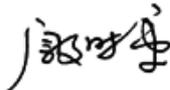




编 号：CTSO-135a
日 期：2011 年 9 月 21 日
局长授权
批 准： 

中国民用航空技术标准规定

本技术标准规定根据中国民用航空规章《民用航空材料、零部件和机载设备技术标准规定》（CCAR37）颁发。中国民用航空技术标准规定是对用于民用航空器上的某些航空材料、零部件和机载设备接受适航审查时，必须遵守的准则。

运输类飞机机轮和机轮刹车组件

1.目的

本技术标准规定（CTSO）适用于申请 CTSO 批准书（CTSOA）的制造人。本 CTSO 规定了运输类飞机机轮（无刹车）和由液压或电驱动的机轮刹车组件为获得批准和使用适用的 CTSO 标记进行标识所必须满足的最低性能标准。

2.适用性

本 CTSO 适用于自其生效之日起新提交的申请。

a. 一般来说，本 CTSO 生效之日起，局方不会再受理按以前版本提交的申请。然而，如果生效之日后六个月内，局方获知申请人在新版本生效前一直按照以前版本的最低性能标准进行研制，则局方可能会接受申请。

b. 按以前版本 CTSO 获得 CTSOA 的机轮和机轮刹车组件可以按批准时的规定继续制造。

c. 按本 CTSO 批准的机轮和机轮刹车组件，设计大改应获得 CAAC 的批准。参见 CCAR-21 第 21.313 条。

3.要求

a. 自本 CTSO 生效之日制造并欲使用本 CTSO 标记进行标识的机轮和机轮刹车组件应满足本 CTSO 附录 1 和/或 2 中的最低性能标准的鉴定和文档要求。对于液压驱动的刹车和机轮，仅需满足附录 1 要求。对于电驱动刹车，必须满足附录 2 中对刹车的要求和附录 1 中对机轮相关的要求。为获取 CTSO 审定，应将刹车和相关机轮看作一个组件。

b. 偏离

对于使用替代或等效的验证方法证明对本 CTSO 中 MPS 标准符合性的情况，已制定相关法规。如果不符合这些法规，必须表明申请 CTSOA 的设备维护了等效的安全等级。提交资料前，根据 CCAR-21 第 21.310 条（二）申请偏离。

4.标记

a. 根据 CCAR21.312 条（四），使用如下适当内容永久并清晰地标记每个机轮和刹车：

- （1） CTSO 制造人的名称和地址。（对于地址，使用设计批准书持有者的城市和省份），
- （2） 设备号。可以删除名称、类型或模型称号，
- （3） 序列号或生产日期，或两者兼有，
- （4） 相应的 CTSO 号。

b. 同时，还需要永久并清晰地标记如下内容：

- （1） 边沿尺寸（仅适用于机轮）
- （2） 液压介质类型（仅适用于附录 1 刹车），和

- (3) 电源级别（仅适用于附录 2 刹车-根据附录 2 第 4.1.1b 段，使用 P_{BMAX} 衡量）。

5.申请资料要求

申请人必须向负责该项目审查的适航审查人员提交相关技术资料以支持设计和生产批准。提交资料包括 CCAR-21 第 21.310 条（三）3 中规定的符合性声明和以下每份技术资料的副本：

- a. CCAR-21 第 21.143 条和第 21.310 条（三）2 中要求的质量控制系统描述。
- b. 申请人的 CTSO 鉴定实验报告。
- c. 附录 1 或 2 第 4.1 段中适用的资料要求。

6.申请人资料要求

除直接提交给局方的资料外，申请人还应准备如下技术资料供适航部门评审：

- a. 用来鉴定每件产品均符合本 CTSO 要求的功能鉴定规范。
- b. 设备校验程序。
- c. 持续适航文件（在颁发 CTSOA 后 12 个月内提交）。
- d. 原理图（如适用）。
- e. 布线图（如适用）。
- f. 材料和工艺规范。
- g. 构成符合本 CTSO 标准的机轮和机轮刹车组件的部件清单，用设备号标识部件。

7.随产品提交给用户的资料要求

如欲向一个机构（例如运营人或修理站）提交一件或多件按本 CTSO 制造的产品，则应随产品提供本 CTSO 第 6.c 段中 CMM 资料的副本和如下注释：

该产品 CTSO 批准的条件和测试是最低性能标准。欲将该产品安装在具体型号或一类航空器上的申请人，必须确定航空器安装条件符合 CTSO 标准。已获取 CTSO 的设备必须为其在航空器上的安装另行申请安装批准，可以根据适用的适航要求，对产品进行安装。

8. 引用文件的获取

SAE 文件可从以下地址订购：

SAE , Telephone (724) 776-4970, fax (724)776-0790.

也可通过SAE网站订购副本：www.sae.org。

附录 1：运输类飞机机轮、刹车和机轮刹车装置（液压作动）

最低性能标准

第 1 章 引言

本最低性能标准（MPS）最初由 ARAC 刹车系统协调工作组为 TSO-135 开发的，并由 FAA 和 SAE 的 A-5A 委员会进行了更新。

1.1 目的和范围

本最低性能标准规定了根据 CCAR 25 部审定的飞机上使用的机轮、刹车和机轮刹车装置的最低性能标准。符合本标准不可视为在任何运输类飞机上的安装批准。

1.2 申请

要求制造商、安装者和用户遵循本最低性能标准，以确保设备能够满意地完成其预定功能。

注：飞机的操纵特点和其它外部因素可能会影响设备的某些性能，因此预定的飞机刹车性能必须用飞行试验进行验证。

1.3 设备构成

在本文中使用的“设备”、“刹车装置”或“机轮组件”，包含组成特定装置的所有部件。

例如：机轮组件一般包括一个或多个轮毂、轴承、轮缘、导轨、隔热屏和热熔塞。刹车装置一般包括承压盘、扭力筒、汽缸座组件、压紧盘、热库和温度传感器。

不应根据这些例子推断每个机轮组件和刹车装置必定包括上述例子

中的所有部件或其中的任何一个部件；实际的组件将取决于制造商选定的具体设计。

1.4 定义和缩略语

1.4.1 刹车片

刹车片是指单个的可磨损材料块、粘有可磨损材料块的圆盘或整体结构为可磨损材料的圆盘。

1.4.2 最大额定刹车工作压力 ($BROP_{MAX}$)

$BROP_{MAX}$ 是使刹车满足飞机制动性能要求的可用最大设计表压。

1.4.3 最大额定刹车压力 (BRP_{MAX})

BRP_{MAX} 是设计的刹车所承受的最大使用压力（通常为飞机的名义最大系统压力）。

1.4.4 额定刹车返回压力 (BRP_{RET})

BRP_{RET} 是保证活塞完全返回的最大压力。

1.4.5 最大额定停机刹车压力 ($BRPP_{MAX}$)

$BRPP_{MAX}$ 是停机刹车可用的最大压力。

1.4.6 额定刹车磨损极限 ($BRWL$)

$BRWL$ 是刹车最大磨损极限，以保证满足本 CTSO 中本附录 3.3.3 节和 3.3.4 节（如适用）。

1.4.7 距离平均减速率 (D)

$$D = \frac{(\text{刹车初始速度})^2 - (\text{刹车最终速度})^2}{2 \times (\text{刹车的飞轮距离})}$$

D是用于所有减速率计算的距离平均减速率。

1.4.8 额定设计着陆减速率 (D_{DL})

D_{DL} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.2 节 100 次 KE_{DL} 停止试验演示的距离平均减速率最小值。

1.4.9 额定加速—停止减速率 (D_{RT})

D_{RT} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.3 节 KE_{RT} 停止试验演示的距离平均减速率最小值。

1.4.10 额定最严酷着陆停止减速率 (D_{SS})

D_{SS} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.4 节 KE_{SS} 停止试验演示的距离平均减速率。

1.4.11 热库

热库是制动中主要担负吸收能量的刹车物质。对于典型刹车，热库由静盘和动盘组件组成。

1.4.12 机轮/刹车额定设计着陆停止能量 (KE_{DL})

KE_{DL} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.2 节 100 次设计着陆停止试验演示每次所吸收的最小能量。

1.4.13 机轮/刹车额定加速-停止能量 (KE_{RT})

KE_{RT} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.3 节加速-停止试验演示所吸收的能量。

1.4.14 机轮/刹车额定最严酷着陆停止能量 (KE_{SS})

KE_{SS} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.4 节试验演示所吸收的能量。

1.4.15 机轮额定径向限制载荷 (L)

L 是机轮额定最大径向限制载荷（本附录 3.2.1 节）。

1.4.16 机轮额定轮胎负荷半径 (R)

R 是额定轮胎规格在机轮额定充气压力 (WRP) 下施加额定静载荷 (S) 时的静半径。该静半径定义为从轮轴中心线到轮胎/地面接触表面的最小距离。

1.4.17 机轮额定静载荷 (S)

S 是最大静载荷（参考 CCAR 25.731(b)）

1.4.18 机轮/刹车额定结构扭矩 (ST_R)

ST_R 是在本附录 3.3.5 中演示的最大结构扭矩。

1.4.19 刹车额定轮胎类型和规格 (TS_{BR})

TS_{BR} 是用于达到 KE_{DL} 、 KE_{RT} 、 KE_{SS} 刹车额定值的轮胎类型和规格，并且必须是批准安装于机轮上的轮胎类型和规格 (TS_{WR})。

1.4.20 机轮额定轮胎类型和规格 (TS_{WR})

