

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：

飞机飞行训练器鉴定性能标准

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训练器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训练器。

3. 定义

a. 飞机飞行训练器。是指用于驾驶员飞行训练的航空器飞行训练器。是在有机壳的封闭式座舱内或无机壳的开放式座舱内对飞行仪表、设备、系统控制板、开关和控制器一比一对应复制的，包括用于表现航空器在地面和空中运行所必需的设备和支持

这些设备运行的计算机编程，但不要求提供产生动感的运动系统和座舱外景像的视景系统。

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

c. 主观测试。对飞行模拟设备在飞行和操作方面模拟航空器的程度进行的定性比较。

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设备测试。

坡度：航空器相对于纵轴的姿态或绕纵轴滚转的角度。

启动力：是指驾驶员使主操纵装置开始移动时所需要施加的力。

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

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

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

驱动：通过自动手段（一般由计算机产生）确定输入激励或变量的一种测试方法。

自由响应：操纵输入或扰动结束后的飞行模拟设备的响应。

冻结：一个或多个变量保持恒定的测试条件。

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

松杆：在没有驾驶员的操纵输入时完成或执行的一种测试动作。

握杆：在有驾驶员的操纵输入时完成或执行的一种测试动作。

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

不可逆操纵系统：操纵面的运动不能反向驱动驾驶舱内操纵装置的一种操纵系统。

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

中等重量：在给定飞行阶段中的正常运行重量。

额定：用于在特定的飞行阶段中表示正常的操作重量、构型、空速等。

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

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

俯仰：航空器相对横轴或绕横轴的姿态。

推力手柄角度：驾驶舱内发动机主控手柄的角度。

保护功能：用于保护航空器不超过飞行机动操纵极限而设计的系统功能。

可逆操纵系统：操纵面的运动可以反向驱动驾驶舱内操纵装置的一种操纵系统。

滚转：相对纵轴或绕纵轴的航空器姿态。

侧滑：航空器航向与航空器在水平面运动方向之间的角度差。

滞后：飞行模拟设备的响应时间超出航空器响应时间之外的附加时间。

抽点打印：在给定时刻记录和显示一个或多个变量的方法。

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

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

阶跃输入：突然的操纵输入，并保持恒定的值。

升降：飞行模拟设备相对垂直轴或沿垂直轴的运动。

纵摆：相对纵轴或沿纵轴的飞行模拟设备运动。

横移：相对横轴或沿横轴的飞行模拟设备运动。

时间历程：是指参数随时间变化的过程。

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

验证数据：用于确定飞行模拟设备的性能是否与航空器相符的数据。

验证测试：飞行模拟设备参数与有关的验证数据进行比较的测试。

偏航：相对垂直轴或绕垂直轴的航空器姿态。

4. 参考资料

- a. 《飞行训练器鉴定标准手册》（ICAO DOC9625-AN/938）
- 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. 飞机飞行训练器一般要求

5.1 概则

5.1.1 本通告中关于飞机飞行训练器（以下简称训练器）的某些要求应当有符合性和能力声明支持，并且在指定的情况下记录训练器的性能，将其结果作为鉴定测试指南的一部分。关于符合性和能力声明的要求在本通告第5.2条训练器最低要求的附加说明栏中注明。

5.1.2 本通告规定了2级至6级飞行训练器最低要求，1级作为保留级。对于特定等级训练器的完整要求，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条训练器最低要求分为以下几个部分：

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

征求意见稿

5.2 训练器最低要求

训练器最低要求							
训练器一般要求	训练器等级						附加说明
	1	2	3	4	5	6	
1. 驾驶舱一般构型							
a. 训练器应当具有一个所模拟飞机或组类飞机驾驶舱的全尺寸复制品,其操纵装置、设备、能够看到的驾驶舱指示器、跳开关、隔板的位置要合适,功能要准确,可对飞机或组类飞机进行复现。操纵装置和开关的移动方向应与所模拟的飞机或组类飞机一致。			X			X	3 级应当代表单一组类的飞机,应当有导航制、显示和 CCAR-91 部中规定的按照仪表飞行规则运行所需的仪表。机组成员的座椅要有足够的力使驾驶员达到所模拟飞机上设计的眼点位置,或者对于一普通组类飞机,则只要求达到这样的位置。
b. 训练器应当充分地模拟了设备(例如仪表、面板、系统和操纵装置)以能够保证完成批准的训练、检查。训练器上安装的设备应当具有正确的空间布局,它们可以在驾驶舱内或在开放式的驾驶舱区域内。这些设备的工作应当同飞机上的相应设备工作一致。	X		X	X			2 级应当代表单一组类的飞机。 4 级的所有座舱仪表、面板等均可采用平板显示器或 LCD 屏幕进行模拟显示;所有操纵装置(如开关、旋钮等)均可以使用触摸感应设备。 5 级的所有座舱仪表、面板等均可采用平板显示器或 LCD 屏幕进行模拟显示;主要和次要操纵装置(如方向舵、升降舵、襟翼、副翼、扰流板/减速板、油门、起落架、前轮转弯、刹车等操纵装置)应使用可物理移动的设备,其余操纵装置、开关、旋钮等均可以使用触摸感应设备。
c. 影响操作程序和需要飞行机组做出响应的故障中所涉及的跳开关,其功能应当准确。	X	X			X	X	6 级训练器应当将跳开关安装在驾驶舱的正位置。
2. 训练器编程							
a. 训练器应当能够表现飞行中通常遇到的阻力和推力的各种组合对空气动力变化的正确影响。其中应当包括飞机姿态、推力、阻力、高度、温度及构型变化的影响。	X	X			X	X	对 3 级和 6 级还要求全重和重心变化产生的影响。对 2 级、3 级和 5 级仅要求通用空气动力学。
b. 训练器具有满足鉴定等级要求的计算机(模拟或数字)能力,例如计算能力、精度、分辨率和动态响应。	X	X	X	X	X	X	
c. 应在飞机(或对某一组类飞机适用的)改进或相应数据发布的 6 个月内,对训练器的硬件和程序进行更新,除非经事先协调,民航局另行批准。	X	X	X	X	X	X	
d. 驾驶舱仪表的相对响应应当密切耦合以提供综合的感觉提示。这些仪表应当在规定时间内对驾驶员位置上快速有力的输入做出响应,但不能短于相应飞机或组类飞机在同样条件下	X	X			X	X	要求演示,并且应当同时记录:驾驶杆、油门盘和脚蹬的模拟输出,以及输出到驾驶员座舱指引仪的信号。这些记录应当与下列构型下的飞机响应数据进行比较:起飞、巡航和

训练器最低要求							
训练器一般要求	训练器等级						附加说明
	1	2	3	4	5	6	
下做出响应的的时间。如果已经安装了视景和运动系统，并且寻求在该训练器上进行训练、考试或检查的认可时，上述要求中还应包含对这些系统的要求。如果安装了视景系统，并且寻求在该训练器上进行训练、考试或检查的认可时，视景图像从稳定状态受到扰动发生变化的过程应当在相应系统动态响应限制范围内出现，但不能早于仪表的响应，并且如果安装了运动系统，视景图象的变化也不能早于运动系统的响应。							近或着陆。测试结果应当记录到鉴定测试报告中。 另外，如果安装了视景系统，并且寻求在该训练器上进行训练、考试和检查的认可时，发出到视景显示系统的信号（包括视景系统的模拟延迟）也做上述要求。如果安装了运动系统并且寻求在该训练器上进行训练、考试和检查的认可时，对装于运动系统平台、位于驾驶员位置附近合适位置上的加速度计的输出信号做上述要求。
3. 设备操作							
a. 模拟飞机（或组类飞机）的全部相关仪表指示应自动地对操纵装置的移动或所模拟飞机（或组类飞机）受到的外部干扰（例如紊流、风）作出响应。		X	X		X	X	
b. 导航设备应与所模拟飞机（或组类飞机）上的一致，并在机载设备规定的误差范围内工作。		X	X		X	X	对 2 级和 5 级仅要求具有仪表进近飞行所需的导航设备。对 3 级和 6 级应当还包括与（或组类飞机）相同的通讯设备（内话和空通话），并且对于可能实施的某些特殊操作，应当有氧气面罩麦克风系统。
c. 训练器上安装的系统应当能够模拟飞机（或组类飞机）上相应系统的运行，包括在地面和飞行两种情况下。应模拟至少一个飞机系统。系统的运行应当满足能够完成训练大纲所包含的适用的正常、非正常和应急操作程序的要求。		X	X	X	X	X	6 级应当模拟飞机的全部飞行、导航和系统的操作。3 级应当具有飞行和导航操纵装置、显示装置和 CCAR-91 部中规定的仪表飞行规则运行所需的仪表。2 级和 5 级应当具有可操作的飞行、导航操纵装置、显示装置和仪表。
d. 应当具有足够的环境灯光用于仪表和面板照明，以便于实施操作。		X	X	X	X	X	
e. 训练器应当提供与所模拟飞机（或组类飞机）一致的操纵力和操纵行程。在相同的飞行条件下，操纵力的反作用应当与飞机（或组类飞机）上的反作用方式相同。			X			X	
f. 训练器应当提供具有足够精确度的操纵力和操纵行程，以便能够人工实施仪表进近。在相同的飞行条件下，操纵力的反作用应当与飞机（或组类飞机）上的反作用方式相同。		X			X		
4. 教员或检查人员使用的设备							
a. 除了飞行机组成员的位置外，还应当为教员或检查员和监察员安排合适的座位。在这些座位上，应当有足够的视野观察飞行机组成员的面板。		X	X	X	X	X	

