IR	IR	IR	可采用抽点打印测试。
f. 方向舵响应	±2°/s 或 ±10%偏转速率	进近或着陆	IR	IR	IR	IR	分别按增稳接通和增稳断开两种情况测试。大约按方 向舵满行程25%给出方向舵阶跃输入。

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
g. 荷兰滚 偏航阻尼器断开	±0.5 s 或 ±10%周期时 间 ±10%达到 1/2 振幅或 2 倍振幅的时间或 ±0.02 阻尼比 ±20%或 ±1 s 坡度峰值 和侧滑峰值值之间的时间差	巡航、进近 或着陆		IR	IR	IR	至少应对 6 个断开增稳的周期作测试。
			IR	IR	IR	IR	
h. 稳定侧滑	给定方向舵位置 ±2°坡度 ±1°侧滑角 ±10%或 ±2°副翼 ±10%或 ±5°扰流板或 等同的操纵轮位置	进近或着陆	IR	IR	IR	IR	可采用一系列抽点打印测试。
3.3.2.5 着陆							
a. 正常着陆	±3 kn 空速 ±1.5°俯仰角 ±1.5°迎角 ±10%高度或 ±3 m(10 ft)高度	着陆		IR	IR	IR	测试最少从离地面 61 m(200 ft)高度开始至前轮接地 为止。放前轮可做为单独的一段表示,这一段从主轮接 地时间开始。

测 试 容 差 飞 行 条 件 等 级 要 求 附 加 要 求

b. 侧风着陆	±3 kn 空速 ±1.5°俯仰角 ±1.5°迎角 ±10%高度或 ±3 m(10 ft)高度 ±2°坡度 ±2°侧滑或偏转角	着陆					测试最少从离地面 61 m(200 ft)高度开始至前轮接地并滑跑减速到 60 kn 为止。采用接近最大着陆重量并与飞机测试时一样的相对风剖面进行测试。
			A	B	C	D	
c. 单发失效着陆	±3 kn 空速 ±1.5°俯仰角 ±1.5°迎角 ±10%高度或 ±3 m(10 ft)高度 ±2°坡度 ±2°侧滑或偏转角	着陆					测试最少从离地面 61 m(200 ft)高度开始至前轮接地为止。
			A	B	C	D	
d. 方向控制 (方向舵效率)带反推 对称和不对称情况	±5 kn 空速	着陆					要求飞机测试数据。但是,作为最后手段,可以采用飞机制造商的工程模拟机数据作为参考数据。演示方向舵效率的最小速度容差为±5 kn。其他验证模拟机的测试应符合飞机制造厂的演示条件。
			A	B	C	D	

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
3.3.2.6 地面效应							
演示纵向地面效应的测试	±1°升降舵或安定面偏角 ±5%的可用推力或 等同条件 ±1°迎角 ±10%或±1.5 m(5 ft) 的海拔高度/地面高度 ±3 kn 空速 ±1°俯仰姿态	着陆		IR	IR	IR	见 3.3.8 条。必须提供有判断结果的合理说明。
3.3.2.7 刹车效应减弱	无	起飞或着陆			IR	IR	要求符合性声明。 应根据飞机的有关数据演示由于温度升高刹车效应减弱的现象。
演示由于温度升高引起的 刹车效应减弱。							
3.3.2.8 风切变演示	无	起飞和着陆			IR	IR	要求风切变模型能为飞行员识别风切变现象,提供从风切变中改出的专项操作技能训练。参阅 2.2.15 条。

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
3.3.3 运动系统							
a. 频率响应	按经营者对模拟机验收作出的规定		IR	IR	IR	IR	要求用相应的测试演示频率响应。
b. 支撑柱平衡	按经营者对模拟机验收作出的规定		IR	IR	IR	IR	要求用相应的测试演示支撑柱平衡。
c. 平滑性检查	按经营者对模拟机验收作出的规定		IR	IR	IR	IR	要求用相应的测试演示平滑往返。
d. 特征抖动运动	见 2.3.6 条					IR	要求符合性声明和测试。
e. 特殊效应	体现出相应效果			IR	IR	IR	确定模拟效果是否有代表性。
设置刹车条件下的推力效果		起飞					
跑道上的振动,减振支柱压缩,地速效应及不平坦跑道的特性		起飞					
前起落架和主起落架离地后的颠簸		起飞					
收放起落架时的抖振		上升					

附加要求

等级要求

飞行条件

容 差

测 试

		等级要求			
		A	B	C	D
在空中,由于放出襟翼和扰流片或减速板造成的抖振	进近				
	趋近于失速的抖振				
	主轮和前轮接地时的感觉				
	在地面,由于放出扰流板或减速板和反推造成的抖振				
前轮拖胎 马赫数振动	地面				
	飞行中				
f. 有驾驶舱里能够感觉到 的特征颠簸运动的测试 记录结果和符合性声明。 (如:高速运动颠簸、放 起落架、操纵襟翼大气 扰流、前轮拖胎和趋近 失速等造成的抖振。)	地面和空中 飞行				
				IR	所记录的测试结果必须能够做出相对振幅与频率间的比较。 可用能大致演示飞行测试数据的通用颠簸气流模型来测试大气颠簸。



测试差容差飞行条件等级要求附加要求

3.3.4 视景系统

附加的视景测试见 2.4 条的要求和 4.3.2 条。

- a. 可视的地面区段 (VGS)    ±20%    如果跑道头灯光处在可视区段内, 必须能看见这些跑道头灯光 (见附加要求栏的举例)
- 着陆, 静止    在下滑道上, 起落架轮距接地区高度为 30 m (100 ft)。  
跑道视程 = 350 m (1 200 ft)。