TS_{WR} 是飞机制造商批准用于安装在机轮上的轮胎类型和规格。

1.4.21 刹车试验配套轮胎 (TT_{BT})

TT_{BT} 是额定轮胎类型和规格。

TT_{BT} 是对于刹车性能和/或能量吸收试验已经确定为最临界的轮胎类型和规格，并且必须是经批准安装在机轮上的轮胎类型和规格 (TS_{WR})。对于不同试验可以有不同的配套轮胎。

1.4.22 机轮试验配套轮胎 (TT_{WT})

TT_{WT} 是机轮试验用的机轮额定类型和规格的轮胎。

TT_{WT} 是最适宜于导致在机轮上产生最严酷应力的载荷和/或压力的轮胎，并且必须是批准安装在机轮上的轮胎类型和规格 (TS_{WR})。对于不同的试验可以有不同的配套轮胎。

1.4.23 机轮/刹车设计着陆停止速度 (V_{DL})

V_{DL} 是设计着陆停止中的刹车初始速度（本附录 3.3.2 节）。

1.4.24 飞机最大抬前轮速度 (V_R)

1.4.25 机轮/刹车加速-停止速度 (V_{RT})

V_{RT} 是演示 KE_{RT} 的刹车初始速度（本附录 3.3.3 节）。

1.4.26 机轮/刹车最严酷着陆停止速度 (V_{SS})

V_{SS} 是演示 KE_{SS} 时的刹车初始速度（本附录 3.3.4 节）。

1.4.27 机轮额定充气压力（WRP）

WRP 是机轮额定充气压力（机轮无负荷）。

第 2 章 通用设计规范

2.1 适航性

按照 CCAR 25.1529 的规定，必须考虑安装在飞机上设备的持续适航性（见本 CTSO 的 6.c 节“随产品一起提供的资料”）。

2.2 防火

除了对火的传播没有明显作用的小零部件（如紧固件、密封件、垫圈和小电气零部件）外，使用的所有固体材料都必须是自熄的，见本附录 2.4.5 节、3.3.3.5 节和 3.3.4.5 节。

2.3 设计

除非通过试验或分析表明是不必要的，设备必须符合下列要求：

2.3.1 机轮轴承挡油环

机轮轴承挡油环必须能在所有工作条件下保持润滑剂，防止润滑剂溢至刹车表面和外来物进入轴承。

2.3.2 活动轮缘

所有活动轮缘必须以下述方式安装在机轮上：机轮滚动时，如轮胎泄气，能防止活动轮缘及限位装置脱离机轮。

2.3.3 调节机构

刹车装置必须配备适当的调节机构，以便在承受 BRP_{RET} 时，保持适当的工作间隙。

2.3.4 防水密封

除非设计上保证了刹车功能和使用寿命不受海水或淡水的影响，否则预期用于水陆两栖航空器上的机轮必须加以密封，以防止水进入机轮轴承或者机轮和刹车装置的其它部位。

2.3.5 防爆

必须采取措施以防止过压或刹车温升可能引起的机轮失效和轮胎爆破，必须考虑在整个使用范围内的压力和温度梯度。

2.3.6 机轮轮辋和气门嘴

鼓励采用机轮和轮辋协会（参考：航空年鉴——机轮和轮辋协会）或欧洲轮胎和轮辋技术组织（参考：航空轮胎和轮辋数据手册）批准的轮辋尺寸和气门嘴。

2.3.7 刹车活塞止动

在刹车装置上必须采取措施以保证活塞运动到极限位置时，作动系统不出现液压介质泄漏。

2.3.8 磨损指示器

必须提供可靠方法以确定热库是否已磨损到其允许的极限值。

2.3.9 机轮轴承

应采取措施以避免机轮轴承的错误装配。

2.3.10 疲劳

机轮设计必须采用提高机轮关键部位抗疲劳的技术以及将预期的腐蚀和环境温度影响降到最小的方法。机轮设计必须含有将导致轮缘分离的疲劳失效或其它机轮爆破失效的概率减到最低的措施。

2.3.11 不同材料

使用不同材料而且材料之间很可能发生电化学腐蚀时，设计中必须采用有效的防腐措施。另外，热膨胀差异不应过分影响部件的功能、承载能力和疲劳寿命。

2.4 构造

部件上使用的材料的适用性和耐久性必须建立在经验或试验的基础上。另外，材料必须符合经批准的规范以确保设计强度和其它性能。

2.4.1 铸件

铸件必须是高质量的、清洁的、完整的，并且没有气泡、松孔或杂质引起的表面缺陷。只要铸件的适用性尚未受到影响，允许有散砂或气穴。

2.4.2 锻件

锻件必须为匀质状态，并且没有气孔、飞边、折叠、接缝、皱皮、裂纹、偏析和其它缺陷。如果强度和适用性不受影响，则缺陷可修复。

2.4.3 螺栓和螺桩

使用螺栓和螺桩连接机轮或刹车装置的各部件时，其螺纹部分必须有足够的长度以便于与螺母完全啮合（包括其锁紧零件），并且有足够长度的无螺纹支承区，以承受所要求的载荷。

2.4.4 环境保护

所有使用的部件必须进行适当的保护以防止在使用中由于任何环境原因（例如风蚀、腐蚀和剥蚀）引起的强度降低或丧失。

2.4.5 镁零件

在刹车装置或带刹车的机轮上不得使用镁和镁合金。

第 3 章 标准试验条件下的最低性能

3.1 引言

本章规定的试验条件和性能准则提供了证明符合本 CTSO 最低性能标准的实验室方法。飞机制造商必须确定所有有关的试验参数值。

3.2 机轮试验

为了建立机轮的额定值，必须验证标准生产的机轮样品符合下列径向载荷、联合载荷、滚转载荷、轮辋滚转（若适用）以及过压试验要求。

除了本附录 3.2.4 节的轮辋滚转试验外，对于所有其它试验，机轮必须安装合适的轮胎（ TT_{WT} ），并且必须通过轮胎向机轮施加载荷。若不可能在装有轮胎的机轮上进行本附录 3.2.1.3 节和 3.2.2.3 节的极限载荷试验，则可使用本附录 3.2.1.3 节和 3.2.2.3 节提供的替代加载方法。

3.2.1 径向载荷试验

如果本附录 3.2.2 节的径向限制载荷等于或大于本节规定的径向限制载荷，则本节所规定的试验可以省略。

按如下规定对机轮进行屈服和极限载荷试验：

3.2.1.1 试验方法

将装有配套轮胎（ TT_{WT} ）的机轮固定在轮轴上，并将其贴紧在无挠曲的平面上。机轮轮轴相对于无挠曲平面必须有一角度，其值与机轮固定在航空器上并在最大径向限制载荷（ L ）作用下相对平直跑道的值相同。使用气体和/或液体将轮胎充压到轮胎额定静载荷（ S ）所对应的压力。

如果使用液体充压则不应充满，以使轮胎压缩量与使用气体充压所引起的值相同。

液体压力不得超过使用气体充压并且轮胎压缩到其最大范围时所产生的压力。通过轮轴垂直于无挠曲的平面向轮胎加载。必须在合适的点获取变形量读数，以表明胎圈座处机轮轮缘的变形量和永久变形。

3.2.1.2 屈服载荷

向机轮和轮胎组合件施加不小于 1.15 倍最大径向限制载荷（ L ），此载荷按 CCAR 25.471 到 CCAR 25.511 的适用条款确定。

确定机轮相对于无挠曲平面的最薄弱方位。向机轮加载时，轮胎应紧贴无挠曲平面，且机轮相对于最薄弱方位旋转 90° 。然后，再在机轮相对于最薄弱方位的 180° 、 270° 和 0° 分别重复加载。在加载时，必须使用配套的轴承外环、内环及滚柱。如果试验期间在某个加载点上发生触底情况，则可以适当增加轮胎压力以避免轮胎触底。

在 0° 位置上连续进行3次加载,每次不应造成量级递增的永久变形。在 0° 的位置处最后一次加载引起的永久变形增量,不得超过该载荷引起变形的5%或0.127mm(0.005英寸),两者中取大值。机轮不得产生会引起下列情况的屈服:轴承外环松动,液体或气体通过机轮或机轮密封件的泄漏。在机轮和刹车装置之间,或直到限制载荷条件时(考虑轴的挠度)在最临界变形的轮胎和包括附件的刹车装置之间的任何关键部位不允许有干涉。不干涉的余量可通过分析或试验确定。

3.2.1.3 极限载荷

向轮胎和在本附录3.2.1.2节屈服载荷试验中使用过的机轮组合件施加载荷,对于铸件其值不小于最大径向限制载荷(L)的2倍,对于锻件其值不小于最大径向限制载荷(L)的1.5倍。该载荷按CCAR 25.471到CCAR 25.511的适用条款确定。

向轮胎和机轮施加载荷,轮胎应紧贴无挠曲平面而且机轮位于 0° 位置(本附录3.2.1.2节)。可用锥形轴衬代替轴承内环,但是在施加这些载荷时必须使用运行中所用的轴承外环。如果试验期间在某个加载点上,表明轮胎不能有效地保持压力,或者发生轮胎触底情况,则可增加轮胎压力。如果增加压力后,仍持续出现轮胎触底现象,则可使用加载块,它装配在轮缘之间并模拟充气轮胎的载荷传递。由加载块支承的机轮弧度,必须不大于 60° 。