训练器最低要求							
训练器一般要求	训练器等级						附加说明
	1	2	3	4	5	6	
b. 训练器应当具有教员控制机构,可以通过该机构根据需要设置正常、非正常和紧急情况。一旦设置的情况启动,机组实施的系统管理应能导致正确的系统工作,而不需要来自教员控制机构的输入。		X	X	X	X	X	
5. 运动系统							
a. 训练器可以安装运动系统,但不作要求。		X	X	X	X	X	如果安装了运动系统,其运转不能使驾驶员感到迷惑。可以参照本规则附录 A 中模拟机运动系统的标准(至少 A 级)。
6. 视景系统							
a. 训练器可以安装视景系统,但不作要求。如果安装了视景系统,则应当满足下列要求: (1) 可以是单通道非准直显示; (2) 在飞驾驶员的最小视场角为垂直 18°和水平 24°; (3) 每个驾驶员的最大视差误差为 10°; (4) 景色内容不能混叠; (5) 从驾驶员的眼点到直接显示面的距离不能小于到前仪表面板的距离; (6) 计算和显示象素尺寸的最小分辨率均为 5 弧分; (7) 最大滞后或传输延迟不超过 300 毫秒。		X	X	X	X	X	要求能力声明和滞后或传输延迟的演示。 可以参照本规则附录 A 中模拟机视景系统的标准(至少 A 级)。然而,如果申请使用视景系统进行训练、考试和检查的附加授权,则要求符合附录 A 中相关视景系统标准。
7. 声音系统							
a. 训练器模拟的由驾驶员操纵动作所导致的重要驾驶舱声响应与相同情况下在飞机上听到的一致。			X			X	

6. 飞机飞行训练器客观测试

6.1 测试要求

6.1.1 确定训练器等级所要求的地面和飞行测试项目在本通告第6.2条训练器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训练器测试结果。如果测试所要求的飞行条件或运行条件对所模拟的飞机或申请的鉴定等级不适用，则可以忽略（例如一台发动机失效中断进近对单发飞机，使用反推操纵的动作对无反推能力的飞机等不适用的情况）。每项测试结果都要与CCAR-60.23条规定的试飞数据进行比较。尽管鼓励对所有训练器都使用驱动程序自动完成这些测试，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条训练器客观测试标准中指明了其他方法。所有测试结果应当标明规定的容差和单位。

6.1.2 本通告第6.2条训练器客观测试标准规定了要求的测试结果，包括用于训练器验证的参数、容差和飞行条件。由于空气动力建模，以及基准数据的采集、推导经常是不精确的，所以对列出的测试提供了容差。训练器客观测试标准中列出的全部容差用来衡量训练器的性能。当对同一个参数提供了两个容差时，可采用对训练器性能要求较低的那个，另有说明的情况除外。

6.1.3 本通告第6.2条训练器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训练器验证的试飞数据适用性进行评估时，这种判断不能只局限于单一参数。例如，呈现出被测参数急剧变化的数据可能需要插值或只选取最适合的数据。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。当训练器数据与飞机数据在整个时间历程内难以或不可能匹配时，应当通过比较其他有关变量来证明两者之间差异的合理性。

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

(1) 飞机重量和重心包线；

(2) 飞行包线；

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

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，还应提供足够的的数据以检验飞行条件和飞机构型变化的正确性。例如，为了在静稳定性测试中证明操纵力在 $\pm 2.22\text{daN}$ （5磅）容

差范围内，还应当提供表明正确的空速、功率、推力或扭矩、飞机构型、高度和其他有关识别参数的数据。如果比较短周期动态特性，可采用将法向加速度与飞机数据进行比较的方法，但还应当提供空速、高度、操纵输入、飞机构型和其他有关数据。如果比较起落架变化动态特性，可采用将俯仰角、空速和高度与飞机数据进行比较的方法，但还应提供起落架的位置数据。应当清楚地标明所有空速值是指示空速、校正空速还是其他类型空速，并和用于比较的空速类型一致。

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训练器的，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。应完成对训练器的全面综合测试，以确保整个训练器系统符合规定的标准，也就是说，不能只是独立地测试训练器的各个子系统。

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训练器，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 接受鉴定的训练器所使用的发动机模型模拟的是飞机制造厂家试飞时所用的发动机。对于替代发动机（试飞时所用发动机的衍生型或其他制造厂家的发动机）模型的鉴定，要求进行使用该替代发动机模型的附加训练器测试。如果替代发动机推力与试飞所用发动机推力相差5%以上，则要求使用在安装了替

代发动机的飞机上获得的试飞数据。如果飞机制造厂家证明对训练器发动机模型的唯一影响是推力，而与替代发动机有关的其他变量（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，来进行附加的训练器测试。

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

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。

6.2 训练器客观测试标准

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
1. 性能										
a. 起飞										
(1) 地面加速时间。	时间: $\pm 5\%$ 或 ± 1 秒	地面或起飞			X			X	记录加速时间, 记录范围至少应为整个起飞滑跑段(从松刹车到达到抬轮速度 V_R) 的 80%。 可以使用飞机的初步审定数据。	
(2) 中断起飞。	时间: $\pm 1.5s$ 或 $\pm 5\%$	起飞			X			X	记录中断起飞的时间, 记录范围至少应为从初始中断起飞到完全停止的 80%。	
b. 爬升										
(1) 正常爬升。	空速: ± 3 海里/小时 爬升率: $\pm 5\%$ 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。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结果。
d. 发动机										
(1) 加速。	时间: $\pm 10\%$	进近或着陆		X	X			X	X	记录从慢车达到复飞推力期间的发动机

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

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
									测试位置与力的关系。	
(2)(a) 驾驶盘位置与力以及操纵面位置校准。	启动力: $\pm 0.89\text{daN}$ (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	记录不间断地全行程操纵驾驶盘一直到止动位的结果。 (对于计算机控制的飞机, 如果训练器上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置, 不需要测试位置与力的关系。)	
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	启动力: $\pm 0.89\text{daN}$ (2 磅) 驾驶盘力: $\pm 1.33\text{daN}$ (3 磅) 或 $\pm 10\%$	地面		X	X			X	记录不间断地全行程操纵驾驶盘一直到止动位的结果。仅适用于定期鉴定。 (对于计算机控制的飞机, 如果训练器上安装了飞机上的驾驶舱操纵装置, 不需要测试位置与力的关系。)	
(3)(a) 方向舵脚蹬位置与力以及操纵面位置校准。	启动力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 脚蹬力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$ 方向舵: $\pm 2^\circ$	地面						X	记录不间断地全行程操纵脚蹬一直到止动位的结果。	
(3)(b) 方向舵脚蹬位置与力的关系。	启动力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 脚蹬力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$	地面		X	X			X	记录不间断地全行程操纵脚蹬一直到止动位的结果。仅适用于定期鉴定。	
(4) 前轮转弯操纵力。	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 $\pm 10\%$	地面			X			X		
(5) 方向舵脚蹬	前轮偏转角: $\pm 2^\circ$	地面			X			X		

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
转弯操纵的校准。										
(6) 俯仰配平校准(指示器与计算值对照)。	计算出的配平角: $\pm 0.5^\circ$	地面						X		
(7) 油门杆角度(或横轴角)与选择的发动机参数(EPR、N1、扭矩、进气压力等)校准。	油门杆角度或横轴角或等效的角度: $\pm 5^\circ$ 或 EPR: ± 0.03 或 N1: $\pm 3\%$ 或最大标定引气压力: $\pm 3\%$ 或扭矩: $\pm 3\%$	地面						X	要求对所有发动机都进行记录。训练器的油门位置与飞机油门位置的差异不能超过 5° (在任何方向上)。另外, 在本测试中任何一个训练器油门杆的位置都不能与训练器其他油门杆的位置差异超过 5° 。若油门杆没有角度行程, 可采用 ± 2 厘米(0.8 英寸)作为容差。对于螺旋桨飞机, 如果装有螺旋桨变矩杆, 应当对其进行检查。可以使用一系列的抽点打印测试结果。	
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系。	踏板位置: $\pm 2.2^\circ$ 踏板力: $\pm 2.22\text{daN}$ (± 5 磅) 或 $\pm 10\%$	地面			X			X	要求有两个数据点(零位和最大偏转)。计算机输出的结果可用于证明符合性。	
b. 纵向										
(1) 功率变化时的驾驶杆力。	驾驶杆力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 20\%$	进近		X	X		X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。可以使用功率变化的动态特性。发动机功率应从进近或平飞变化到最大连续推力或复飞推力。应记录功率变化前 5 秒到结束变化后 15 秒的时间范围。	

训练器客观测试标准											
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明	
			1	2	3	4	5	6			
									(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。		
(2) 襟翼、缝翼变化时的驾驶杆力。	驾驶杆力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 20\%$	起飞和进近		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。可以使用襟翼变化的动态特性。应记录构型变化前 5 秒到结束变化后 15 秒的时间范围。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。	
(3) 起落架变化时的驾驶杆力。	驾驶杆力: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 20\%$	起飞和进近		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。可以使用起落架变化的动态特性。应记录构型变化前 5 秒到结束变化后 15 秒的时间范围。 (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) 起落架和襟/缝翼操作时间。	时间: ± 3 秒或 $\pm 10\%$	起飞和进近		X	X			X	X		
(5) 纵向配平。	安定面: $\pm 0.5^\circ$ 升降舵: $\pm 1^\circ$ 俯仰角: $\pm 1^\circ$ 净推力或等效参数: $\pm 5\%$	巡航、进近和着陆		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。 对于 2 级、3 级和 5 级训练器, 可以使用等效的驾驶杆和配平操纵装置, 代替水平安定面和升降舵。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。	
(6) 纵向机动稳定性 (杆力/加速度)。	驾驶杆力或等效的操纵面位置: $\pm 2.22\text{daN}$ (5 磅) 或 $\pm 10\%$	巡航、进近和着陆						X		可以是一系列抽点打印测试结果。巡航构型下, 要求在 45° 坡度下测试; 进近和着陆构型下, 要求在 30° 坡度下测试。若驾	