在鉴定测试指南中应指明数据的来源, 例如, ILS、G/S 天线位置、飞行员眼睛参考点和座舱 (视线) 截止角等可用作可视地面区段景象内容计算的数据。  
容差举例:  
如果对于飞机所计算的地面区段为 840 ft, 那么便可在模拟机可视区段的最近或最远端采用 20%, 即 168 ft 的容差。只要不超过总容差 168 ft, 还可以让 168 ft 在远近两端分担。

b. 视景系统颜色	演示模型					
c. 视景跑道视程校准	演示模型					
d. 视景显示的聚焦和光强	演示模型					
e. 视觉姿态与模拟机姿态指示器的对比 (俯仰和水平滚转。)	演示模型					
f. 系统每一个通道的 10 级遮挡演示	演示模型					对定期鉴定也可作这项测试。

测试	内容	飞行条件	等级要求				附加要求
g.	白天景象的显示亮度，在飞行员眼睛位置最亮部分应达到 $20 \text{ cd/m}^2 (6 \text{ ft} \cdot \text{la})$ ；在飞行员膝盖位置接近图上的亮度应达到 $7 \text{ cd/m}^2 (2 \text{ ft} \cdot \text{la})$	演示模型	A	B	C	D	IR
h.	对比度为 5 : 1	演示模型					参阅 2.4.10a 条
i.	3' 的分辨率	演示模型					IR
j.	光点大小不超过 6'	演示模型					参阅 2.4.10d 条
3.3.5 模拟机各系统							
3.3.5.1 视景、运动和仪表系统对飞行员快速有力操纵输入的响应，并与飞机上按类似输入情况的响应作比较	飞机作出响应后 150 ms 或更短	起飞、巡航、进近或着陆			IR		IR
	飞机作出响应后 300 ms 或更短	起飞、巡航、进近或着陆	IR	IR			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，必须出现运动加速度。

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
或传输延迟	移动操纵装置后 150 ms 或更短	俯仰、滚转、 偏转	A	B	C	D	每一个轴上要求作一个测试(共 3 个测试)。
					IR	IR	
	移动操纵装置后 300 ms 或更短	俯仰、滚转、 偏转	IR	IR			见 2.2.22 条。
3.3.5.2 声响							
座舱噪音和声响的真实振幅和频率,它包括雨滴天电干扰、发动机和机身的声响。气象环境的模拟应与视景中所要求的显示相关连						IR	必须显示与产生于飞机或飞机系统声响成分的振幅和频率作比较的测试结果。
能够引起飞行员对飞机作出相应响应的明显声响						IR	要求符合性声明。
下雨声、风挡刷声和着陆中姿态不正确或下降率过大造成的飞机坠毁声						IR	要求符合性声明。
3.3.5.3 诊断测试							
a. 可迅速而有效地测试模拟机的程序和硬件。这种测试可采用自动化系统,该系统可用于鉴定测试指南测试中至少一个部分的测试					IR	IR	
b. 可对模拟机硬件和程序进行自测,以便确定是否符合 D 级模拟机的性能测试要求						IR	
c. 按 2.2.26 条,作出诊断分析(可举例演示)						IR	

### 3.3.6 操纵动态特性

飞机飞行操纵系统对飞机操纵品质有重大的影响。飞行员对一架飞机可接受性的重要考虑就是基于在驾驶舱内的操纵“感觉”来确定的。为了使模拟机能代表对应飞机,必须给飞行员提供正确的感觉,即代表对应飞机的感觉。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、巡航和着陆形态下模拟机控制感觉的动态特性的记录结果与飞机的测量结果作比较来确定。

机电系统的动态特性,传统上用系统对脉冲或阶跃函数信号的自由响应来评估。由于模拟机操纵载荷系统与飞机系统紧密吻合是至关重要的,因此按自由响应测试方法来评估模拟机时,必须尽可能收集最可靠的数据。操纵感觉的动态特性测试在本章验证测试项目 3.3.2.2 条中作了叙述。

对于初始鉴定和升级鉴定,要求直接从驾驶舱操纵装置上测量和记录操纵动态特性。测量过程通常采用阶跃或脉冲输入来激励系统,并测量操纵装置的自由响应。测量必须在起飞、巡航和着陆飞行条件和形态下完成。

对不可逆操纵系统的飞机,如果可提供适当的动-静压输入以代表在飞行中所经历的典型空速,那么便可以在地面获取测量结果。某些飞机在起飞、巡航和着陆的不同形态下会表现出类似的效果。因此,可只对一种形态进行测试。按上述一种或两种情况安排测试时,必须呈交工程验证或飞机制造厂的合理说明,以此对是否可采用地面测试或对排除某一种形态下的测试作出判断。对于要求在操纵机构上作静态和动态测试的模拟机,如果经营者的鉴定测试指南既可出示带专用测试装置的测试结果,又可出示另一种代替方法的结果,例如,由计算机同时绘出的令人满意的曲线,那么在初始和升级鉴定中,便不要求采用特殊的测试装置。在初始鉴定时重复替代方法的测试就应当满足这项测试的要求。

#### 3.3.6.1 操纵动态特性的评定

操纵系统的动态特性常用频率、阻尼和其他传统测量术语来表示。为了给模拟机操纵载荷建立验证测试结果的一致方法,就需要清楚地定义所用参数和容差的含义。欠阻尼系统、过阻尼系统、包括临界阻尼系统都需要定义。对一个很小阻尼的欠阻尼系统,可以用频率和阻尼定量表示。对于临界阻尼或过阻尼系统,不便从响应的时间过程中测量频率和阻尼。因此,必须采用其他的参数。

#### 3.3.6.2 C 级和 D 级模拟机

验证操纵感觉动态特性是否代表所模拟飞机的测试必须表明动态阻尼周期(操纵的自由响应)与飞机的动态阻尼周期是否在规定的容差范围内。对于欠阻尼和临界阻尼,评定系统响应和所采用容差的方法描述如下:

a. 欠阻尼响应。在这种阻尼期间需要测两个量:第一次交零值的时间(有阻尼比限制的情况)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。每一段时间都要单独地与飞机操纵系统相应的时间段作比较,并且结果应满足该段时间所规定的整个容差。