机轮必须承受载荷至少3秒而不破坏。试验中载荷承受能力的突然丧失或断裂即为破坏。

3.2.2 径向和侧向联合载荷试验

按如下规定对机轮进行屈服和极限载荷试验：

3.2.2.1 试验方法

将装有配套轮胎（ TT_{WT} ）的机轮固定在轮轴上，并将其贴紧在无挠曲的平面上。机轮轮轴相对于无挠曲的平面必须有一角度，其值与机轮固定在航空器上并在径向和侧向联合限制载荷作用下相对平直跑道的值相同。使用气体和/或液体将轮胎充压到最大静载荷所对应的压力。

如果使用液体充压则不应充满，以使轮胎压缩量与使用气体充压所引起的值相同。

液体压力不得超过使用气体充压并且轮胎压缩到其最大范围时所产生的压力。对于径向载荷分量，通过机轮轮轴垂直于无挠曲平面向机轮加载。以连续增大，或以不大于所施加总载荷的 10% 的增量增大的方式同时施加径向、侧向载荷。

如果由于摩擦力的限制，不可能产生侧向载荷，则可以增加径向载荷或者可以直接在机轮/轮胎上施加部分侧向载荷。在这种情况下，必须验证侧向载荷引起的力矩应不低于其它方式产生的力矩。

另外，可以向轮轴施加径向载荷和侧向载荷的矢量合力。

必须在合适的点获取变形量读数，以表明胎圈座处机轮轮缘的变形量和永久变形。

3.2.2.2 联合的屈服载荷

向机轮和轮胎组合件施加不小于相应的地面限制载荷的 1.15 倍的径向和侧向载荷，此载荷按照 CCAR25.485、25.495、25.497 和 25.499 的

适用条款确定。如果试验期间在某个加载点上发生触底情况，则可以适当增加轮胎压力以避免轮胎触底。

确定机轮的相对于无挠曲平面的最薄弱方位。

加载时，轮胎紧贴无挠曲平面，且机轮相对于最薄弱方位旋转 90°。然后，在机轮相对于最薄弱方位的 180°、270°和 0°分别重复加载。

试验时，必须使用运行中所用的轴承外环、内环和滚柱。

只有当证明在载荷作用下无内胎轮胎胎圈不能保持合适的位置而造成压力损失的情况出现时，才可使用有内胎的轮胎。必须以最临界的内侧和外侧侧向载荷对机轮进行试验。

在 0°位置上连续进行 3 次加载，每次不应造成量级递增的永久变形。在 0°位置处的最后一次加载引起的永久变形增量，不得超过该载荷引起变形的 5%或 0.127mm（0.005 英寸），两者中取大值。机轮不得产生会引起下列情况的屈服：轴承外环松动、液体或气体通过机轮或机轮密封件的泄漏。在机轮和刹车装置之间，或直到限制载荷条件下（考虑轴的挠度）在最临界变形的轮胎和包括附件的刹车装置之间的任何关键部位不允许有干涉。不干涉的余量可通过分析或试验确定。

3.2.2.3 联合的极限载荷

向轮胎和在本附录 3.2.2.2 屈服载荷试验中使用过的机轮组合件施加径向和侧向载荷，对于铸件其值不小于相应地面限制载荷的 2 倍，对于锻件其值不小于相应地面限制载荷的 1.5 倍。该地面限制载荷按 CCAR25.485、25.495、25.497 和 25.499 的适用条款确定。

向轮胎和机轮施加载荷，轮胎应紧贴无挠曲平面而且机轮位于 0°位

置（本附录 3.2.2.2 节）。可用锥形轴衬代替轴承内环，但是在施加这些载荷时必须使用运行中所用的轴承外环。

如果试验期间在某个加载点上，表明轮胎不能有效地保持压力，或者发生轮胎触底情况，则可增加轮胎压力。如果增加压力后，仍持续出现轮胎触底现象，则可使用加载块，它装配在轮缘之间并模拟充气轮胎的载荷传递。由加载块支承的机轮弧度，必须不大于 60° 。

机轮必须承受载荷至少 3 秒而不破坏。试验中载荷承受能力的突然丧失或断裂即为破坏。

3.2.3 机轮滚转试验

3.2.3.1 试验方法

将装有配套轮胎（ TT_{WT} ）的机轮固定在轮轴上，并将其贴紧在无挠曲平面或飞轮上。机轮轮轴相对于无挠曲平面必须有一角度，其值与机轮固定在航空器上并在机轮额定静载荷（ S ）作用下相对平直跑道的值相同。滚转试验中，轮胎压力不得小于机轮额定充气压力（ WRP ）的 1.14 倍（0.10 是考虑温度升高，0.04 是考虑加载时轮胎压力的增大）。对于侧向载荷，当机轮进行滚转试验时，机轮轴必须偏转到产生等于 $0.15“S”$ 的侧向载荷分量的角度。

3.2.3.2 滚转试验

机轮必须按表 3-1 所规定的载荷和距离进行试验。

表3-1 滚转试验的载荷条件和滚转距离

载荷条件	滚转距离 英里 (km)
机轮额定静载荷 (S)	2000 (3220)

机轮额定静载荷 (S) 加上向外侧 方向施加的0.15S侧向载荷	100 (161)
机轮额定静载荷 (S) 加上向内侧 方向施加的0.15S侧向载荷	100 (161)

试验结束时，机轮必须无裂纹，不得有通过机轮或机轮密封件的泄漏，而且轴承外环不得出现松动。

3.2.4 轮辋滚转试验（不适用于前轮）

未装轮胎的机轮必须以不低于 4.6m/s（10mph）的速度和以等于机轮额定静载荷（S）的载荷进行试验。试验滚转距离（以英尺）必须按 $0.5V_R^2$ 确定但不必超过 4572 米（15000 英尺）。试验轮轴与加载平面的角度必须为在静载荷 S 作用下飞机轮轴相对跑道的值。

机轮必须在上述规定的距离中承受所对应的载荷。试验中，机轮不允许碎裂，但允许有裂纹。

3.2.5 过压试验

安装有配套轮胎（TT_{WT}）的机轮必须进行试验以证明其能承受 4 倍机轮额定充气压力（WRP）的作用。机轮必须保持该压力至少 3 秒钟。试验中压力保持能力的突然丧失或机轮碎裂即为失效。可用螺塞代替过压保护装置进行本试验（CCAR25.731（d））。

3.2.6 气密性试验

无内胎轮胎和机轮组合件必须保持其额定充气压力（WRP）历时 24 小时，压降不大于 5%。本试验必须在轮胎膨胀稳定后进行。

3.3 机轮和刹车装置的试验

3.3.1 总则

3.3.1.1 装有配套轮胎 (TT_{BT}) 的机轮和刹车装置必须根据如下要求以及本附录3.3.2节、3.3.3节、3.3.5节和3.3.4节（如适用）在试验设备上进行的试验。

3.3.1.2 对于本附录3.3.2节、3.3.3节和3.3.4节规定的试验，其试验能量 KE_{DL} 、 KE_{RT} 和 KE_{SS} 以及刹车速度 V_{DL} 、 V_{RT} 、 V_{SS} 由飞机制造商规定。

3.3.1.3 对于本附录3.3.2节、3.3.3节和3.3.4节规定的试验，其刹车的初始速度必须尽量接近，但不大于按本附录3.3.1.2节确定的速度，但为了补偿本附录3.3.3.4节和3.3.4.4节因刹车压力提前释放而允许一定程度的速度增加除外。不允许采用提高刹车初始速度的方法来降低测功器的惯量（即低于理想值）。这是因为对于一个认定的试验减速率，会导致能量吸收率的降低并且可能产生不同于用正确的刹车初始速度所得到的性能。在任何制动试验中吸收的能量必须不小于按本附录3.3.1.2节确定的能量。另外在这些制动试验中，不允许采用强迫通风或其它人工冷却方式。

3.3.1.4 刹车装置必须使用航空器所规定的刹车使用的液体（或其它作动方法）进行试验。

3.3.2 设计着陆停止试验

3.3.2.1 机轮刹车装置必须完成100次设计着陆停止试验，每次试验的能量 KE_{DL} 和距离平均减速率 D 由飞机制造商规定，但不得小于 $3.05m/s^2$

(10ft/s²) (见CCAR25.735 (f) (1))。

3.3.2.2 在设计着陆停止试验中，如果需要重复使用刹车盘支承结构，或者可磨损材料与刹车盘的支承结构是一个整体，则不得更换该支承结构。单个的磨损材料块或整体粘接的可磨损材料允许进行一次更换，对于整体粘接可磨损材料的刹车盘，允许更换一次，但是刹车盘的支承结构不得重复使用。机轮/刹车装置的其它部件必须承受100次KE_{DL}停止试验而无失效或影响使用。

3.3.3 加速-停止试验

3.3.3.1 机轮和刹车装置必须完成加速-停止试验，试验的距离平均减速率D由飞机制造商规定，但不小于1.83m/s² (6ft/s²) (见CCAR25.735 (f) (2))。