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
	或升降舵变化量： $\pm 1^\circ$ 或 $\pm 10\%$								驾驶杆力误差仅因使用飞机真件引起，则该项参数容差不适用。（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 $\pm 10\%$ 或升降舵变化量： $\pm 1^\circ$ 或 $\pm 10\%$	进近		X	X			X	X	可以是一系列抽点打印测试结果。 对于 2 级、3 级和 5 级训练器应当展示其具有正静稳定性，但不必满足本测试规定的容差。若驾驶杆力误差仅因使用飞机真件引起，则该项参数容差不适用。 （对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。
(8) 失速警告（失速警告设备作动）。	初始抖振,失速告警和失速空速： ± 3 海里/小时 坡度： $\pm 2^\circ$	第二阶段爬升和进近或着陆		X	X			X	X	应在发动机处于慢车且机翼保持水平的条件下进入失速。应记录整个失速过程和初始恢复过程。 （对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。
(9)(a) 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	本测试应包含 3 个完整的周期（在输入信号结束后的 6 个超调）或足够用来确定达到 1/2 振幅或 2 倍振幅时间的一定数量周期，两者取要求最低者。 （对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。
(9)(b) 长周期动态特性。	在典型阻尼情况下的周期： $\pm 10\%$	巡航		X	X			X		（对于计算机控制的飞机，在正常和非正常控制状态下测试）。

训练器客观测试标准										
测 试	容 差	飞行条件	训练器等级						测试细节	信息说明
			1	2	3	4	5	6		
(10) 短周期动态特性。	俯仰角: $\pm 1.5^\circ$ 或俯仰速率: $\pm 2^\circ/\text{秒}$ 法向加速度: $\pm 0.1g$	巡航						X	(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态不测试)。	
c. 横航向										
(1) 滚转响应(速率)。	滚转速率: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ/\text{秒}$	巡航和进近或着陆		X	X			X	X	
(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。	滚转角: $\pm 10\%$ 或 $\pm 2^\circ$	进近或着陆			X			X		(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。
(3)(a) 螺旋稳定性。	坡度应有正确的变化趋势。	巡航		X				X		应在两个方向上均进行测试。可使用在同一方向多次试飞数据的平均值。 替代科目: 演示保持一个坡度为 30° 的稳定转弯时所需要的横向控制。 (对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。
(3)(b) 螺旋稳定性。	坡度应有正确的变化趋势。 坡度(在 20 秒范围内): $\pm 3^\circ$ 或 $\pm 10\%$	巡航			X			X		(对于计算机控制的飞机, 在正常和非正常控制状态下测试)。
(4)(a) 方向舵响应。	偏航速率(或小俯仰姿态下的航向变化速率): $\pm 2^\circ/\text{秒}$	进近或着陆						X		如果在荷兰滚测试中显示了方向舵的操纵输入和响应, 可不要求此测试。

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

7. 飞机飞行训练器主观测试

7.1 概则

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

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训练器的所有功能和操作，包括模拟的各种环境条件、模拟的飞机系统操作（正常、非正常和紧急情况）、视景系统显示以及满足飞行机组训练、检查或飞行经历要求所需要的特殊效果。

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

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训练器等级的操作科目鉴定训练器。

a. 飞行前准备：

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

b. 地面操作（起飞前）：

(1) 发动机起动：

(a) 正常起动；

(b) 备用起动；

(c) 非正常起动及关车（热起动、悬挂起动等）。

(2) 推飞机或依靠动力后退（如适用，靠动力后退需要视觉系统）。

(3) 滑行：

(a) 推力响应；

(b) 油门杆摩擦力；

- (c) 地面操纵；
- (d) 前轮拖胎；
- (e) 刹车操作（正常及备用或紧急方式）；
- (f) 地面危险情况；
- (g) 地面引导系统；
- (h) 其他。

c. 起飞：

(1) 正常起飞：

(a) 推力系统检查（例如发动机参数关系，螺旋桨和混合比控制）；

- (b) 飞机加速特性；
- (c) 前轮转弯和方向舵操纵；
- (d) 侧风（最大演示的）；
- (e) 特殊性能；
- (f) 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) 飞行操纵系统故障模式。
- (d) 其他。

d. 飞行中操作：

- (1) 爬升：
 - (a) 正常爬升；
 - (b) 其他。
- (2) 巡航：
 - (a) 性能特性（速度和功率的关系）；
 - (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（如适用，仅要求程序）；
 - (k) 空中重新启动发动机（如适用，仅要求程序）；
 - (l) 一台或多台发动机失效的机动飞行（如适用，仅要求程序）；
 - (m) 低速飞行；

- (n) 特殊飞行特性；
- (o) 人工恢复飞行操纵（全部飞行操纵动力丧失）；
- (p) 其他飞行操纵系统失效模式；
- (q) 等待；
- (r) 空中危险情况（如适用，要求有视景系统）；
- (s) 结冰条件下飞行；
- (t) 空中交通警戒和防止空中相撞；
- (u) 机身结冰效应；
- (v) 其他。

(3) 下降：

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

e. 进近：

- (1) 仪表进近：
 - (a) 非精密进近：
 - (i) 无向信标（NDB）；
 - (ii) 甚高频全向信标（VOR）、区域导航（RNAV）、塔康导航系统（TACAN）；
 - (iii) 测距仪/弧线（DME/ARC）；
 - (iv) 仪表着陆系统航向道/背航道（LOC/BC）；

(v) 航向信标定向设备 (LDA)、仪表着陆系统航向道 (LOC)、简易定向设备 (SDF)；

(vi) 机场监视雷达 (ASR)；

(vii) 全球定位系统 (GPS)；

(viii) 中断进近。

(b) 精密进近：

(i) 仪表着陆系统 (ILS)

(A) 公布的I类进近：

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

(II) 在有最大演示侧风情况下。

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

(C) 公布的III类进近：

(I) 在最小/备用电源情况下；

(II) 在发电机/交流发电机失效（瞬时）情况下；

(III) 在有 10 海里/小时顺风情况下；

(IV) 在有 10 海里/小时侧风情况下。

(D) 中断进近：

(ii) 精密进近雷达 (PAR)：

(A) 正常；

(B) 带侧风；

(C) 中断进近。

(iii) 数字式全球定位系统 (DGPS)：

- (A) 正常；
- (B) 带侧风；
- (C) 中断进近。

(iv) 微波着陆系统 (MLS) :

- (A) 正常；
- (B) 带侧风；
- (C) 中断进近。

(v) 大角度下滑道：

- (A) 正常；
- (B) 带侧风；
- (C) 中断进近。

(2) 目视进近机动：

- (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) 备用（或最小）电源或液压源；
- (b) 纵向配平故障；
- (c) 水平安定面卡阻或无法配平；
- (d) 横向、航向配平故障；

(e) 飞行操纵系统最严重的失效情况（极不可能的计算机控制飞机的最严重降级）；

- (f) 训练大纲规定的操纵系统的其他失效模式；
- (g) 着陆和指定线外等待；
- (h) 其他。

f. 中断进近:

- (1) 人工;
- (2) 自动 (若适用);

g. 任何飞行阶段:

- (1) 空调;
- (2) 防冰、除冰系统;
- (3) 辅助动力装置;
- (4) 通信设备;
- (5) 电气系统;
- (6) 火警探测和灭火;
- (7) 襟翼、缝翼;
- (8) 飞行操纵系统 (包括扰流板和减速板);
- (9) 燃油和滑油系统;
- (10) 液压系统;
- (11) 起落架;
- (12) 氧气系统;
- (13) 气源系统;
- (14) 动力装置;
- (15) 增压系统;
- (16) 飞行管理及飞行引导系统;
- (17) 自动着陆辅助设备;
- (18) 自动驾驶仪;
- (19) 动力管理和自动油门;
- (20) 飞行数据显示器;

- (21) 飞行管理计算机；
- (22) 飞行指引或系统显示器；
- (23) 飞行仪表；
- (24) 平显飞行引导系统；
- (25) 导航系统；
- (26) 气象雷达系统；
- (27) 失速警告和保护系统；
- (28) 操纵性和稳定性增强系统；
- (29) 空中交通警戒与防撞系统（ACARS）；
- (30) 其他。

h. 发动机关车及停机：

- (1) 系统操作；
- (2) 停留刹车操作；

7.3 训练器系统列表

a. 教员控制台：

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

(c) 预设位置（例如停机坪、五边定位点上空）；

(d) 其他。

(4) 环境控制：

(a) 温度；

(b) 风向和风速；

(c) 气象条件（例如雨、冰等）；

(d) 其他。

(5) 飞机系统故障设置：

(a) 插入、删除；

(b) 故障清除；

(c) 其他。

(6) 冻结和重新定位：

(a) 冻结和解冻（全部）故障；

(b) 位置冻结和解冻；

(c) 重新定位（定位、冻结和解冻）；

(d) 二分之一或两倍地速控制；

(e) 其他。

(7) 教员台遥控；

(8) 其他。

b. 声音控制

接通和断开，音量调节。

c. 操纵载荷系统（如适用）

接通、断开和紧急停止。

d. 观察员座位：

(a) 位置；

(b) 调节。

8. 2 级、3 级和 5 级训练器的替代数据

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

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

8.3 下列内容适用于希望使用替代方法的运营人：

8.3.1 运营人将提交完整的鉴定测试指南，并包括下列内容：

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

(ii) 相应于所申请鉴定等级的客观测试的测试结果。

8.3.2 鉴定测试指南的测试结果应当包含在客观测试表格中规定了容差的全部参数，以及与实施测试的条件有关的所有信

息，例如全重、重心、空速、推力设定、高度（爬升、下降或平飞）、温度、构型和会对实施测试产生影响的其他参数。

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

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

征求意见稿

小型单发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据

适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升率=2.5-6 米/秒（500-1200 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 60 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	5-15 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	2-4 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	2-4 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 3 所示的阴影区内（小型单发飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 3a 所示的阴影区内（小型单发飞机）。
(3)(b) 方向舵脚踏位置与力的关系。	方向舵脚踏位置与力的关系图应当在本附件图 3b 所示的阴影区内（小型单发飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚踏位置与力的关系图应当在本附件图 3b 所示的阴影区内（小型单发飞机）。
(5) 方向舵脚踏转弯操纵的校准，在整个脚踏行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	13.3-44.5daN（30-100 磅）踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（推）。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。 (a) 襟翼完全收上，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 襟翼放出到其全行程的 50%，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（推）。
(3) 起落架变化时的驾驶杆力。 (a) 起落架在收上位，经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，放出起落架。稳	(a) 0.89-5.34daN（2-12 磅）驾驶杆力（拉）。