阻尼的容差应当应用在单个的超调量上。由于对小超调的意义存有疑虑,所以在对小超调采用容差限制方法评定时应当小心。只有那些超过总初始位移 5% 的超调量才认为有意义。误差带,图 1 中以  $T(A_d)$  标注,定义在偏离稳定状态作振荡的初始位移幅度的  $\pm 5\%$  范围内。在误差带内的振荡被认为没有意义。在把模拟机数据与飞机数据作比较时,应先把两类数据曲线重叠起来或者把模拟机与飞机稳定状态的值得对齐,然后再比较振荡峰值的幅度、第一次交零值的时间和单次振荡的时间。在对比飞机数据的那一时间段内,模拟机应有与飞机相同次数的有意义超调。评定响应的过程如图 1 所示。

b. 临界阻尼和过阻尼响应。由于临界阻尼的本性(无超调),其达到稳定状态值(中立点)的时间应与飞机一样,误差不超过 10%。因此,模拟机响应也应当为临界阻尼。过程见图 2。

c. 容差。下表归纳了容差  $T$ 。图 1 和图 2 展示了可供参考的测量。

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

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

$$T(P_2) \pm 30\%P_2$$

$T(P_n) \pm 10(n+1)\%P_n$

$T(A_n) \pm 10\%A_1, 20\%$ 后续的峰值

$T(A_d) \pm 5\%A_d = \text{误差带}$

超调次数  $\pm 1$

### 3.3.7 操纵动态特性评定的其他方法

评定操纵动态特性还有其它方法。对于有液压传动操纵装置和人工感觉系统的飞机,就可不采用测量自由响应的方法,而用测量操纵力和操纵装置的转动速率的方法来验证。具体实施如下:

俯仰、滚转和偏转每一个轴,按下列不同的速率,用力将操纵装置移到其最大极端位置。测试应在典型的滑行、起飞、巡航和着陆条件下进行。

静态测试——缓慢移动操纵装置,以便按大约 100 s 的要求做完全行程搜索。全行程搜索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,随后再移到相反的止动点,再回到中立位置。

慢动态测试——以大约 10 s 完成全行程搜索。

快速动态测试——以大约 4 s 完成全行程搜索。

作动态行程搜索,操纵力不应超过 44.5 daN(100 lb)。

容差:

a. 静态测试——按 3.3.2.1 条中 a, b, c 项;

b. 动态测试—— $\pm 0.89 \text{ daN}(2 \text{ lb})$ 或取静态测试上的动态增量的 10%。

经营者可以采用类似于上面介绍的替代方法。可是,这类替代方法必须经过论证并且适于应用。例如,上述替代方法就可能不适用于带可逆操纵系统的飞机。如果模拟机鉴定部门发现替代方法不能得到满意的模拟机性能测试结果,那就必须采用更普遍接受的测试方法。

### 3.3.8 地面效应

在着陆和起飞中,飞机有一段短暂的近地飞行时间。地面的作用明显地改变了流过飞机的气流,因此,改变了空气动力特性。紧贴地面对产生升力有关的下洗气流的形成造成阻碍。下洗气流的作用随高度而变化,通常在一个翼展高度以上就可忽略地面效应的作用。地面减小气流下洗有三个主要的效果:

a. 在常规形态下,减小了尾翼气流的下洗角;

b. 由于升力系数与迎角关系的变化(升力曲线斜率增大),机翼和尾翼的升力增大;

c. 诱导阻力减小。

相对于远地飞行而言,有地面效应时可以用较小的需用功率保持相同姿态的平飞,由于涉及到对稳定性的影响,在近地平飞时,还会使配平飞机的升降舵(或全动平尾)偏角和保持相同姿态所需要的杆力发生明显的变化。

用于起飞和着陆,特别是着陆训练的模拟机,必须体现由地面效应引起的空气动力变化。模拟机鉴定所选的参数必须能明显地表示这些变化。验证地面效应时,采用纵向特性的主要验证参数有:

a. 配平飞机的升降舵或全动平尾偏角;

b. 平飞所需要的功率(推力);

c. 对应于给定升力系数的迎角;

d. 地面高度或海拔高度;

e. 空速。

这一系列参数是在有地面效应的几个不同高度和没有地面效应的几个不同高度上作低空飞行测试获得的。作为最低要求,测试高度应该在 10%, 30% 和 70% 翼展长高度上和一个没有地面效应的高度上,即 150% 翼展长高度上。对于 D 级模拟机要求作低空平飞,但对于 C 级和 B 级不作要求,对于 C 级和 B 级模拟机,可用其他方法取代低空平飞方法。例如,以小角度下滑航线进近到地面,下滑中保持选定参数不变,这种方法的附加验证参数是很重要的。例如,以固定姿态的小角度进近作为测试飞行,俯仰姿态和航迹角就是所必需的附加验证参数。选择用于地面效应的测试方式和步骤来验证地面效应由担

负试飞的机构来决定,但是必须提供合理的说明,以便对所进行的测试是否能验证地面效应模型做出结论。

验证地面效应特性的纵向参数的容差规定为:

升降舵或全动平尾偏角	$\pm 1^\circ$
平飞功率	$\pm 5\%$
迎角	$\pm 1^\circ$
海拔高度或地面高度	$\pm 10\%$ 或 $\pm 1.5 \text{ m}(5 \text{ ft})$
空速	$\pm 3 \text{ kn}$
俯仰姿态	$\pm 1^\circ$

地面效应也会改变飞机的横航向特性。由于上面谈到的升力曲线斜率的变化,以滚转阻尼为例,也会受到地面效应的影响。滚转阻尼的变化将会影响到作模拟机验证通常所要评定的其他动态模式。事实上,荷兰滚动态特性、螺旋安定性和给定横侧操纵输入条件下的滚转率也会受到地面效应的影响。航向不变的侧滑也会受到影响。这些影响在模拟机的模型建立过程中都必须加以考虑。有几项测试,例如“侧风着陆”、“单发失效着陆”以及“在起飞时发动机失效”,由于这些测试的有些部分是在地面效应作为重要因素的过渡高度上完成的,所以那些测试也可用于验证地面效应对横航向性能的影响。