本项试验按下列条件确定机轮和刹车装置最大加速-停止能量的额定值KE_{RT}：

- a. 最大额定刹车工作压力BR_{OP}_{MAX}；或
- b. 与飞机刹车压力限制（例如基于经验证数据的轮胎/跑道阻力性能）相一致的最大刹车压力。

3.3.3.2 对于加速-停止试验，轮胎、机轮和刹车装置必须在KE_{RT}的情况下进行试验。其中刹车为一套新的和一套完全磨损的两种状态。

- a. 新的刹车定义为热库的磨损量小于可用磨损范围的5%。
- b. 完全磨损的刹车定义为热库的磨损量已完全达到BRWL。

对于本项试验，不同摩擦对偶在刹车过程中磨损的比例，必须基于使用磨损的经验或者相当或相似刹车的磨损试验数据。可以使用实际工

作磨损的刹车元件，也可使用机械磨损的刹车元件。如果使用机械磨损的刹车元件，则必须表明它们能提供与实际工作磨损的刹车元件相似的结果。试验的刹车必须经受足够数量和类型的制动，以保证刹车性能代表实际使用情况；在这些制动中，必须用接近完全磨损的刹车条件至少进行一次设计着陆停止试验。

3.3.3.3 刹车试验时，轮胎、机轮和刹车装置（特别是热库）的温度必须尽量接近典型使用条件中的实际温度。采用滑行停止预加热的方法是可以接受的。

这些温度必须基于一个制动循环的理论分析。分析中应考虑飞机从停机坪签派滑出的典型刹车温度，如适用，还应加上在随后的滑行和加速起飞中相应热库温度变化的保守估算。

另一方面，当缺少合理分析时，起始热库温度必须是在不低于正常环境温度（15°C/59°F）下开始对轮胎、机轮和刹车装置进行 $10\%KE_{RT}$ 刹车后所产生的温度。

3.3.3.4 对于加速停止试验，不要求演示到完全停止。试验刹车压力可以在不大于10m/s（23mph）试验速度时释放。在此条件下，刹车的初始速度必须这样调整：即保证在试验中由轮胎、机轮和刹车装置吸收的能量不小于按规定的速度开始试验直到速度为零所吸收的能量。

3.3.3.5 在完全停止后或按本附录3.3.3.4节规定的刹车压力释放后的20秒之内，刹车压力必须调节到最大额定停机刹车压力（ $BRPP_{MAX}$ ）且保持至少3分钟（CCAR25.735（g））。

使用停机刹车压力后5分钟之内，不允许有持续的火焰扩散到轮胎

最高点之上；在此期间内，既不可采取灭火措施，也不可用冷却剂。

若适用，记录轮胎压力开始释放（例如，机轮热熔塞释放）的时间。
在本附录 3.3.3.4 节和 3.3.3.5 节中说明的各种情况的程序见图 3-1。

3.3.4 最严酷着陆停止试验

3.3.4.1 机轮和刹车装置必须完成飞机所预期的最严酷着陆停止条件下的试验，该条件由飞机制造商规定。如果本附录3.3.3节要求的试验更严酷或飞机制造商表明该条件是极不可能发生的，那么可不进行本试验。

如有要求，本试验按下列条件确定机轮/刹车装置在非正常着陆条件下的最大能量的额定值 KE_{SS} ：

- a. 最大额定刹车工作压力 $BROP_{MAX}$ ；或
- b. 与飞机刹车压力限制（例如基于经验证数据的轮胎/跑道阻力性能）相一致的最大刹车压力。

3.3.4.2 对于最严酷着陆停止试验，轮胎、机轮和刹车装置（其中热库已完全磨损到BRWL）必须能吸收试验能量 KE_{SS} （CCAR 25.735（f）（3））。

对于本项试验，不同摩擦对偶在刹车过程中磨损的比例，必须基于使用磨损经验或者相当或相似刹车的磨损试验数据。可以使用实际工作磨损的刹车元件，也可使用机械磨损的刹车元件。如果使用机械磨损的刹车元件，则必须表明它们能提供与实际工作磨损的刹车元件相似的结果。试验的刹车必须经受足够数量和类型的制动，以保证刹车性能代表使用实际情况；这些制动中，必须用接近完全磨损的刹车条件，至少进行一次设计着陆停止试验。

3.3.4.3 刹车试验时，轮胎、机轮和刹车装置（特别是热库）的温度必须

尽量接近典型使用条件中的实际温度。采用滑行停止预加热的方法是可以接受的。

这些温度必须基于一个制动循环的理论分析，分析中应考虑飞机从停机坪签派滑出的典型刹车温度，如适用，还应加上在随后的滑行、加速起飞和飞行中相应热库温度变化的保守估算。

另一方面，当缺少合理分析时，起始热库温度必须是在不低于正常环境温度（15°C/59°F）下开始对轮胎、机轮和刹车装置进行 $5\%KE_{RT}$ 刹车后所产生的温度。

3.3.4.4 对于最严酷着陆停止试验，不要求演示到完全停止。试验刹车压力可以在不大于10m/s（23mph）试验速度时释放。在此条件下，刹车的初始速度必须这样调整：即保证在试验中由轮胎、机轮和刹车装置吸收的能量不小于按规定的速度开始试验直到速度为零所吸收的能量。

3.3.4.5 在完全停止后或按本附录3.3.3.4节规定的刹车压力释放后的20秒之内，刹车压力必须调节到最大额定停机刹车压力（ $BRPP_{MAX}$ ）且保持至少3分钟（CCAR25.735（g））。

使用停机刹车压力后5分钟之内，不允许有持续的火焰扩散到轮胎最高点之上；在此期间内，既不可采取灭火措施，也不可冷却剂。

若适用，记录轮胎压力（例如，机轮热熔塞放气）开始释放的时间。在本附录3.3.4.4节和3.3.4.5节中说明的各种情况的程序见图3-2。

3.3.5 结构扭矩试验

机轮/刹车额定结构扭矩（ ST_R ）等于在本附录3.3.5.1节试验中演示的扭矩。

3.3.5.1 对轮胎、机轮和刹车装置施加径向载荷 S 和在本附录3.3.5.2节或3.3.5.3节规定的相应扭矩的阻力载荷，历时至少3 秒钟。通过施加至少最大额定刹车工作压力（ $BROP_{MAX}$ ）或其等效力，必须使机轮在一个或多个刹车传递的反作用力下停止转动。如果上述压力或其等效力不足以阻止机轮转动，则在施加压力的同时，可用夹紧、螺栓连接或其它方式固定摩擦面。本试验必须使用完全磨损（BRWL）的刹车构型。此试验中不同摩擦对偶在刹车过程中的磨损比例必须基于相当或相似刹车的使用磨损经验或试验机的磨损试验数据。可以使用实际工作磨损刹车元件，也可使用机械磨损刹车元件。

3.3.5.2 对于每一起落架支柱仅有一个机轮的起落架，扭矩为 $1.2(S \times R)$ 。

3.3.5.3 对于每一起落架支柱具有多个机轮的起落架，扭矩为 $1.44(S \times R)$ 。

3.3.5.4 机轮和刹车装置必须承受上述载荷历时至少3秒而不失效。

3.4 刹车试验

刹车装置必须使用航空器上刹车所规定的刹车介质（或其它作动方法）进行试验。必须使用标准制造刹车样件通过下列试验：

3.4.1 屈服和过压试验

刹车装置必须承受 1.5 倍的 BRP_{MAX} 的压力历时至少 5 分钟,试验时结构元件没有永久变形。

刹车作动筒活塞伸出到模拟的最大磨损状态，刹车必须承受 2 倍最大额定刹车压力（ BRP_{MAX} ），历时至少 3 秒。如需要，试验期间必须调节活塞的伸出位置，以防止与止动装置相接触。

3.4.2 耐久性试验

刹车装置必须经受耐久性试验，在试验期间不得发生任何失效或故障。需要时，则该项试验的热库元件可以使用合理的有代表性的代替件。

刹车装置必须进行 100000 次加压和释压循环试验，其加压压力为设计着陆停止试验（本附录 3.3.2 节）所要求的峰值刹车压力的平均值，并且压力释放到不大于额定刹车返回压力（ BRP_{RET} ）。必须调节活塞，当调节到磨损极限（ $BRWL$ ）的 25%、50%、75% 和 100% 时，活塞静止在这 4 个位置处的每一位置处完成 25000 次循环。然后，刹车装置在 100% 磨损极限必须经受 5000 次压力从 BRP_{MAX} 到 BRP_{RET} 的使用循环。

试验完成后，液压刹车装置的泄漏要求必须满足本附录 3.4.5 节。

3.4.3 活塞止动

拆除热库，液压活塞必须在 1.5 倍 BRP_{MAX} 压力作用下历时至少 10 秒钟而没有渗漏。

3.4.4 极限温度试验

对于下列试验，刹车作动系统必须符合本附录 3.4.5.2 节所规定的动态渗漏限制：

将刹车装置在设计着陆停止试验（本附录 3.3.2 节）中经受的最高活塞腔液体温度下保持至少 24 小时，不得进行强制通风冷却。在此温度下，刹车装置必须经受 1000 次使用循环，每次压力从 100 次设计着陆停止试验所要求的峰值刹车压力的平均值到不大于 BRP_{RET} 的压力；接着进行 25 次循环，压力从 BRP_{MAX} 释放到不大于 BRP_{RET} 的压力。

然后，刹车装置必须从上述温度冷却到 -40°C (-40°F) 的温度，而且在此温度下保持 24 小时。在此温度下，刹车装置必须经受从 KE_{DL} 试验中所要求的峰值刹车压力的平均值到不大于 BRP_{RET} 的压力的 25 次使用循环。接着进行 5 次循环，压力从 BROP_{MAX} 释放到不大于 BRP_{RET} 的压力。

3.4.5 渗漏试验（液压刹车）

3.4.5.1 静态渗漏试验

刹车装置必须承受 1.5 倍 BROP_{MAX} 的压力历时至少 5 分钟，然后刹车压力必须调节到 35kPa (5psig) 的工作压力历时 5 分钟。试验中，不得有可测量的渗漏液体（少于 1 滴）。