定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 起落架在放下位，经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。	(b) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力 (推)。
(4) 起落架和襟翼操作时间。 (a) 起落架放出； (b) 起落架收上； (c) 襟翼放出，零到 50% 行程； (d) 襟翼收上，50% 行程到零。	(a) 2-12 秒； (b) 2-12 秒； (c) 3-13 秒； (d) 3-13 秒。
(5) 纵向配平。	应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。
(7) 纵向静稳定性。	应当展示正的静稳定性。
(8) 失速警告 (失速警告设备的作动)，在额定全重、保持机翼水平的情况下，并且减速率大约为每秒 1 海里/小时。 (a) 着陆构型； (b) 光洁构型。	(a) 40-60 海里/小时，坡度在 $\pm 5^\circ$ 范围内。 (b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。
(9)(b) 长周期动态特性。	应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。 在不足 2 个周期时可以不达到 $\frac{1}{2}$ 或 2 倍振幅。
c. 横航向	
(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量；副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。	应当有每秒 $6-40^\circ$ 的滚转速率。
(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下，经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时，向转弯相反方向输入全行程 50% 的副翼操纵。当达到零度坡度角时，快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵输入开始之前至少 2 秒直到操纵装置回中立位之后至少 20 秒的响应。	滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内，减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。
(3)(a)和(b) 螺旋稳定性。在巡航构型和正常巡航速度下，建立 $20-30^\circ$ 坡度。稳定后使副翼操纵装置回中立位并松开。应当完成两个方向的转弯。	20 秒之后，坡度角与初始坡度角的差异不超过 $\pm 5^\circ$ 。
(4)(b) 方向舵响应。使用 50% 的最大方向舵偏转量。适用于进近或着陆构型。	偏航速率为 $6-12^\circ/\text{秒}$ 。
(5)(b) 荷兰滚 (偏航阻尼断开)。适用于巡航和进近构型。	周期为 2-5 秒， $\frac{1}{2}$ -2 个周期。
(6) 稳定侧滑。使用 50% 的最大方向舵偏转量。适用于进近和着陆构型。	坡度为 $2-10^\circ$ ，侧滑角为 $4-10^\circ$ ，副翼为 $2-10^\circ$ 。
3. 驾驶舱仪表的响应	
仪表系统对驾驶员快速有力输入响应。在每个轴上都需要测试 (俯仰、滚转和偏航)。	小于或等于 300 毫秒。

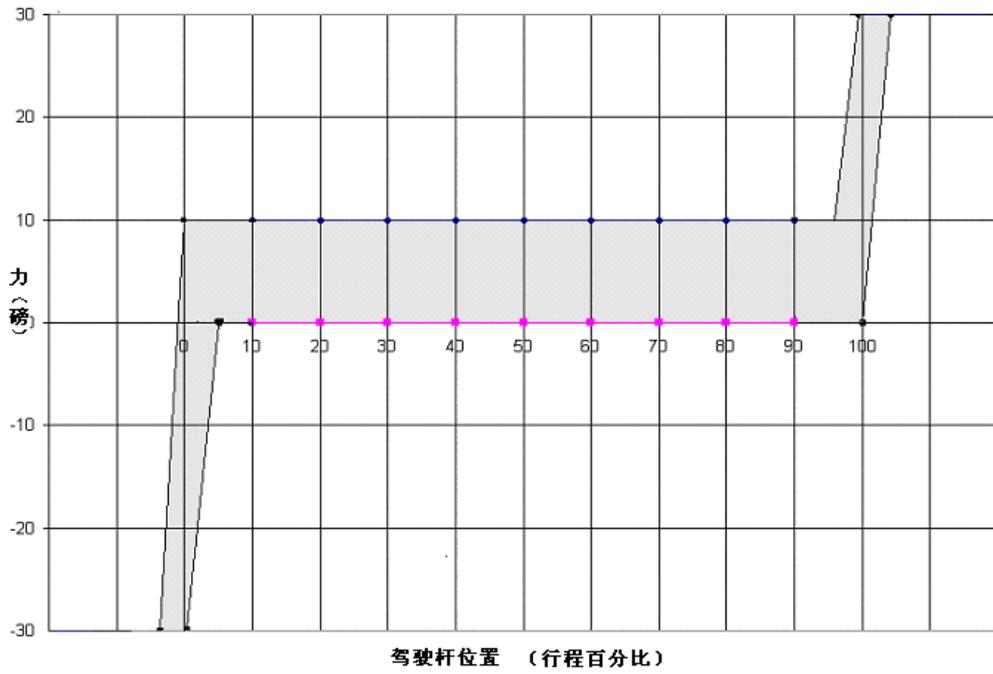


图 3 小型单发（活塞式）飞机驾驶杆位置与力的关系

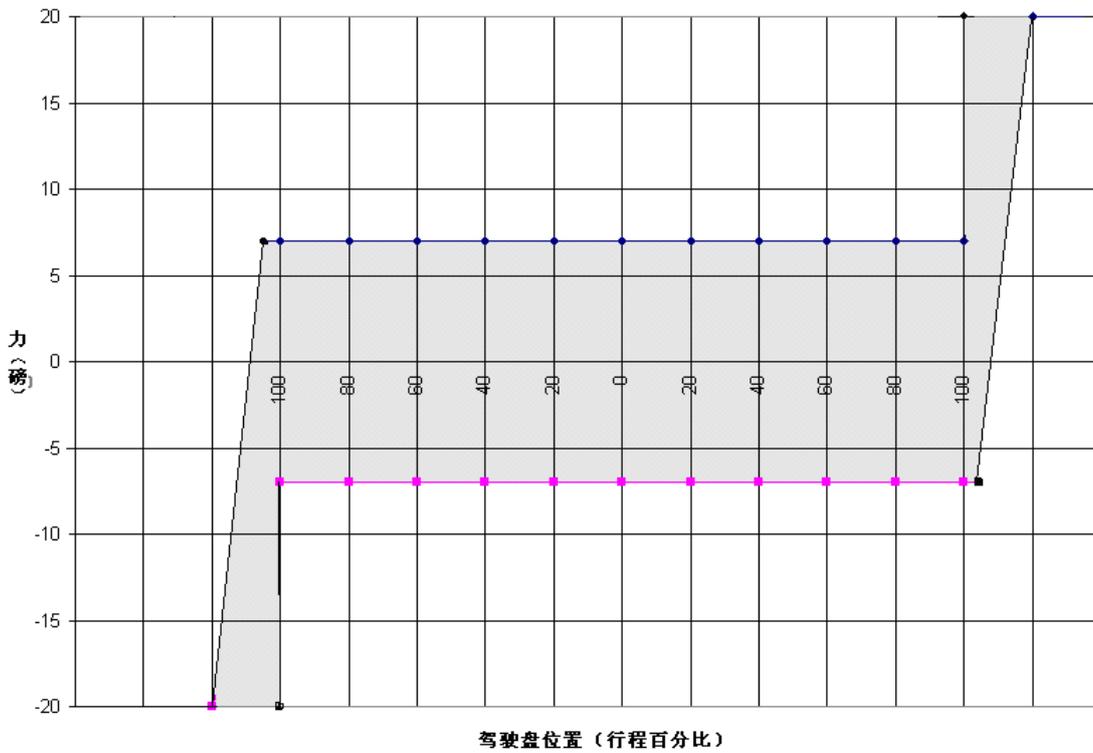


图 3a 小型单发（活塞式）飞机驾驶盘位置与力的关系

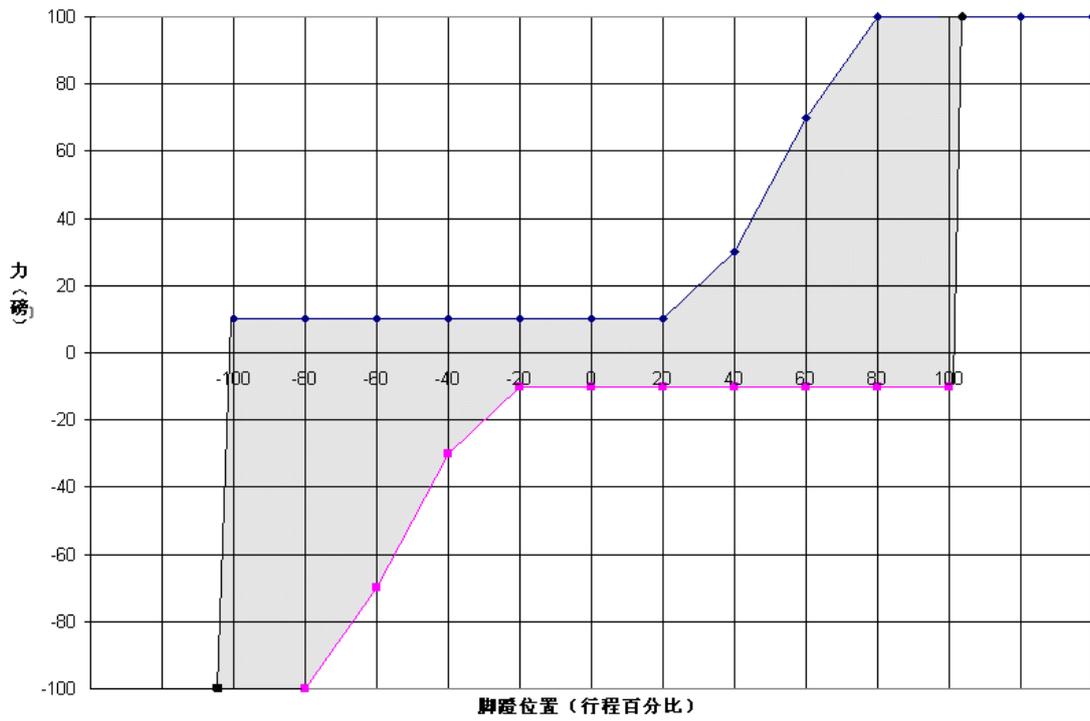


图 3b 小型单发（活塞式）飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

小型多发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据

适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升速度=95-115 海里/小时。 爬升率=2.5-7.5 米/秒（500-1500 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 80 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	10-20 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	2-5 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	2-5 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 4 所示的阴影区内（小型多发飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 5 所示的阴影区内（小型多发飞机）。
(3)(b) 方向舵脚蹬位置与力的关系。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 6 所示的阴影区内（小型多发飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 6 所示的阴影区内（小型多发飞机）。
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准，在整个脚蹬行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	22.24-66.72daN（50-150 磅）踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN（5-15 磅）驾驶杆力（推）。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。	