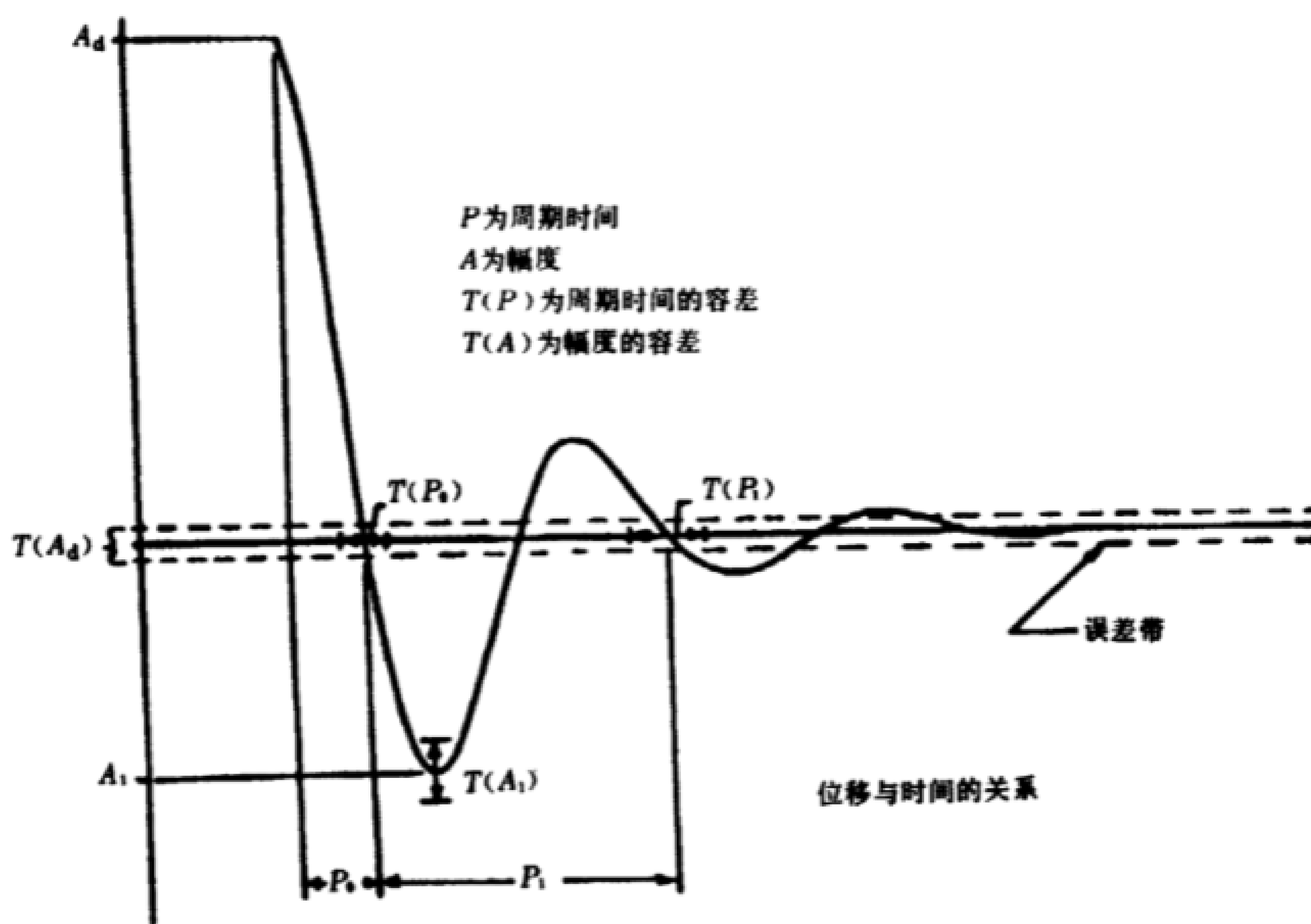


图 1 欠阻尼阶跃响应



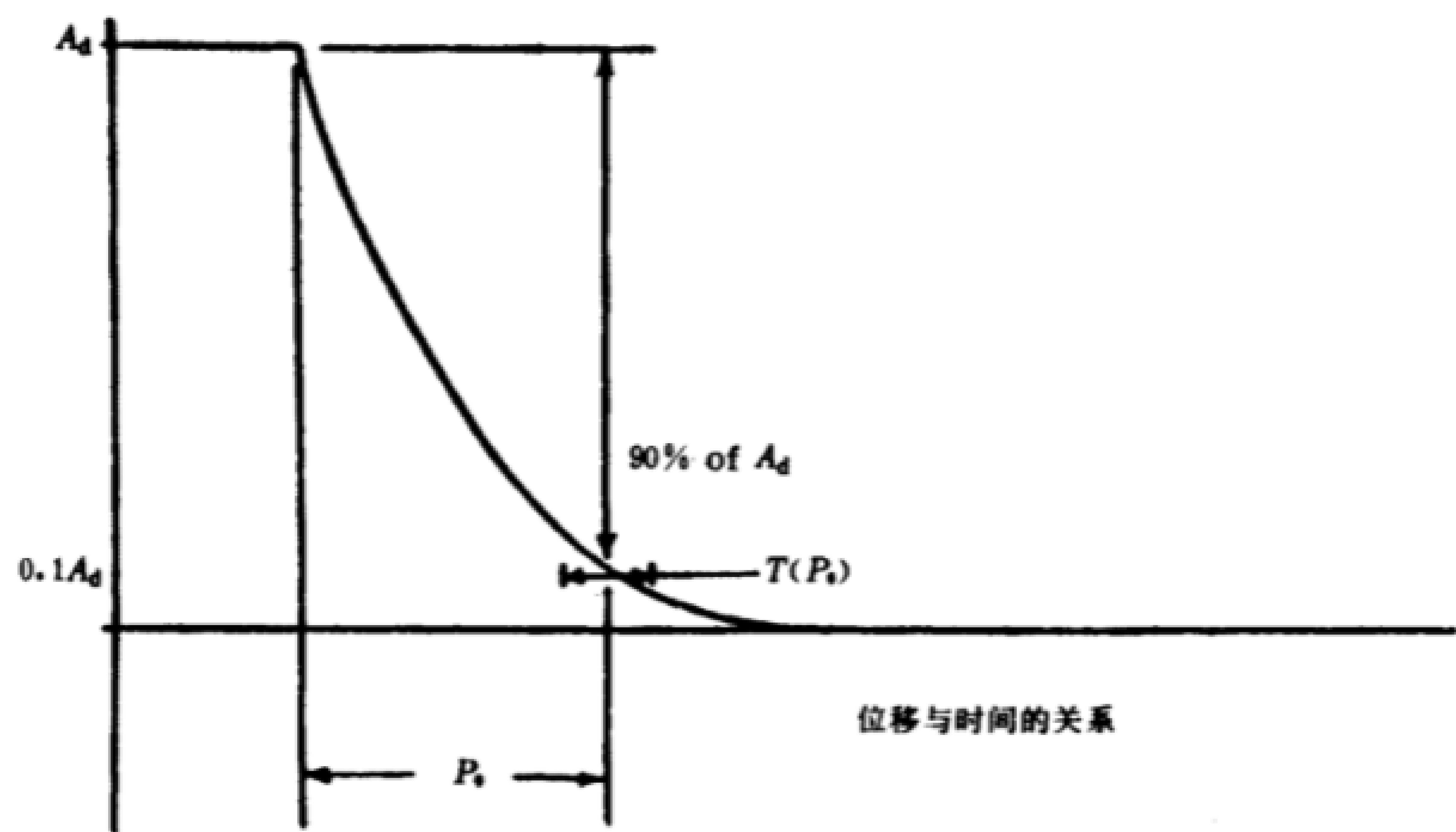


图 2 临界阻尼阶跃响应

4 模拟机功能检查

4.1 一般要求

是否精确复制了飞机各系统的功能,将由国家民用航空主管部门指定的模拟机鉴定人员在每一个机组成员位置上作出检查。功能检查包括用经批准的操作手册、飞行手册和检查单核查操作程序。功能检查将对模拟机的操纵品质、性能和各系统的运行做出主观评估。为了保证功能检查紧凑而富有效率,经营者应协助执行功能检查的鉴定人员,向他们提供检查所需要的技能和经验等方面的支援。

根据国家民用航空主管部门的要求,在作模拟机功能检查时,可对经营者训练课程的特殊方面作出评估。这种评估可以包括航线飞行训练情景的某部分或经营者训练课程中特别强调的课目。只要与模拟机的等级要求没有直接关系,上述评估结果将不会影响模拟机当前的等级状态。

4.2 检查要求

功能检查要按实际的逻辑顺序进行。为了证实模拟机的可靠性,可让模拟机按实时条件运行 2~3h。在这个时间内,不能对模拟机实施“重新定位”、“飞行冻结”或“位置冻结。”

模拟机定级所要求的地面检查、飞行检查和其他检查均列在功能检查项目中。4.3 条中列出的飞行操作和程序,旨在保证模拟机的功能和性能可以恰当地应用在通常所要求的飞行员训练和考核课目中。

4.3 条中 列出的操纵和程序,体现了先进技术的飞机和训练课目改进的特点。例如,表中的“大迎角飞行操纵”就为“趋近于失速”的飞行训练提供了替代方法。这种替代性的方法,对于采用飞行包线限制技术的飞机来说,就很有必要。

所有系统的功能都要做常规运行评估和可行情况下备用方式的运行评估。在评估某一飞行阶段中的飞行操纵和课目时,与该飞行阶段有关的正常、非正常和紧急操纵程序都要进行功能评估。按“任何飞行阶段”单列的系统,是为了在检查中能对这些系统予以适当的注意。



4.3 功能检查项目	A	B	C	D
4.3.1 功能和操纵				
4.3.1.1 飞行前准备	×	×	×	×
飞行前,应在所有机组人员以及教员位置上对全部开关、指示器、各个系统以及设备进行功能检查,并确定座舱的设计和函数是否与所模拟的飞机完全一样。				
4.3.1.2 地面操纵(起飞前)				