3.4.5.2 动态渗漏试验

刹车装置必须承受 25 次使用循环，每次压力从 BRP_{MAX} 释放到不大于 BRP_{RET} 的压力。静密封处的渗漏不得超过微量；动密封处的渗漏为每 76mm (3 英寸) 圆周密封长度上不得超过 1 滴液体。

第 4 章 资料要求

4.1 申请设备批准的制造商必须随申请书提供下列资料：

4.1.1 下列机轮和刹车装置的额定值：

a. 机轮额定值

机轮额定静载荷 S

机轮额定充气压力 WRP

机轮额定轮胎负荷半径 R

机轮额定径向限制载荷 L

机轮额定的轮胎类型和规格 TS_{WR}

b. 机轮/刹车和刹车额定值

机轮/刹车额定设计着陆停止能量 KE_{DL} 及相应的刹车初始速度 V_{DL}

机轮/刹车额定加速—停止能量 KE_{RT} 及相应的刹车初始速度 V_{RT}

机轮/刹车额定最严酷着陆停止能量 KE_{SS} 及相应的刹车初始速度 V_{SS}

(若适用)

最大额定刹车工作压力 $BROP_{MAX}$

最大额定刹车压力 BRP_{MAX}

额定刹车返回压力 BRP_{RET}

机轮/刹车额定结构扭矩 ST_R

额定设计着陆减速率 D_{DL}

额定加速—停止减速率 D_{RT}

额定最严酷着陆停止减速率 D_{SS} (若适用)

刹车额定的轮胎类型和规格 TS_{BR}

额定刹车磨损极限 $BRWL$

4.1.2 机轮或刹车的重量 (若适用)

4.1.3 使用的液压介质型号 (若适用)

4.1.4 表明符合试验要求的试验报告复印件

注：符合性试验报告中包含有试验记录结果时，仅注明达到规定的性能是不够的。

除了定性试验外，必须记录每次试验中得到的实际数值。

—

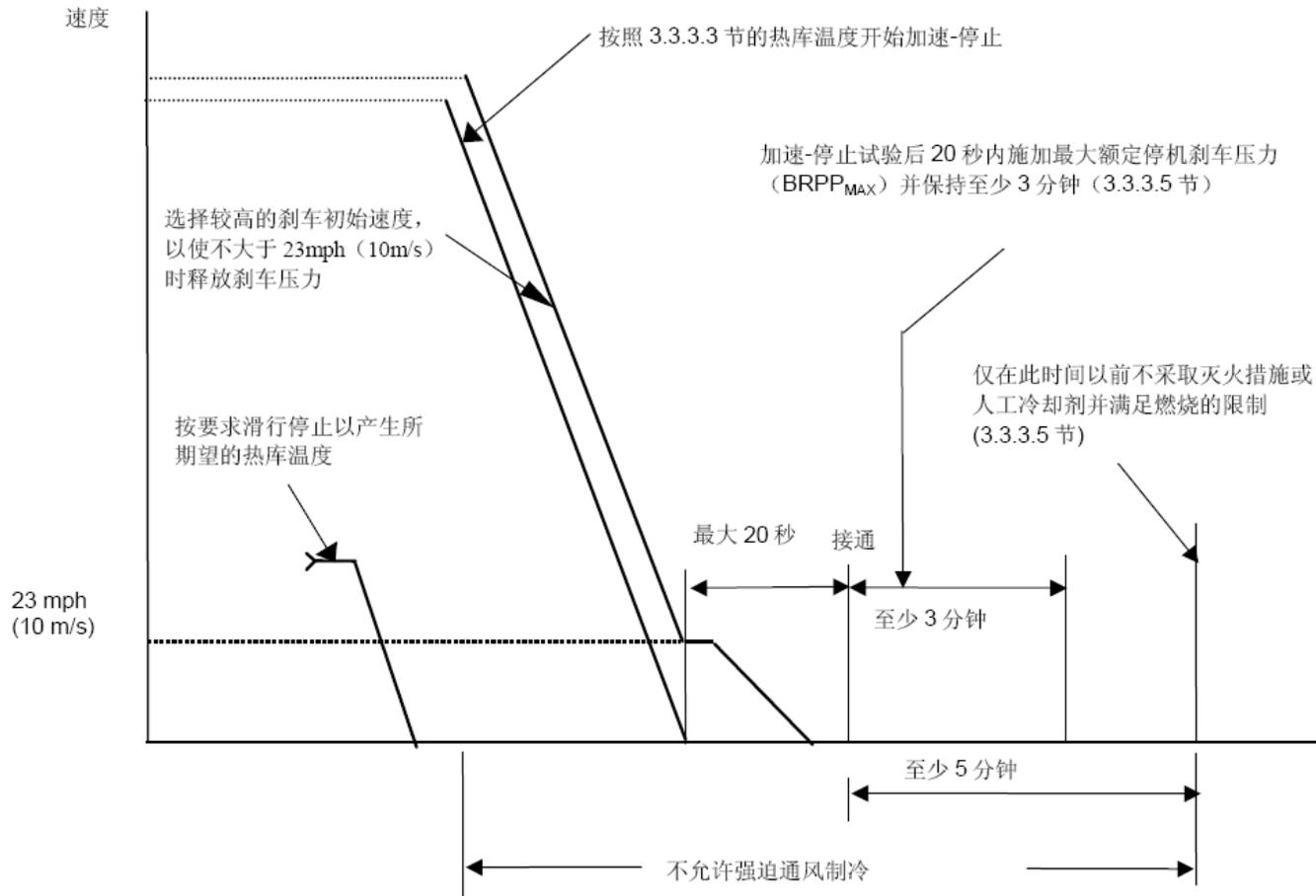


图 3-1 滑行、加速-停止、停机试验程序

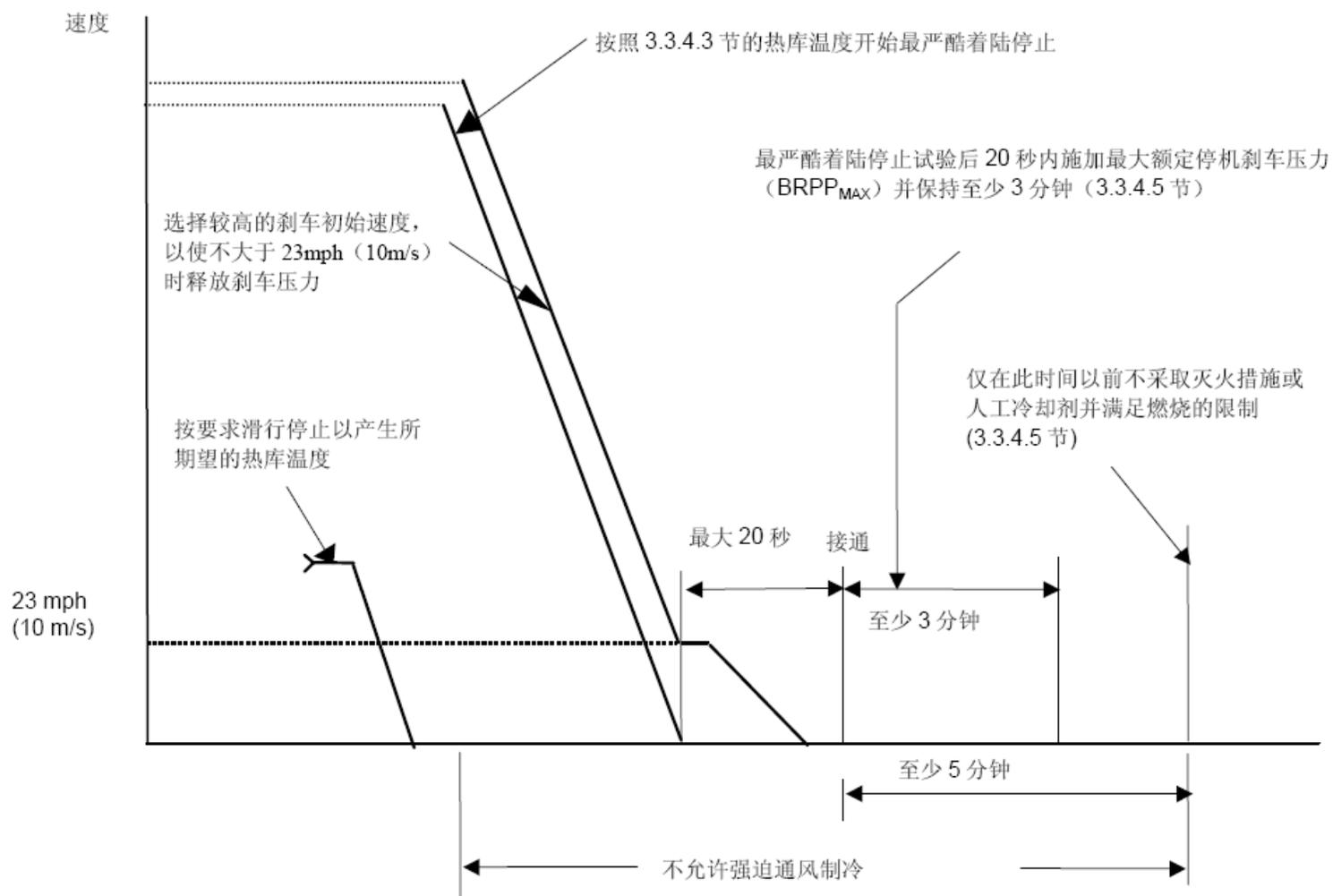


图 3-2 最严酷着陆停止、停机试验程序

附录 2：运输类飞机机轮、刹车和机轮刹车装置（电作动）

最低性能标准

第 1 章 引言

本最低性能标准（MPS）依据 SAE 的航空航天标准 AS 5663 “使用电作动的运输类飞机机轮和刹车组件最低性能要求（2007.1）” 制定，并经 SAE A-5A 修订后推荐给 FAA。