小型多发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据

适用的测试和编号	批准的性能范围
<p>(a) 襟翼完全收上, 经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率, 将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力;</p> <p>或者</p> <p>(b) 襟翼放出到其全行程的 50%, 经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率, 将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。</p>	<p>(a) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (拉)。</p> <p>(b) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (推)。</p>
<p>(3) 起落架变化时的驾驶杆力。</p> <p>(a) 起落架在收上位, 经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率, 放出起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力;</p> <p>或者</p> <p>(b) 起落架在放下位, 经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率, 收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。</p>	<p>(a) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力 (拉)。</p> <p>(b) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力 (推)。</p>
<p>(4) 起落架和襟翼操作时间。</p> <p>(a) 起落架放出;</p> <p>(b) 起落架收上;</p> <p>(c) 襟翼放出, 零到 50% 行程;</p> <p>(d) 襟翼收上, 50% 行程到零。</p>	<p>(a) 2-12 秒;</p> <p>(b) 2-12 秒;</p> <p>(c) 3-13 秒;</p> <p>(d) 3-13 秒。</p>
<p>(5) 纵向配平。</p>	<p>应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。</p>
<p>(7) 纵向静稳定性。</p>	<p>应当展示正的静稳定性。</p>
<p>(8) 失速警告 (失速警告设备的作动)。在额定全重、保持机翼水平的情况下, 并且减速率大约为每秒 1 海里/小时。</p> <p>(a) 着陆构型;</p> <p>(b) 光洁构型。</p>	<p>(a) 60-90 海里/小时, 坡度在$\pm 5^\circ$ 范围内。</p> <p>(b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。</p>
<p>(9)(b)长周期动态特性。</p>	<p>应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。</p> <p>在不足 2 个周期时可以不达到$\frac{1}{2}$或 2 倍振幅。</p>
<p>c. 横航向</p>	
<p>(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量, 副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。</p>	<p>应当有每秒 $6-40^\circ$ 的滚转速率。</p>
<p>(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下, 经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时, 向转弯相反方向输入全行程 50% 的副翼操纵。当达到零度坡度角时, 快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵输入开始之前至少</p>	<p>滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内, 减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。</p>

小型多发（活塞式）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据

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

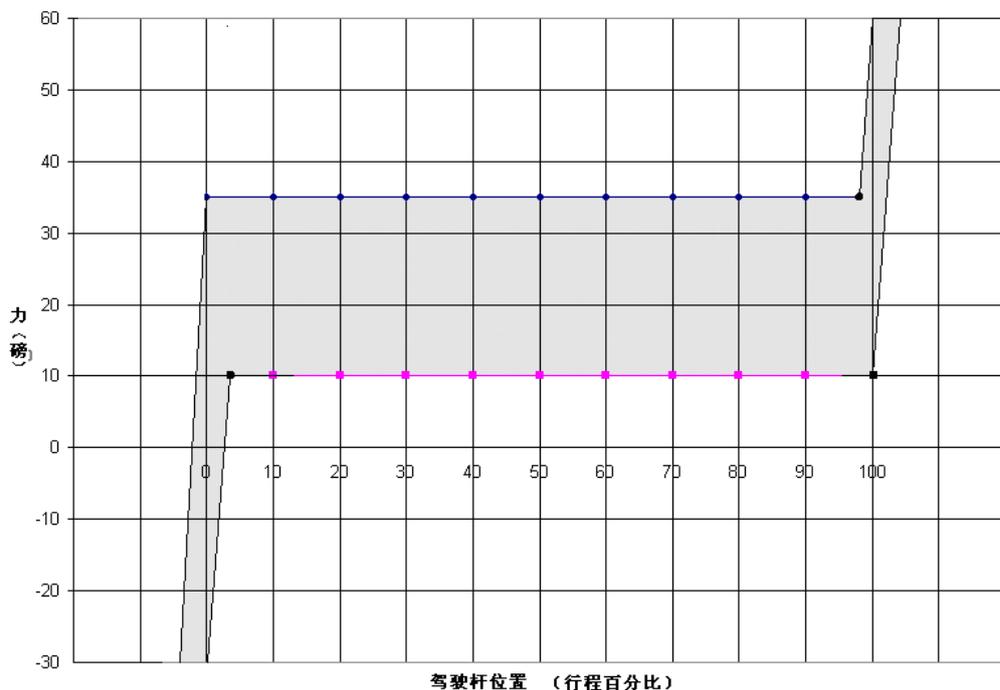


图 4 小型多发（活塞式）飞机驾驶杆位置与力的关系

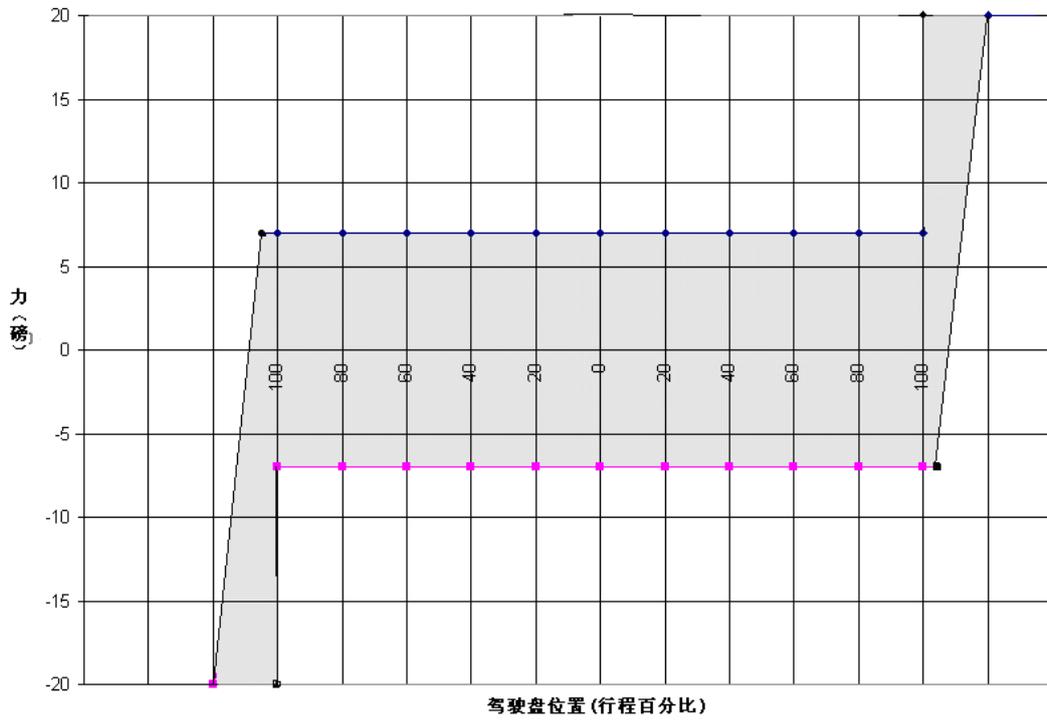


图5 小型多发（活塞式）飞机驾驶盘位置与力的关系

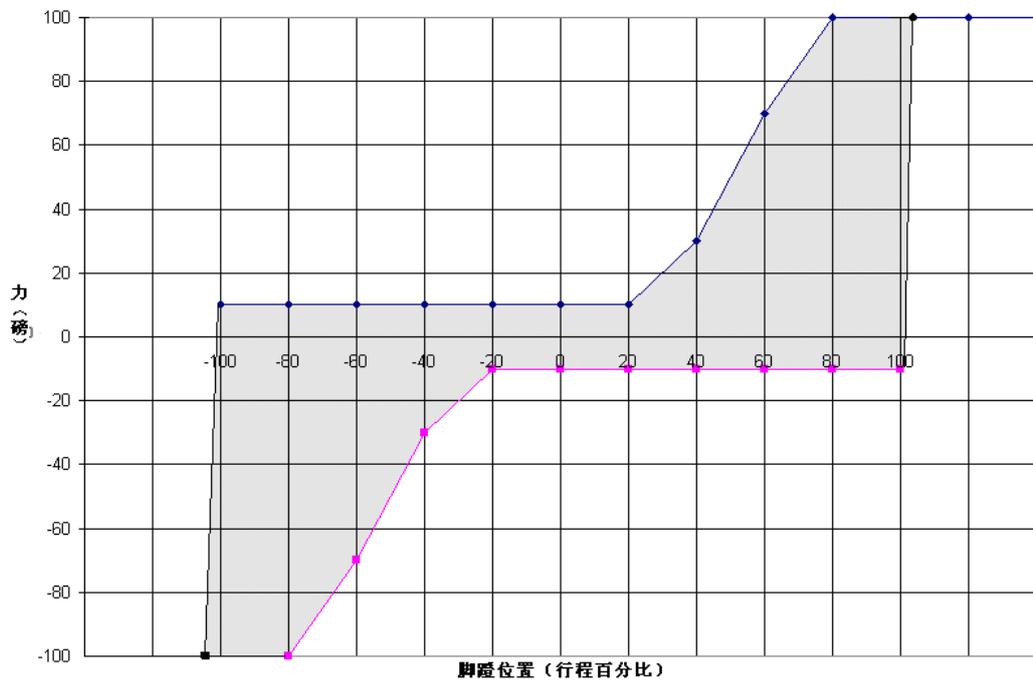


图 6 小型多发（活塞式）飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

单发（涡轮螺旋桨）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据

适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升速度=95-115 海里/小时。 爬升率=4-9 米/秒（800-1800 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 80 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	20-35 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	4-8 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	3-7 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 7 所示的阴影区内（单发涡轮螺旋桨飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 8 所示的阴影区内（单发涡轮螺旋桨飞机）。
(3)(b) 方向舵脚蹬位置与力的关系。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 9 所示的阴影区内（单发涡轮螺旋桨飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 9 所示的阴影区内（单发涡轮螺旋桨飞机）。
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准，在整个脚蹬行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	22.24-44.48daN（50-100 磅）踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 从 3.56daN（8 磅）推驾驶杆的力到 3.56daN（8 磅）拉驾驶杆的力。 (b) 5.34-9.79daN（12-22 磅）驾驶杆力（推）。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。	