a. 发动机启动	×	×	×	×
(1)正常启动				
(2)备用方式启动程序				
(3)非正常启动和停车(过热启动、悬挂启动等)				
b. 在拖车推动下倒退或靠飞机动力倒退	×	×	×	×
c. 滑行	×	×	×	×
(1)推力响应				
(2)油门杆的摩擦力				
(3)地面操纵性				
(4)前轮拖胎				
(5)刹车操作(正常和备用方式或应急方式)				
(6)刹车效应逐渐减弱(如果适用)				
(7)其他				
4.3.1.3 起飞				
a. 正常起飞	×	×	×	×
(1)参数关系				
(2)加速特性				
(3)前轮和方向舵操纵				
(4)侧风(最大演示风速)				
(5)特殊性能				
(6)仪表起飞				
(7)起落架、襟翼、前缘装置的操作				
(8)其他				
b. 非正常或应急起飞	×	×	×	×
(1)中断起飞				
(2)中断起飞特殊性能				

功能检查项目(续)	A	B	C	D
(3)在起飞过程最关键位置上,关键发动机失效(继续起飞)				
(4)遭遇风切变				
(5)飞行操纵系统处于失效方式				
(6)其他				
4.3.1.4 飞行中的操纵				
a. 上升	×	×	×	×
(1)正常上升				
(2)单发失效上升				
(3)其他				
b. 巡航	×	×	×	×
(1)性能特点(速度与功率)				
(2)采用或不采用扰流板(减速板)的转弯				
(3)高空飞行操纵				
(4)高速飞行操纵				
(5)高速自动俯冲、配平以及超速警告				
(6)正常转弯和大坡度转弯				
(7)(保留)				
(8)趋近失速(失速警告、抖颤和过载急剧减小,分别按巡航、起飞、进近以及着陆形态进行检查)				
(9)大迎角操纵(巡航、起飞、进近和着陆)				
(10)空中发动机停车和重新启动				
(11)单发失效情况下的机动飞行				
(12)特殊的飞行特性				
(13)恢复人工飞行				
(14)飞行操纵系统处于失效方式				
(15)其他				
c. 下降	×	×	×	×
(1)正常下降				
(2)以最大下降率下降				
(3)恢复人工飞行				
(4)飞行操纵系统处于失效方式				
(5)其他				