1.1 目的和范围

本最低性能标准规定了根据 CCAR 25 部审定的飞机上使用的机轮、刹车和机轮刹车装置的最低性能标准。符合本标准不可视为在任何运输类飞机上的安装批准。

1.2 申请

要求制造商、安装者和用户遵循本最低性能标准，以确保设备能够满意地完成其预定功能。

注：飞机的操纵特点和其它外部因素可能会影响设备的某些性能，因此预定的飞机刹车性能必须用飞行试验进行验证。

1.3 设备构成

在本文中使用的“设备”、“刹车装置”或“机轮组件”，包含组成特定装置的所有部件。

例如：机轮组件一般包括一个或多个轮毂、轴承、轮缘、导轨、隔热屏和热熔塞。刹车装置一般包括承压盘、扭力筒、机电作动器、压紧盘、热库和温度传感器，以及其它完成刹车运动的轮轴安装部件。

在本规范中，设备的接口界面是起落架系统的机轮和刹车附件，以及飞机刹车控制系统的电接头。

不应根据这些例子推断每个机轮组件和刹车装置必定包括上述例子中的所有部件或其中的任何一个部件；实际的组件将取决于制造商选定的具体设计。

1.4 定义和缩略语

1.4.1 刹车片

刹车片是指单个的可磨损材料块、粘有可磨损材料块的圆盘或整体结构为可磨损材料的圆盘。

1.4.2 刹车切断位置（BOP）

BOP 是指完成一个刹车应用和释放的循环后，机轮和刹车组件能自由转动的机电作动器（EMA）收回位置。

1.4.3 额定刹车磨损极限（BRWL）

BRWL 是刹车最大磨损极限，以保证满足本 CTSO 中本附录 3.3.3 节和 3.3.4 节（如适用）。

1.4.4 距离平均减速率（D）

$$D = \frac{(\text{刹车初始速度})^2 - (\text{刹车最终速度})^2}{2 \times (\text{刹车的飞轮距离})}$$

D 是用于所有减速率计算的距离平均减速率。

1.4.5 额定设计着陆减速率（ D_{DL} ）

D_{DL} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.2 节 100 次 KE_{DL} 停止

试验演示的距离平均减速率最小值。

1.4.6 额定加速—停止减速率 (D_{RT})

D_{RT} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.3 节 KE_{RT} 停止试验演示的距离平均减速率最小值。

1.4.7 额定最严酷着陆停止减速率 (D_{SS})

D_{SS} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.4 节 KE_{SS} 停止试验演示的距离平均减速率。

1.4.8 机电作动器 (EMA)

机电作动器 (EMA) 是刹车装置, 通常包括但不限于: 滚珠丝杠或滚柱丝杠、电机、以及将电能转换为刹车夹紧力的齿轮传动装置。

1.4.9 热库

热库是制动中主要担负吸收能量的刹车物质。对于典型刹车, 热库由静盘和动盘组件组成。

1.4.10 刹车最大电流 (I_{BMAX})

I_{BMAX} 是刹车系统在进行本附录 3.3.3 节和 3.3.4 节最严酷的动态试验时由试验或由试验结果分析得到的刹车最大电流。

1.4.11 刹车系统最大电流 (I_{SMAX})

I_{SMAX} 是刹车系统在正常工作状态下能够供给刹车装置的最大电流。

1.4.12 机轮/刹车额定设计着陆停止能量 (KE_{DL})

KE_{DL} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.2 节 100 次设计着陆

停止试验演示每次所吸收的最小能量。

1.4.13 机轮/刹车额定加速-停止能量 (KE_{RT})

KE_{RT} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.3 节加速-停止试验演示所吸收的能量。

1.4.14 机轮/刹车额定最严酷着陆停止能量 (KE_{SS})

KE_{SS} 是机轮、刹车和轮胎组合件进行本附录 3.3.4 节试验演示所吸收的能量。

1.4.15 刹车最大载荷 (L_{BMAX})

L_{BMAX} 是在用于分析和试验的正常工作条件下,由刹车控制系统指令产生的名义上的最大夹紧刹车载荷。

1.4.16 刹车设计着陆载荷 (L_{DL})

L_{DL} 是本附录 3.3.2 节所要求的 KE_{DL} 停止试验中由刹车装置试验产生或计算分析得出的 100 次峰值夹紧载荷的平均值。

1.4.17 刹车限制载荷 (L_{LMT})

L_{LMT} 是刹车结构在工作状态下可承受的不会导致结构永久变形,功能失效的最大夹紧载荷。

1.4.18 EMA刹车最大功率 (P_{BMAX})

P_{BMAX} 是在本附录第 3 节最严酷的动态试验中由试验结果或试验分析得出的提供给刹车的最大功率。

1.4.19 刹车系统最大功率 (P_{SMAX})

P_{SMAX} 是由刹车控制系统提供给刹车装置的最大可用功率。

1.4.20 停机刹车指令 (PBC)

PBC 是高能量止动情况下 EMA 的控制配置情况，通常由飞机制造商结合具体刹车措施（本附录 3.3.3.5 节和 3.3.4.5 节）定义。

1.4.21 机轮额定轮胎负荷半径 (R)

R 是额定轮胎规格在机轮额定充气压力 (WRP) 下施加额定静载荷 (S) 时的静半径。该静半径定义为从轮轴中心线到轮胎/地面接触表面的最小距离。

1.4.22 机轮额定静载荷 (S)

S 是最大静载荷（参考 CCAR 25.731(b)）

1.4.23 机轮/刹车额定结构扭矩 (ST_R)

ST_R 是在本附录 3.3.5 中演示的最大结构扭矩。

1.4.24 刹车额定轮胎类型和规格 (TS_{BR})

TS_{BR} 是用于达到 KE_{DL} 、 KE_{RT} 、 KE_{SS} 刹车额定值的轮胎类型和规格，并且必须是批准安装于机轮上的轮胎类型和规格 (TS_{WR})。

1.4.25 机轮额定轮胎类型和规格 (TS_{WR})

TS_{WR} 是飞机制造商批准用于安装在机轮上的轮胎类型和规格。

1.4.26 刹车试验配套轮胎 (TT_{BT})

TT_{BT} 是额定轮胎类型和规格。

TT_{BT} 是对于刹车性能和/或能量吸收试验已经确定为最临界的轮胎类型和规格，并且必须是经批准安装在机轮上的轮胎类型和规格 (TS_{WR})。对于不同试验可以有不同的配套轮胎。

1.4.27 EMA刹车最大电压 (V_{BMAX})

EMA刹车最大电压 V_{BMAX} 是在进行本附录第 3 节最严酷的动态试验中由试验结果或试验分析得出的应用于刹车装置的最大电压。

1.4.28 刹车系统最大电压 (V_{SMAX})

V_{SMAX} 是由刹车控制系统提供给飞机刹车装置的最大可用电压。

1.4.29 机轮/刹车设计着陆停止速度 (V_{DL})

V_{DL} 是设计着陆停止试验中的刹车初始速度（本附录 3.3.2 节）。

1.4.30 机轮/刹车加速-停止速度 (V_{RT})

V_{RT} 是演示 KE_{RT} 的刹车初始速度（本附录 3.3.3 节）

1.4.31 机轮/刹车最严酷着陆停止速度 (V_{SS})

V_{SS} 是演示 KE_{SS} 时的刹车初始速度（本附录 3.3.4 节）。

2 通用设计规范

2.1 适航性

按照 CCAR 25.1529 的规定，必须考虑安装在飞机上设备的持续适航性（见本 CTSO 的 6.c 节“随产品一起提供的资料”）。

2.2 防火

除了对火的传播没有明显作用的小零部件（如紧固件、密封件、垫圈和小电气零部件）外，使用的所有固体材料都必须是自熄的，见本附录 2.4.5 节、3.3.3.5 节和 3.3.4.5 节。