单发（涡轮螺旋桨）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据

适用的测试和编号	批准的性能范围
<p>(a) 襟翼完全收上，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力；</p> <p>或者</p> <p>(b) 襟翼放出到其全行程的 50%，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。</p>	<p>(a) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (拉)。</p> <p>(b) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力 (推)。</p>
<p>(3) 起落架变化时的驾驶杆力。</p> <p>(a) 起落架在收上位，经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，放出起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力；</p> <p>或者</p> <p>(b) 起落架在放下位，经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。</p>	<p>(a) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力 (拉)。</p> <p>(b) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力 (推)。</p>
<p>(4) 起落架和襟翼操作时间。</p> <p>(a) 起落架放出；</p> <p>(b) 起落架收上；</p> <p>(c) 襟翼放出，零到 50% 行程；</p> <p>(d) 襟翼收上，50% 行程到零。</p>	<p>(a) 2-12 秒；</p> <p>(b) 2-12 秒；</p> <p>(c) 3-13 秒；</p> <p>(d) 3-13 秒。</p>
<p>(5) 纵向配平。</p>	<p>应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。</p>
<p>(7) 纵向静稳定性。</p>	<p>应当展示正的静稳定性。</p>
<p>(8) 失速警告（失速警告设备的作动）。在额定全重、保持机翼水平的情况下，并且减速率大约为每秒 1 海里/小时。</p> <p>(a) 着陆构型；</p> <p>(b) 光洁构型。</p>	<p>(a) 60-90 海里/小时，坡度在$\pm 5^\circ$ 范围内。</p> <p>(b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。</p>
<p>(9)(b) 长周期动态特性。</p>	<p>应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。</p> <p>在不足 2 个周期时可以不达到$\frac{1}{2}$或 2 倍振幅。</p>
<p>c. 横航向</p>	
<p>(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量，副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。</p>	<p>应当有每秒 $6-40^\circ$ 的滚转速率。</p>
<p>(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下，经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时，向转弯相反方向输入全行程 50% 的副翼操纵。当达到零度坡度角时，快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵输入开始之前至少 2 秒直到操纵装置回中立</p>	<p>滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内，减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。</p>