功能检查项目(续)	A	B	C	D
4.3.1.5 进近				
a. 非精密进近	×	×	×	×
(1)进近程序,按下列一种或多种方式的程序进近				
——NDB				
——VOR、RNAV、TACAN				
——DME、ARC				
——AZI、LDA、LOC、SDF				
——LOC/BC				
——ASR				
(2)复飞				
(3)所有发动机工作的进近				
(4)一台或多台发动机失效的进近				
b. 精密进近	×	×	×	×
(1)PAR				
(2)ILS				
(A)正常情况				
(B)发动机失效情况				
(C)按国际民航组织公布的Ⅰ类着陆标准进近				
1 人工方式,按采用和不采用飞行指引仪两种方式进近到国际民航组织Ⅰ类				
着陆标准最小值以下 30 m(100 ft)				
2 侧风进近(最大演示风速)				
3 遭遇风切变				
(D)按国际民航组织公布的Ⅱ类着陆标准进近				
1 采用自动耦合、自动油门和自动着陆方式				
2 所有发动机工作情况下复飞				
(E)按国际民航组织公布的Ⅲ类着陆标准进近				
1 发电机失效				
2 10 kn 顺风				
3 10 kn 侧风				
4 单发失效				
(3)复飞				

功能检查项目(续)	A	B	C	D
(A)所有发动机工作情况下复飞				
(B)一台或多台发动机失效情况下复飞				
c. 目视进近	×	×	×	×
(1)襟翼或前缘缝翼不正常				
(2)无下滑道引导				
4.3.1.6 从不同阶段开始的目视进近和着陆				
a. 正常情况				
(1)侧风(最大演示风速)	×	×	×	×
(2)从目视飞行规则要求的起落航线开始	×	×	×	×
(3)从非精密进近开始	×	×	×	×
(4)从精密进近开始	×	×	×	×
(5)从盘旋进近开始	×	×	×	×
按照实施的条例允许完成盘旋进近的、带有视景系统的模拟机可以批准进行特殊盘旋进近程序				
b. 非正常或紧急情况	×	×	×	×
(1)发动机失效				
(2)中断着陆				
(3)遭遇风切变				
(4)采用备用动力(最小电气负荷和液压功率)				
(5)发生纵向配平故障				
(6)发生横航向配平故障				
(7)失去飞行操纵动力(恢复人工方法)				
(8)飞行操纵系统发生最严重的故障(电传操纵系统出现不是完全不可能的严重性能下降)				
(9)根据训练课程的要求,设置其他方式的飞行操纵系统故障				
(10)其他				
4.3.1.7 地面操纵(着陆后)				
a. 着陆滑跑和滑行	×	×	×	×
(1)扰流板的操纵				
(2)反推的操纵				
(3)使用反推和不使用反推两种情况下的方向控制和地面操纵				

功能检查项目(续)	A	B	C	D
(4)随着反推增大,方向舵效应降低(后部吊舱式发动机)				
(5)在干、湿和结冰跑道条件下,操纵刹车和防滑装置				
(6)操纵刹车				
(7)其他				
4.3.1.8 任何飞行阶段				
a. 飞机和动力系统的操纵	×	×	×	×
(1)空调				
(2)防冰和除冰				
(3)辅助动力装置				
(4)通讯设备				
(5)电气				
(6)防火探测及灭火				
(7)襟翼、前缘缝翼和减速板				
(8)飞行操纵				
(9)燃油和滑油				
(10)液压				
(11)起落架				
(12)氧气				
(13)气源装置				
(14)动力装置				
(15)增压				
b. 飞行管理和引导系统	×	×	×	×
(1)机载雷达				
(2)自动着陆设备				
(3)自动驾驶仪				
(4)空中防撞系统				
(5)飞行控制计算机				
(6)飞行数据显示				
(7)飞行管理计算机				
(8)平视显示器				
(9)导航系统				

功能检查项目(续)	A	B	C	D
(10)失速警告和失速防止				
(11)人工增稳和控制增稳				
(12)风切变防止设备				
c. 空中程序	×	×	×	×
(1)保持				
(2)空中危险情况的防止			×	×
(3)风切变				
d. 发动机停车和飞机停放	×	×	×	×
(1)发动机和系统操作				
(2)停留刹车的操纵				
e. 其他				
4.3.2 视景系统				
4.3.2.1 精确描述与模拟机姿态有关的环境	×	×	×	×
4.3.2.2 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。距离是从跑道入口到 3°下滑道延长线上对正跑道的飞机测量的。	×	×	×	×
a. 距离跑道入口 8km(5 mile)以外可以看清跑道定义标志、频闪灯、进近灯、跑道边界白灯以及目视着陆进近下滑道指示灯;				
b. 距离 4.8km(3 mile)外可以看清跑道中心线灯和滑行道边界;				
c. 距离 3.2km(2 mile)外可看清跑道入口灯和接地区域灯;				
d. 对于夜景在进入着陆灯的区域内容看清跑道标志;对于白天景象,要符合 3' 分辨率的要求。				
4.3.2.3 具有代表性的机场景象内容,包括	×	×	×	×
a. 机场的跑道和滑行道				
b. 跑道边界				
(1)跑道的表面和标志;				
(2)跑道上使用的灯有:跑道边界灯、中心线灯、着陆区域灯、目视下滑指示灯和色彩恰当的进近灯;				
(3)滑行道灯。				
4.3.2.4 可操纵的着陆灯	×	×	×	×
4.3.2.5 教员的控制有	×	×	×	×
a. 云底;				