2.3 设计

除非通过试验或分析表明是不必要的，设备必须符合下列要求：

2.3.1 机轮轴承挡油环

机轮轴承挡油环必须能在所有工作条件下保持润滑剂，防止润滑剂溢至刹车表面和外来物进入轴承。

2.3.2 刹车释放和磨损调整

刹车装置和其控制系统应采取合适的方法以保证在无刹车指令情况下，在整个热库磨损区和聚热区域保持适当的工作间隙。

2.3.3 磨损指示器

必须提供可靠方法以确定热库是否已磨损到其允许的极限值。

2.3.4 不同材料

使用不同材料而且材料之间很可能发生电化学腐蚀时，设计中必须采用有效的防腐措施。另外，热膨胀差异不应过分影响部件的功能、承载能力和疲劳寿命。

2.3.5 绝缘电阻

该设备应具备足够的绝缘电阻等级，以保证设计对泄漏电流具有较强的绝缘特性，符合既定的工业标准。

2.3.6 绝缘强度

该设备应具有合适的耐压能力和耐浪涌电压能力，以符合既定的工业标准。

2.3.7 电搭接，接地

该设备在设计中应采用合适的电搭接和接地技术，保护地面人员和设备，避免受故障电流，和潜在的高幅电压影响，以符合既定的工业标准。

2.4 构造

部件上使用的材料的适用性和耐久性必须建立在经验或试验的基础上。另外，材料必须符合经批准的规范以确保设计强度和其它性能。

2.4.1 铸件

铸件必须是高质量的、清洁的、完整的，并且没有气泡、松孔或杂质引起的表面缺陷。只要铸件的适用性尚未受到影响，允许有散砂或气

穴。

2.4.2 锻件

锻件必须为匀质状态，而且没有气孔、飞边、折叠、接缝、皱皮、裂纹、偏析和其它缺陷。如果强度和适用性不受影响，则缺陷可修复。

2.4.3 螺栓和螺桩

使用螺栓和螺桩连接机轮或刹车装置的各部件时，其螺纹部分必须有足够的长度以便于与螺母完全啮合（包括其锁紧零件），并且有足够长度的无螺纹支承区，以承受所要求的载荷。

2.4.4 环境保护

所有使用的部件必须进行适当的保护以防止在使用中由于任何环境原因（例如风蚀、腐蚀和剥蚀）引起的强度降低或丧失。

2.4.5 镁零件

在刹车装置或带刹车的机轮上不得使用镁和镁合金。

第 3 章 标准试验条件下的最低性能

3.1 引言

本章规定的试验条件和性能准则提供了证明符合本 CTSO 最低性能标准的实验室方法。飞机制造商必须确定所有有关的试验参数值。

3.2 机轮试验

机轮应进行试验，并记录结果形成文件，并按照附录 1，第 3.2 段内

容和 4.1.1 (a) 和 4.1.4 要求上报。

3.3 机轮和刹车装置的试验

3.3.1 总则

3.3.1.1 装有配套轮胎 (TT_{BT}) 的机轮和刹车装置必须根据如下要求以及本附录3.3.2节、3.3.3节、3.3.5节和3.3.4节 (如适用) 在试验设备上进行了试验。

3.3.1.2 对于本附录3.3.2节、3.3.3节和3.3.4节规定的试验, 其试验能量 KE_{DL} 、 KE_{RT} 和 KE_{SS} 以及刹车速度 V_{DL} 、 V_{RT} 、 V_{SS} 由飞机制造商规定。

3.3.1.3 对于本附录3.3.2节、3.3.3节和3.3.4节规定的试验, 其刹车的初始速度必须尽量接近, 但不大于按本附录3.3.1.2节确定的速度, 但为了补偿本附录3.3.3.4节和3.3.4.4节因夹紧力提前释放而允许一定程度的速度增加除外。不允许采用提高刹车初始速度的方法来降低测功器的惯量 (即低于理想值)。这是因为对于一个认定的试验减速率, 会导致能量吸收率的降低并且可能产生不同于用正确的刹车初始速度所得到的性能。在任何制动试验中吸收的能量必须不小于按本附录3.3.1.2节确定的能量。另外在这些制动试验中, 不允许采用强迫通风或其它人工冷却方式。

3.3.1.4 对于刹车制动性能试验, 刹车装置必须通过使用控制系统和电源提供EMA所特有的作动方式来进行试验, 并应包括飞机刹车系统所特有的各种限制条件。 I_{BMAX} 、 V_{BMAX} 和 P_{BMAX} 不得超过飞机刹车控制系统的能力范围, I_{SMAX} 、 V_{SMAX} 和 P_{SMAX} , 应为设备所能提供的预定值。

3.3.1.5 对于刹车结构试验, 刹车装置可选用刹车制动性能试验所需的一套备用控制系统完成试验。控制系统必须能够按照试验条件要求将静态

值加载到 EMA 荷载路径和刹车结构上。

3.3.2 设计着陆停止试验

3.3.2.1 机轮刹车装置必须完成100次设计着陆停止试验，每次试验的能量 KE_{DL} 和距离平均减速率 D 由飞机制造商规定，但不得小于 $3.05m/s^2$ ($10ft/s^2$) (见CCAR25.735 (f) (1))。

3.3.2.2 在设计着陆停止试验中，如果需要重复使用刹车盘支承结构，或者可磨损材料与刹车盘的支承结构是一个整体，则不得更换该支承结构。单个的磨损材料块或整体粘接的可磨损材料允许进行一次更换，对于整体粘接可磨损材料的刹车盘，允许更换一次，但是刹车盘的支承结构不得重复使用。机轮/刹车装置的其它部件必须承受100次 KE_{DL} 停止试验而无失效或影响使用。

3.3.3 加速-停止试验

3.3.3.1 机轮和刹车装置必须完成加速-停止试验，试验的距离平均减速率 D 由飞机制造商规定，但不小于 $6ft/s^2$ ($1.83m/s^2$) (见CCAR 25.735 (f) (2))。

本项试验按下列条件确定机轮和刹车装置最大加速-停止能量的额定值 KE_{RT} ：

a. I_{SMAX} ， V_{SMAX} 和 P_{SMAX} 或

b. 最大刹车电流，电压和功率输入与飞机的刹车力极限条件一致(轮胎/跑道上的阻力应基于已证实的数据)。

3.3.3.2对于加速-停止试验，轮胎、机轮和刹车装置必须在 KE_{RT} 的情况下

进行试验。其中刹车为一套新的和一套完全磨损的两种状态。

- a. 新的刹车定义为热库的磨损量小于可用磨损范围的 5%。
- b. 完全磨损的刹车定义为热库的磨损量已完全达到 BRWL。

对于本项试验，不同摩擦对偶在刹车过程中磨损的比例，必须基于使用磨损的经验或者相当或相似刹车的磨损试验数据。可以使用实际工作磨损的刹车元件，也可使用机械磨损的刹车元件。如果使用机械磨损的刹车元件，则必须表明它们能提供与实际工作磨损的刹车元件相似的结果。试验的刹车必须经受足够数量和类型的制动，以保证刹车性能代表实际使用情况；在这些制动中，必须用接近完全磨损的刹车条件至少进行一次设计着陆停止试验。

3.3.3.3 刹车试验时，轮胎、机轮和刹车装置（特别是热库和 EMA）的温度必须尽量接近典型使用条件中的实际温度。采用滑行停止预加热的方法是可以接受的。

这些温度必须基于一个制动循环的理论分析。分析中应考虑飞机从停机坪签派滑出的典型刹车温度，如适用，还应加上在随后的滑行和加速起飞中相应热库温度变化的保守估算。

另一方面，当缺少合理分析时，起始热库温度必须是在不低于正常环境温度（15°C/59°F）下开始对轮胎、机轮和刹车装置进行 10%KE_{RT} 刹车后所产生的温度。

3.3.3.4 对于加速停止试验，不要求演示到完全停止。试验刹车压力可以在不大于 10m/s（23mph）试验速度时释放。在此条件下，刹车的初始速度必须这样调整：即保证在试验中由轮胎、机轮和刹车装置吸收的能量

不小于规定的速度开始试验直到速度为零所吸收的能量。

3.3.3.5 在完全停止后或按本附录3.3.3.4节规定的刹车夹紧力释放后的20秒之内，施加停机刹车指令(PBC)且保持至少3分钟(CCAR25.735(g))。

使用停机刹车夹紧力后5分钟之内，不允许有持续的火焰扩散到轮胎最高点之上；在此期间内，既不可采取灭火措施，也不可用冷却剂。

若适用，记录轮胎压力开始释放（例如，机轮热熔塞释放）的时间。在本附录3.3.3.4节和3.3.3.5节中说明的各种情况的程序见图3-1。

3.3.4 最严酷着陆停止试验

3.3.4.1 机轮和刹车装置必须完成飞机所预期的最严酷着陆停止条件下的试验，该条件由飞机制造商规定。如果本附录3.3.3节要求的试验更严酷或飞机制造商表明该条件是极不可能发生的，那么可不进行本试验。

如有要求，本试验按下列条件确定机轮/刹车装置在非正常着陆条件下的最大能量的额定值 KE_{SS} ：

a. I_{SMAX} ， V_{SMAX} 和 P_{SMAX} 或

b. 刹车最大电流，电压和功率输入与飞机的刹车力极限条件一致（例如，轮胎/跑道的拖曳能力应基于已证实的数据）。

3.3.4.2 对于最严酷着陆停止试验，轮胎、机轮和刹车装置（其中热库已完全磨损到BRWL）必须能吸收试验能量 KE_{SS} （CCAR 25.735(f)(3)）。

对于本项试验，不同摩擦对偶在刹车过程中磨损的比例，必须基于使用磨损经验或者相当或相似刹车的磨损试验数据。可以使用实际工作磨损的刹车元件，也可使用机械磨损的刹车元件。如果使用机械磨损的刹车元件，则必须表明它们能提供与实际工作磨损的刹车元件相似的结果。

果。试验的刹车必须经受足够数量和类型的制动，以保证刹车性能代表实际使用情况；这些制动中，必须用接近完全磨损的刹车条件，至少进行一次设计着陆停止试验。

3.3.4.3 刹车试验时，轮胎、机轮和刹车装置（特别是热库和EMA）的温度必须尽量接近典型使用条件中的实际温度。采用滑行停止预加热的方法是可以接受的。

这些温度必须基于一个制动循环的理论分析，分析中应考虑飞机从停机坪签派滑出的典型刹车温度，如适用，还应加上在随后的滑行、加速起飞和飞行中相应热库温度变化的保守估算。