单发（涡轮螺旋桨）飞机 2、3 和 5 级训练器替代数据

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

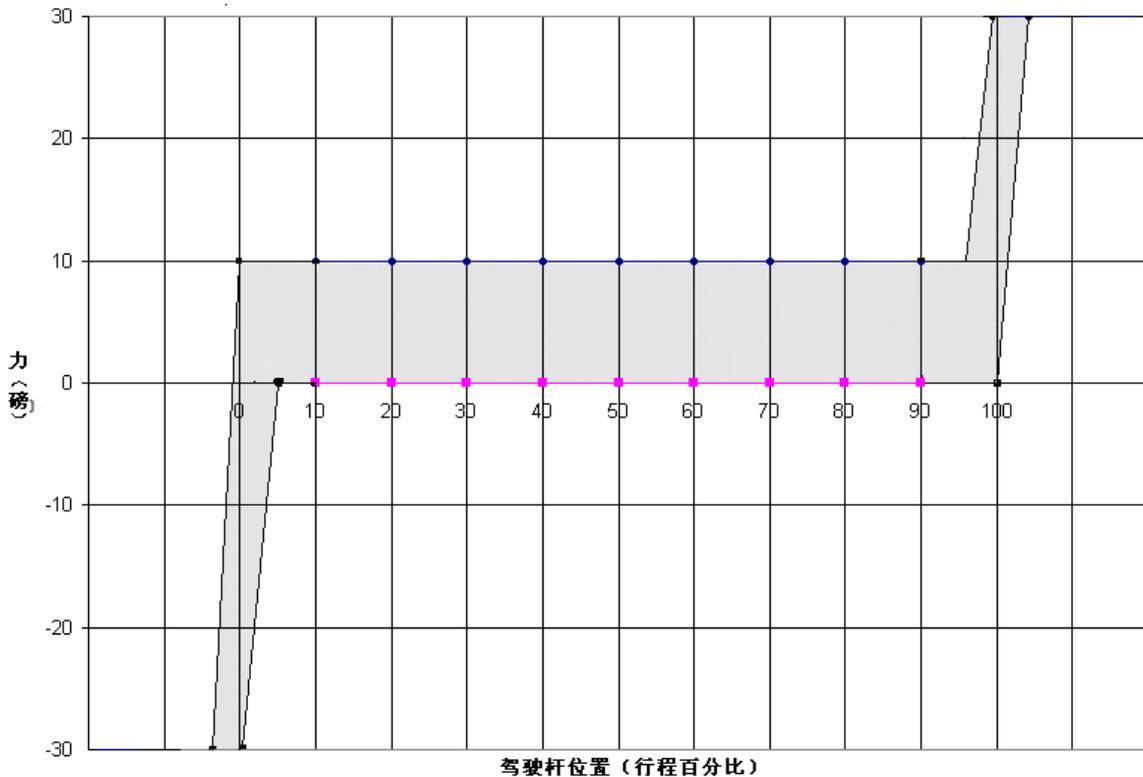


图 7 单发涡轮螺旋桨飞机驾驶杆位置与力的关系

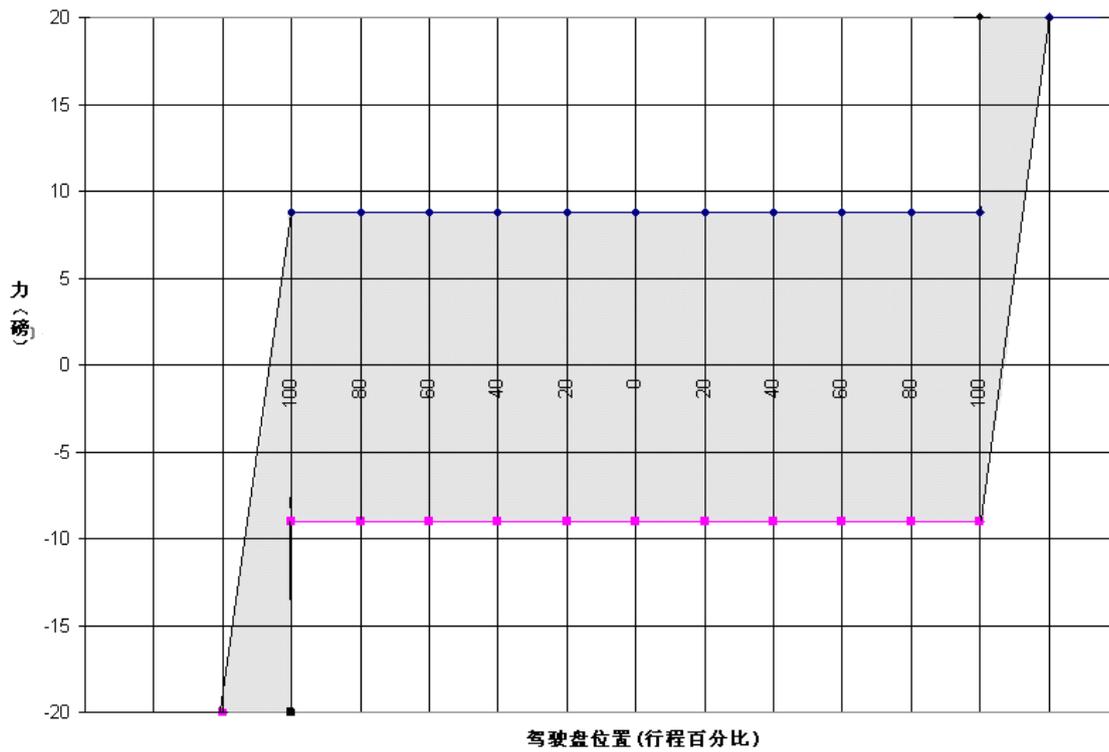


图 8 单发涡轮螺旋桨飞机驾驶盘位置与力的关系

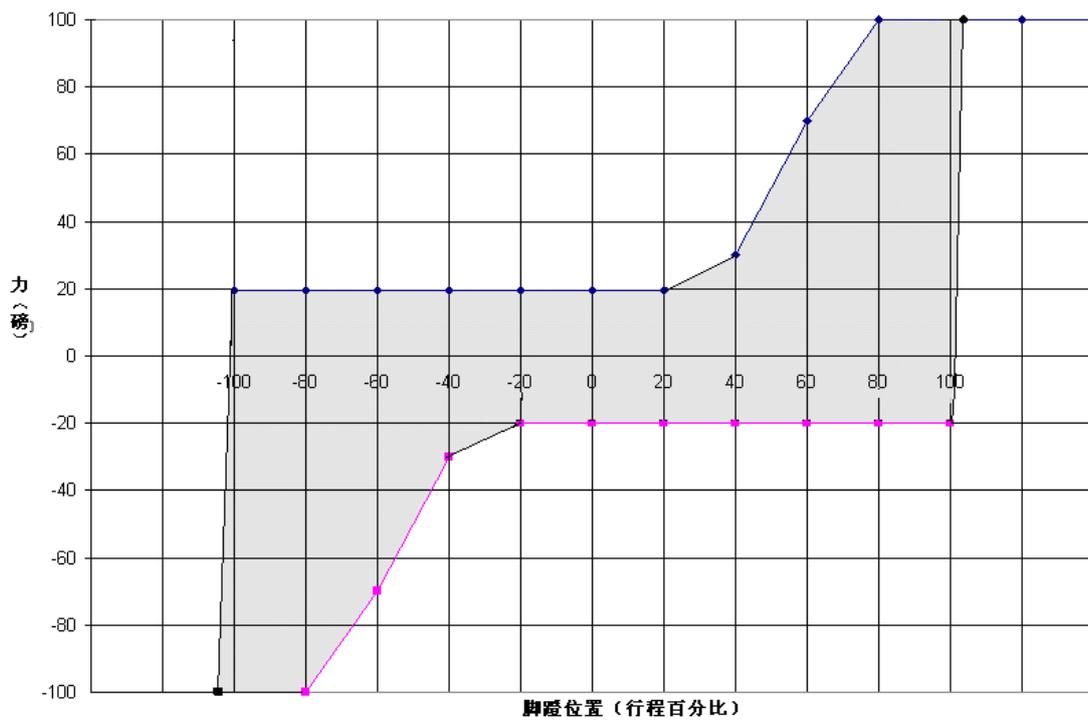


图 9 单发涡轮螺旋桨飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

多发（涡轮螺旋桨）飞机（≤8,620 千克）2、3 和 5 级训练器替代数据

适用的测试和编号	批准的性能范围
1. 性能	
a. 起飞	
(1) 地面加速时间，从松刹车至达到离地速度。	20-30 秒。
b. 爬升	
(1) 正常爬升，在额定全重和最佳爬升率速度条件下。	爬升速度=120-140 海里/小时。 爬升率=5-15 米/秒（1000-3000 英尺/分钟）。
c. 地面减速	
(1) 减速时间，从 90 海里/小时减速至全停，在额定全重和干跑道上使用刹车的条件下。	20-35 秒。
d. 发动机	
(1) 加速，从慢车到起飞功率。	2-6 秒。
(2) 减速，从起飞功率到慢车。	1-5 秒。
2. 操纵品质	
a. 静态操纵检查	
(1)(b) 驾驶杆位置与力的关系。	驾驶杆位置与力的关系图应当在本附件图 10 所示的阴影区内（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(2)(b) 驾驶盘位置与力的关系。	驾驶盘位置与力的关系图应当在本附件图 11 所示的阴影区内（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(3)(b) 方向舵脚蹬位置与力的关系。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 12 所示的阴影区内（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(4) 前轮转弯操纵力。	方向舵脚蹬位置与力的关系图应当在本附件图 12 所示的阴影区内（多发涡轮螺旋桨飞机）。
(5) 方向舵脚蹬转弯操纵的校准，在整个脚蹬行程范围内。	10-30° 的前轮偏转角，在中立位置的两侧。
(8) 刹车踏板位置与踏板力的关系，达到最大踏板偏转量。	22.24-66.72daN（50-150 磅）踏板力。
b. 纵向	
(1) 功率变化时的驾驶杆力。 (a) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率减小到空中慢车状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 使用必需功率，经配平后以正常巡航速度 80% 的空速进行平直飞行。将功率增大到最大功率状态，不改变配平或构型。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。	(a) 从 3.56daN（8 磅）推驾驶杆的力到 3.56daN（8 磅）拉驾驶杆的力。 (b) 5.34-9.79daN（12-22 磅）驾驶杆力（推）。
(2) 襟翼/缝翼变化时的驾驶杆力。	

多发（涡轮螺旋桨）飞机（≤8,620 千克）2、3 和 5 级训练器替代数据

适用的测试和编号	批准的性能范围
<p>(a) 襟翼完全收上，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼放出到其全行程的 50%。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力； 或者 (b) 襟翼放出到其全行程的 50%，经配平后以襟翼放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，将襟翼完全收上。稳定之后记录保持原始空速所需的驾驶杆力。</p>	<p>(a) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力（拉）。 (b) 2.22-6.67daN (5-15 磅) 驾驶杆力（推）。</p>
<p>(3) 起落架变化时的驾驶杆力。 (a) 起落架在收上位，经配平后以起落架放出空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，放出起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力； 或者 (b) 起落架在放下位，经配平后以起落架收上空速范围内的一恒定空速进行平直飞行。不调整配平或功率，收上起落架。稳定之后记录保持原始空速的所需的驾驶杆力。</p>	<p>(a) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力（拉）。 (b) 0.89-5.34daN (2-12 磅) 驾驶杆力（推）。</p>
<p>(4) 起落架和襟翼操作时间。 (a) 起落架放出； (b) 起落架收上； (c) 襟翼放出，零到 50%行程； (d) 襟翼收上，50%行程到零。</p>	<p>(a) 2-12 秒； (b) 2-12 秒； (c) 3-13 秒； (d) 3-13 秒。</p>
<p>(5) 纵向配平。</p>	<p>应当有能力分别在巡航、进近和着陆构型状态下将纵向驾驶杆力配平为“零”。</p>
<p>(7) 纵向静稳定性。</p>	<p>应当展示正的静稳定性。</p>
<p>(8) 失速警告（失速警告设备的作动）。在额定全重、保持机翼水平的情况下，并且减速率大约为每秒 1 海里/小时： (a) 着陆构型； (b) 光洁构型。</p>	<p>(a) 80-100 海里/小时，坡度在±5° 范围内； (b) 1.1 至 1.2 倍的着陆构型速度。</p>
<p>(9)(b) 长周期动态特性。</p>	<p>应当有周期为 30-60 秒的长周期运动。 在不足 2 个周期时可以不达到½或 2 倍振幅。</p>
<p>c. 横航向</p>	
<p>(1) 滚转响应。滚转速率应当通过至少 30° 的滚转来测量，副翼操纵应当偏转到最大行程的 50%。</p>	<p>应当有每秒 6-40° 的滚转速率。</p>
<p>(2) 驾驶舱滚转操纵阶跃输入的滚转响应。在额定全重下，经配平后以进近空速进行平直飞行。滚转到 30° 坡度转弯并稳定。准备好时，向转弯相反方向输入全行程 50%的副翼操纵。当达到零度坡度角时，快速使副翼操纵装置回中立位并松开。记录从与转弯方向相反的操纵输入开始之前至少 2 秒直到操纵装置回中立位之</p>	<p>滚转速率应当在松开操纵装置的 1-3 秒内，减小到刚刚达到的最大滚转速率的 10% 以内。</p>