功能检查项目(续)	A	B	C	D
b. 能见度以公里(或英里)表示,跑道视程以米(或英尺)表示;				
c. 机场的选择;				
d. 机场灯光。				
4.3.2.6 视景系统与空气动力编程兼容	×	×	×	×
4.3.2.7 在着陆中能提供判断下降率和高度的视觉感知景象		×	×	×
a. 滑行道和停机坪的道面;				
b. 地表特征。				
4.3.2.8 黄昏和夜间景色能力			×	×
4.3.2.9 最少有三个专用机场景象			×	×
a. 跑道、滑行道和停机坪的道面;				
b. 所有跑道的具有相应颜色的照明灯光,它包括跑道边界灯、中心线灯、目视进近下滑道指示灯和正在使用跑道的着陆进近指示灯;				
c. 机场滑行道灯;				
d. 滑行道和机场建筑应针对经营者的航线飞行训练和模拟机的航线演练情景。				
4.3.2.10 一般的地表特征和有意义的地标			×	×
4.3.2.11 在机场上空 610 m(2 000 ft)和 610 m 以下的高度上,在以机场为中心的 16 km(10 mile)范围内,应体现下列气象情况:			×	×
a. 不同的云层密度;				
b. 局部模糊的地面景物,散云向裂云过渡的云顶效果;				
c. 云逐渐消散;				
d. 不均匀的雾;				
e. 雾对机场灯光的影响。				
4.3.2.12 具有表现地面和空中危险情况的能力,如另一架飞机横穿正在使用的跑道,或发生空中飞机相遇。			×	×
4.3.2.13 能够体现造成着陆错觉的具有物理关系的视觉景象,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。				×
4.3.2.14 机场上空 610 m(2 000 ft)和 610 m 以下,以机场为中心 16 km(10 mile)范围内,在起飞、进近和着陆时,能表现小雨、中雨和接近于雷暴的大雨等特殊气象。				×
4.3.2.15 湿跑道和覆盖有雪的跑道,并包括水对跑道灯光的反射、雪使灯光局部模糊、或相适宜的其他效果。				×
4.3.2.16 机场灯光的真实颜色和方向性				×

功能检查项目(续)	A	B	C	D
4.3.2.17 飞行员导航仪表中显示雷达信息的仪表上,也要能表现飞机中的气象雷达。雷达回波应与视景相关连。				×
4.3.2.18 无明显走样				×
4.3.3 特殊效应				
a. 跑道上的振动,液压减震支柱变型,地速和不平坦跑道特征的效应。		×	×	×
b. 由于放扰流板或减速板和使用反推造成在地面上的抖振。		×	×	×
c. 前轮和主起落架离地后的颠簸。		×	×	×
d. 收放起落架时的抖振。		×	×	×
e. 在空中由于放襟翼、扰流板或减速板造成 的抖振以及接近失速的抖振。		×	×	×
f. 主轮和前轮接地时的感觉。		×	×	×
g. 前轮拖胎。		×	×	×
h. 采用刹车时的推力效应。		×	×	×
i. 具有代表性的刹车和轮胎泄气时的动态特性(包括防拖胎),以及根据飞机有关数据得出的由于刹车温度升高造成的刹车效应下降。模拟机再现上述现象应真实到足以使飞行员能够识别问题和完成相应的处置程序。模拟机的俯仰操纵、侧向载荷以及方向控制特性应代表所模拟的飞机。		×	×	×
j. 飞行员在正常飞行中能够听到的下雨声和有意义的飞机噪声,以及飞机着陆时,超过起落架限度发出的坠毁声。有意义的飞机噪声应当包括象发动机、收放襟翼、起落架和扰流板发出的噪音、以及可以与在飞机中感觉的噪音相比较的反推发出的噪音。坠毁声应以某种逻辑方式与不同寻常的姿态着陆或超过起落架结构的限度相关连。			×	×
k. 机体结冰效应。			×	×



## 附录 A

### 对模拟机验证测试的补充要求

#### (参考件)

**A1** 本标准中,“采用计算机控制的飞机(Computer Controlled Airplane)”是指飞行员对飞行操纵面的操纵输入是通过计算机进行传输、增益控制和实施保护功能的飞机。

**A2** 对 3.1 条“一般要求”的补充

如果所模拟的飞机是采用计算机控制的飞机,其模拟机的验证测试既要有常规操纵方式下的飞行测试数据,又要有非常规操纵方式下的飞行测试数据。非常规操纵方式下的测试都应包括最小控制增益状态的情况。控制作用降低,但不是处于最小控制增益状态的情况,其测试由模拟机鉴定机构根据特定飞机的一系列测试数据作出具体要求。只要可行,飞行测试数据的记录必须包括:

- a. 飞行员操纵装置的偏转量,或包含有操纵装置位置输入量的电信号输入;
- b. 飞行操纵面的位置(除非测试结果不受操纵面位置的影响,或与操纵面位置无关,才能免除该项测试)。

a, b 两项要求对常规操纵方式和非常规操纵方式都适用。对于采用计算机控制的飞机的模拟机,除非在附加要求栏中特别说明,其验证测试中的所有测试都要求是常规操纵方式下的测试结果。

本附录中,常规操纵方式和非常规操纵方式两个术语都是针对采用计算机控制的飞机。常规操纵方式,是指所要操作的操纵装置以及控制增益和保护功能等都可以完全有效地采用时的飞行操纵方式;非常规操纵方式,是指所要操作的操纵装置以及控制增益和保护功能中有一种或多种操纵装置或功能不能完全有效地采用时的飞行操纵方式。非常规操纵的程度可以用:替代性操纵方式、直接操纵、采用备用设备等术语来规定。

**A3** 对 3.3 条“验证测试项目”的补充

**A3.1** 对 3.3.1.1 条既要绘出主轮转弯半径,又要绘出前轮转弯半径。除要求用不对称推力或刹车作转弯的飞机外,还应测试不用刹车和最小推力条件下的转弯半径数据。

**A3.2** 对 3.3.1.2e 条、3.3.2.1a 条、3.3.2.1b 条、3.3.2.2a 条、3.3.2.2b 条、3.3.2.3 中各条(除 3.3.2.3e 条外)、3.3.2.4a 条、3.3.2.4c 条、3.3.2.4d 条、3.3.2.4f 条、3.3.2.4g 条和 3.3.2.5a 条,采用计算机控制的飞机,应按常规和非常规两种操纵状态测试。