多发（涡轮螺旋桨）飞机（≤8,620 千克）2、3 和 5 级训练器替代数据

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

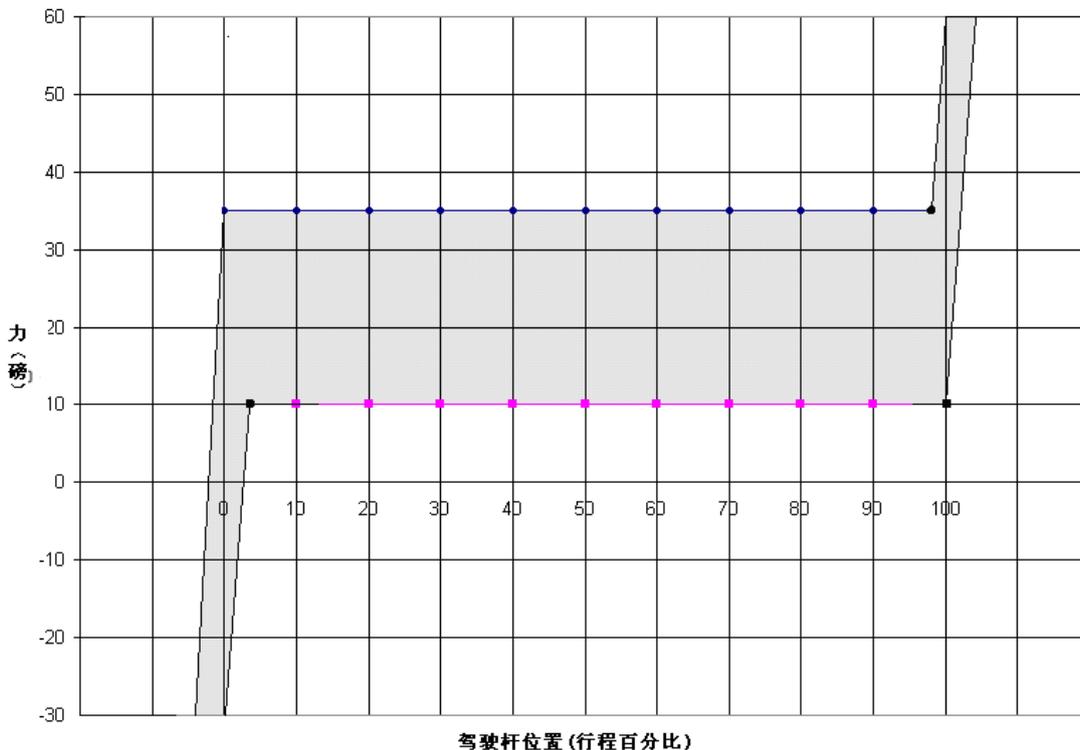


图 10 多发涡轮螺旋桨飞机驾驶杆位置与力的关系

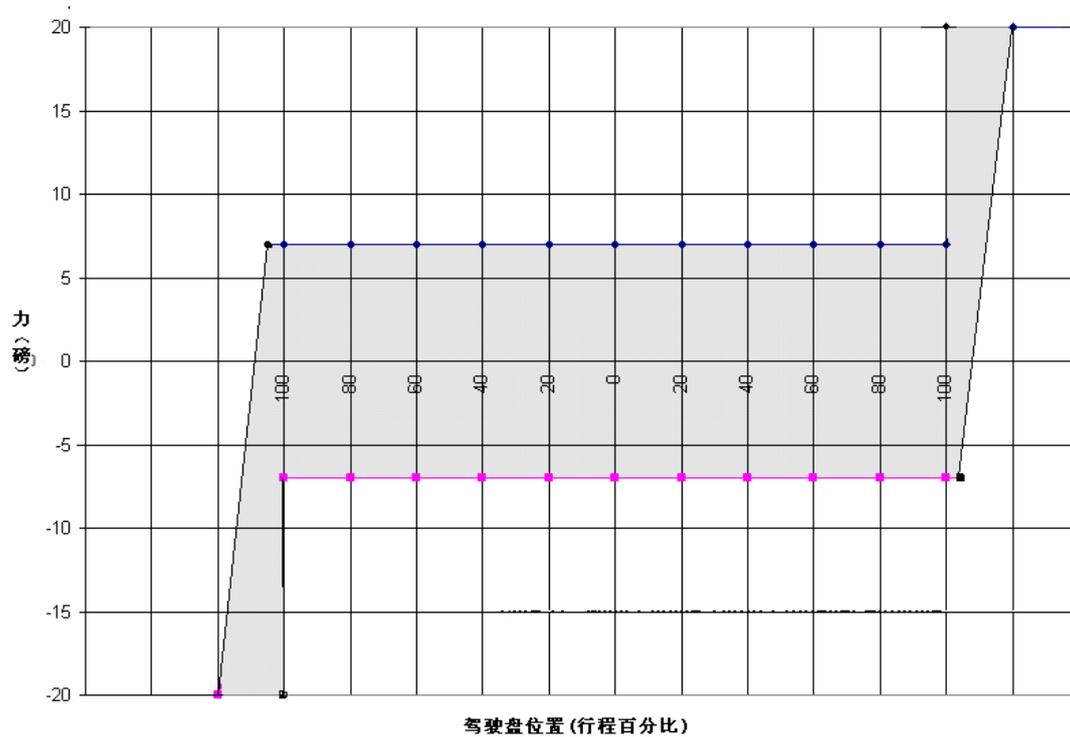


图 11 多发涡轮螺旋桨飞机驾驶盘位置与力的关系

征文总

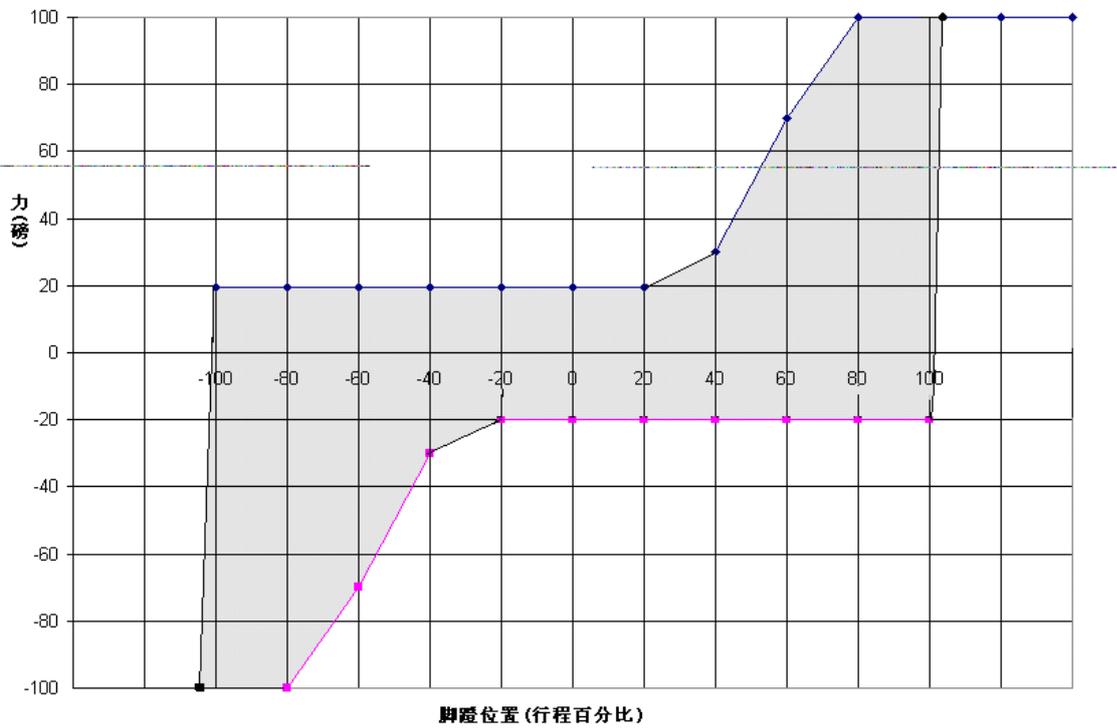


图 12 多发涡轮螺旋桨飞机方向舵脚蹬位置与力的关系

9. 替代数据来源、程序和专用仪器——仅适用于 6 级训练

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

9.1.1 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;

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

9.2 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训练器空气动力程序建模的基本前提。

9.2.1 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训练器时间历程测试（包括三个基本的配平测试和贴近地面平飞配平），都可以通过比较试飞俯仰角来验证迎角。

9.2.2 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；

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

9.3 鼓励飞行模拟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。本条不适用于计算机控制飞机的训练器。

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

10. 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。

征求意见稿

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

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。由于训练器操纵载荷系统与飞机系统的紧密吻合是至关重要的，因此应当尽可能收集最好的数据。本附件描述了要求的操纵感觉系统动态特性测试。这些测试通常是在使用脉冲或阶跃输入对系统进行激励后，通过测量操纵装置的自由响应来完成的。这个测试应当在起飞、巡航和着陆飞行条件及构型下完成。

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

(2) 验证操纵感觉系统的动态特性是否能代表所模拟飞机的测试应当表明动态阻尼周期（操纵的自由响应）与飞机的动态阻尼周期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。将训练器数据与飞机数据进行比较时，应当先把训练器和飞机的稳定状态值重叠或对齐，然后再比较振荡峰值的幅度、第一次交零时间和单个振荡周期。在对比飞机数据的那一时间段内，训练器应当有与飞机相同次数的有意义超调。这种响应的评定过程如本附录图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 $\pm 10\%$ 。训练器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 ）：

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

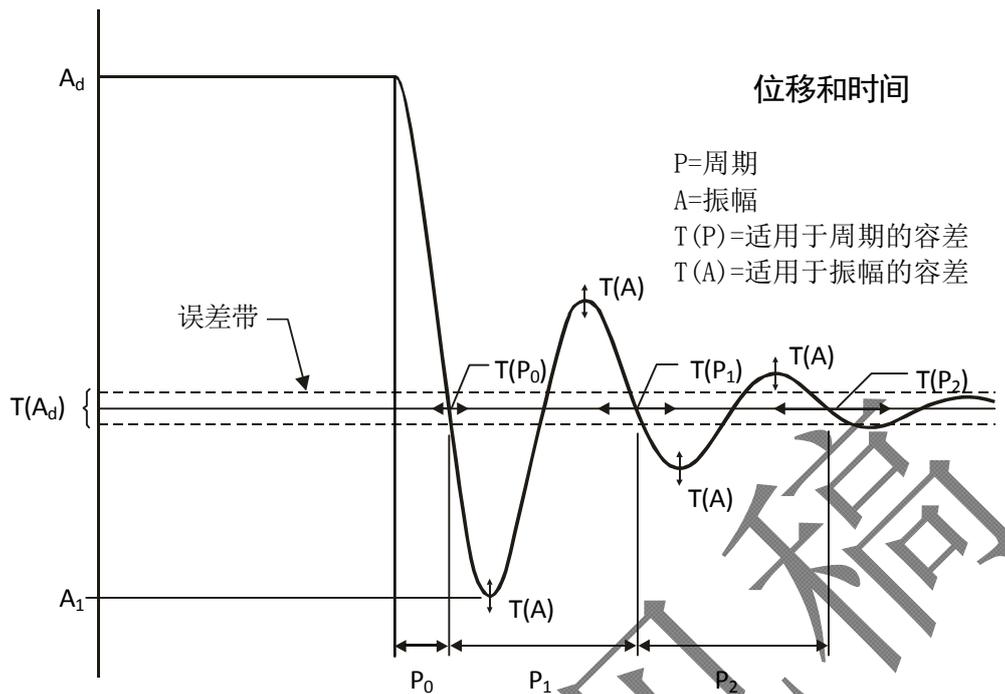


图1 欠阻尼阶跃响应

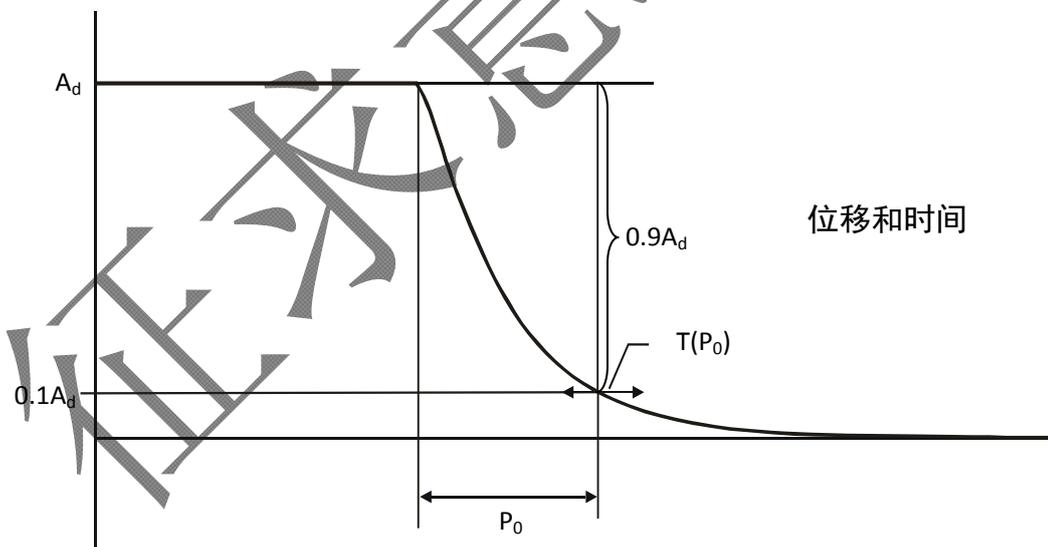


图2 临界阻尼阶跃响应

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节训练器客观测试标准中第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。如果训练器鉴定人员发现该替代方法不能得到令人满意的训练器性能测试结果，那就应当采用更普遍接受的测试方法。