**A3.3** 对 3.3.1.5a 和 3.3.1.5b 条,要求分别按中等重量、轻重量和近似最大着陆全重三个条件作数据测试和对比。在轻重量和中等重量情况下,可以采用工程数据。

**A3.4** 对 3.3.2.1a 条、3.3.2.1b 条和 3.3.2.1c 条,必须与空中飞行测试数据作验证对比,数据来源于如下测试:发动机失效后的飞机配平、稳定侧滑等。静态和动态飞行操纵测试应按相同的感觉或作用压力完成。

**A3.5** 对 3.3.2.3g 条,巡航状态下按大约 20°、30°和 45°坡度条件测试;进近和着陆状态下,按大约 20°和 30°坡度条件测试。

**A3.6** 对 3.3.2.4h 条,至少取两个方向舵位置。对螺旋桨飞机在每一个方向上至少取两个方向舵位置。带可逆操纵系统的飞机必须绘制驾驶盘力的数据曲线[ $\pm 10\%$ 或 $\pm 1.334 \text{ daN}(3 \text{ lb})$ ]和方向舵脚蹬力[ $\pm 10\%$ 或 $\pm 2.224 \text{ daN}(5 \text{ lb})$ ]的数据曲线。

**A3.7** 对 3.3.2.5a 条,着陆重量必须包括轻重量、中等重量、近似于最大着陆重量。可逆操纵系统的飞机必须绘出或盘力数据曲线[ $\pm 10\%$ 或 $\pm 2.224 \text{ daN}(5 \text{ lb})$ ]。

**A3.8** 对 3.3.2.5b 条,要求侧风分量至少为 20 kn,或者在可能情况下,用最大演示侧风。可逆操纵系统的飞机必须绘出盘力数据曲线[ $\pm 10\%$ 或 $\pm 1.334 \text{ daN}(3 \text{ lb})$ ]和脚蹬力数据曲线[ $\pm 10\%$ 或 $\pm 2.224 \text{ daN}(5 \text{ lb})$ ]。

A4 增补下列验证测试项目

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
A4.1 性能							
a. 起飞后发动机失效的动态特性	±20%的滚转速度 ±3 kn 发动机失效速度	第一上升段	IR	IR	IR	IR	减速到慢车作抽点打印,以此测试发动机失效。从发动机失效前 5 s 松开双手开始记录,到 5 s 后或形成 30°坡度时(取最先实现的)结束记录。然后双手重新操纵驾驶盘直到飞机改平。 采用计算机控制的飞机应按常规和非常规两种操纵状态测试。
b. 巡航性能	±0.05EPR ±5%的 $N_1$ 和 $N_2$ ±5%扭矩 ±5%燃油流量	巡航	IR	IR	IR	IR	最少应接连做两次抽点打印测试,时间间隔最少为 5 min
c. 平飞加速和减速	±5%时间	巡航	IR	IR	IR	IR	速度变化量应不小于 50 kn
d. 单发失效 进入航线上升	±10%时间 ±10%距离 ±10%所用燃油				IR	IR	可采用经批准的性能手册数据。测试距离至少有 15 50 m(5 000 ft)。

测 试	容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
			A	B	C	D	
e. 最小襟翼或不放襟翼着陆	±3 kn 空速 ±1.5°俯仰角 ±1.5°迎角 ±3 m(10 ft)或 ±10%高度	最小适航着陆襟翼形态	IR	IR	IR	IR	测试从地面 61 m(200 ft)高开始到前轮接地为止。从主轮接地开始,到飞机前轮接地可作为一个独立阶段。采用近似的最大着陆重量。 可逆操纵系统的飞机必须绘制杆或盘力数据曲线[±10%或±2.224 daN(5 lb)]。
f. 自动着陆(如果适用)	±1.5 m(5 ft)平飘高度 ±0.5 s 平飘时间 ±0.7 m/s(140 ft/min)接地时的下降率 ±3 m(10 ft)横向偏差 (相对最大演示侧风自动着陆偏差)		IR	IR	IR	IR	
g. 复飞	±3 kn 空速 ±15°俯仰角 ±1.5°迎角	复飞	IR	IR	IR	IR	在接近最大着陆重量和关键发动机失效条件下作发动机失效复飞。如果适用,必须以中等着陆重量演示全部发动机正常、带自动驾驶仪情况下的复飞。 采用计算机控制的飞机,应按常规和非常规两种操纵状态测试。

测 试		容 差	飞行条件	等级要求				附加要求
A4.4 飞行和操纵包线的保护功能								
a. 超速	±5 kn 空速	巡航				IR	IR	本测试只适用于采用计算机控制飞行的飞机。在保护包线限制之内,要求作出模拟机对操纵输入响应的过程。 要求按常规和非常规两种操纵状态测试。
b. 最小速度	±3 kn 空速	起飞、巡航 进近或着陆	IR	IR	IR	IR	IR	
c. 载荷因数	±0.1g 法向加速度	起飞、巡航			IR	IR	IR	
d. 俯仰角	±1.5°俯仰角	巡航、复飞			IR	IR	IR	
e. 坡度	±2°或±10%坡度	进近			IR	IR	IR	
f. 迎角	±1.5°迎角	第二上升 段、进近或 着陆			IR	IR	IR	

\_\_\_\_\_

**附加说明：**

本标准由中国民用航空总局提出。

本标准由中国国际航空公司、中国东方航空公司、中国南方航空公司、中国民用航空飞行学院负责起草。

本标准主要起草人 丁 昆、黄健、王家奇、吴读秀。

本标准等同采用 FAA AC 120-40B《飞机飞行模拟机鉴定》(1992 年版)中“飞行模拟机标准”、“飞行模拟机验证测试”、“飞行模拟机功能和主观检查”等部分。