另一方面，当缺少合理分析时，起始热库温度必须是在不低于正常环境温度（15°C/59°F）下开始对轮胎、机轮和刹车装置进行 5%KE_{RT}刹车后所产生的温度。

3.3.4.4 对于最严酷着陆停止试验，不要求演示到完全停止。试验刹车压力可以在不大于10m/s（23mph）试验速度时释放。在此条件下，刹车的初始速度必须这样调整：即保证在试验中由轮胎、机轮和刹车装置吸收的能量不小于按规定的速度开始试验直到速度为零所吸收的能量。

3.3.4.5 在完全停止后或按本附录3.3.3.4节规定的刹车夹紧力释放后的20秒之内，施加停机刹车指令（PBC）且保持至少3分钟（CCAR25.735(g)）。

使用刹车夹紧力后 5 分钟之内，不允许有持续的火焰扩散到轮胎最高点之上；在此期间内，既不可采取灭火措施，也不可用冷却剂。

若适用，记录轮胎压力（例如，机轮热熔塞放气）开始释放的时间。在本附录 3.3.4.4 节和 3.3.4.5 节中说明的各种情况的程序见图 3-2。

3.3.5 结构扭矩试验

机轮/刹车额定结构扭矩 (ST_R) 等于在本附录 3.3.5.1 节试验中演示的扭矩。

3.3.5.1 对轮胎、机轮和刹车装置施加径向载荷 S 和在本附录 3.3.5.2 节或 3.3.5.3 节规定的相应扭矩的阻力载荷，历时至少 3 秒钟。通过施加至少最大刹车载荷 (L_{BMAX}) 或其等效力，必须使机轮在一个或多个刹车传递的反作用力下停止转动。如果上述夹紧力或其等效力不足以阻止机轮转动，则在施加夹紧力的同时，可用夹紧、螺栓连接或其它方式固定摩擦面。本试验必须使用完全磨损 (BRWL) 的刹车构型。此试验中不同摩擦对偶在刹车过程中的磨损比例必须基于相当或相似刹车的使用磨损经验或试验机的磨损试验数据。可以使用实际工作磨损刹车元件，也可使用机械磨损刹车元件。在试验中初次应用 L_{BMAX} 代替应用维持电流后，EMA 可以被冷却，配合进行 (和/或) 电动势的抑制措施。

3.3.5.2 对于每一起落架支柱仅有一个机轮的起落架，扭矩为 $1.2(S \times R)$ 。

3.3.5.3 对于每一起落架支柱具有多个机轮的起落架，扭矩为 $1.44(S \times R)$ 。

3.3.5.4 机轮和刹车装置必须承受上述载荷历时至少 3 秒而不失效。

3.3.6 机轮刹车间隙

除限制载荷情况外，在机轮和刹车装置 (含配件) 之间关键区域不应存在任何干扰，并应考虑轮轴角度的方向。间隙不足可以通过分析 (和/或) 试验的手段来确定。如果方案选定，必须按照以下方法进行试验：

3.3.6.1 径向限制载荷机轮刹车间隙试验

将装有配套轮胎 (TT_{WT}) 的机轮固定在轮轴上，并将其贴紧在无挠

曲平面或飞轮上。机轮轮轴相对于无挠曲平面必须有一角度，其值与机轮固定在航空器上并在机轮额定最大径向限制载荷（L）作用下相对平直跑道的值相同。

使用气体和/或液体将轮胎充压到最大静载荷所对应的压力。如果使用液体充压则不应充满，以使轮胎压缩量与使用气体充压所引起的值相同。如果气态充压已经使用过，并且轮胎已被弹到轮胎形变的最大的程度，液体压力一定不得超过气体压力。通过机轮轮轴垂直于无挠曲平面向机轮加载。如果本附录 3.3.6.2 节的径向限制载荷等于或者超过此节描述的径向限制载荷，此节试验内容可以省略。

确定机轮相对于无挠曲平面的最薄弱方位。加载时，轮胎紧贴无挠曲平面，如果有多个薄弱方位需要确定，对每个薄弱方位重复上述试验。在加载时，必须使用配套的轴承外环、内环及滚柱。如果试验期间在某个加载点上发生触底情况，则可以适当增加轮胎压力以避免轮胎触底。

3.3.6.2 联合限制载荷机轮刹车间隙试验

将装有配套轮胎（TT_{WT}）的机轮固定在轮轴上，并将其贴紧在无挠曲平面或飞轮上。机轮轮轴相对于无挠曲平面必须有一角度，其值与机轮固定在航空器上并在机轮额定最大径向限制载荷（L）作用下相对平直跑道的值相同。对机轮和轮胎组件施加不小于相应的地面限制载荷的径向和侧向载荷。如果试验期间在某个加载点上发生触底情况，则可以适当增加轮胎压力以避免轮胎触底。

确定机轮相对于无挠曲平面的最薄弱方位。

加载时，轮胎紧贴无挠曲平面，并且机轮处于最薄弱方位。

在试验过程中，必须使用配套的轴承外环、内环及滚柱。

只有当证明在载荷作用下无内胎轮胎胎圈不能保持合适的位置而造成压力损失的情况出现时，才可使用有内胎的轮胎。必须以最临界的内侧和外侧侧向载荷对机轮进行试验。如果多个薄弱方位需进行试验，对每个薄弱方位重复上述试验内容。

3.4 刹车试验

必须证明，刹车标准产品样件需通过以下试验：

3.4.1 限制载荷试验和极限载荷试验

如果需要产生和保持所需的夹紧力，可用电机装置的替代控制系统和人工冷却方式进行下列试验：

限制载荷：刹车应能承受至少 5 秒的刹车限制载荷 L_{LMT} ，试验后不会产生阻碍其执行预期功能的永久变形。

极限载荷：可用EMA伸出模拟最大磨损状态，刹车必须能承受至少3秒1.5倍刹车限制载荷 L_{LMT} 。如必要，可调整EMA的伸出部分，以防止在试验过程同任何止动方式发生干涉。

3.4.2 耐久性试验

刹车装置必须经受耐久性试验，在试验期间不得发生任何失效或故障。需要时，则该项试验的热库元件可以使用合理的有代表性的代替件。

刹车装置必须进行 100000 次循环试验，施加设计着陆停止试验（本附录 3.3.2 节）中的刹车设计着陆载荷（ L_{DL} ）并释放到刹车切断位置（BOP）。应调整EMA使循环次数平分在至少五等分或更多等分的磨损

位置，包括无磨损位置、完全磨损位置（BRWL）。

之后，刹车装置必须进行 5000 次循环试验，施加刹车最大载荷（ L_{BMAX} ）并释放到刹车切断位置（BOP）。应调整EMA使循环次数平分在至少五等分或更多等分的磨损位置，其中包括无磨损位置、完全磨损位置（BRWL）。

完成此项试验后，刹车装置必须要满足本附录 3.4.4 节的完整性要求。

3.4.3 极限温度试验

将刹车装置在设计着陆停止试验（本附录 3.3.2 节）中经受的最高作动器温度下保持至少 24 小时，不得进行强制通风冷却。在此温度下，刹车装置必须经受 1000 次使用循环，每次从 100 次设计着陆停止试验所要求的刹车设计着陆载荷（ L_{DL} ）释放到刹车切断位置（BOP）；接着进行 25 次循环，从刹车最大载荷（ L_{BMAX} ）释放到刹车切断位置（BOP）。

然后，刹车装置必须从上述温度冷却到 -40°C （ -40°F ）的温度，而且在此温度下保持 24 小时。在此温度下，刹车装置必须经受从 KE_{DL} 试验中所要求的刹车设计着陆载荷（ L_{DL} ）释放到刹车切断位置（BOP）的 25 次使用循环。接着进行 5 次循环，从刹车最大载荷（ L_{BMAX} ）释放到刹车切断位置（BOP）。

当完成这项试验时，刹车装置必须要满足本附录 3.4.4 节的完整性要求。

3.4.4 刹车装置完整性

刹车装置应能满足功能试验要求（验收试验），以保证本 CTSO 6.c 节描述的持续适航性。

第 4 章 资料要求

4.1 申请设备批准的制造商必须随申请书提供下列资料：

4.1.1 下列机轮和刹车装置的额定值：

a. 机轮额定值

参见 CTSO-135a 附录 1 第 4.1.1a 部分

b. 机轮/刹车和刹车额定值

机轮/刹车额定设计着陆停止能量 KE_{DL} 及相应的刹车初始速度 V_{DL}

机轮/刹车额定加速—停止能量 KE_{RT} 及相应的刹车初始速度 V_{RT}

机轮/刹车额定最严酷着陆停止能量 KE_{SS} 及相应的刹车初始速度 V_{SS}

（若适用）

刹车最大载荷 L_{BMAX}

刹车限制载荷 L_{LMT}

额定刹车返回压力 BRP_{RET}

机轮/刹车额定结构扭矩 ST_R

额定设计着陆减速率 D_{DL}

额定加速—停止减速率 D_{RT}

额定最严酷着陆停止减速率 D_{SS} （若适用）

刹车额定的轮胎类型和规格 TS_{BR}

额定刹车磨损极限 $BRWL$

EMA刹车最大电压 V_{BMAX}

刹车最大电流 I_{BMAX}

EMA刹车最大功率 P_{BMAX}

刹车系统最大电压 V_{SMAX}

刹车系统最大电流 I_{SMAX}

刹车系统最大功率 P_{SMAX}

4.1.2 机轮或刹车的重量（若适用）。

4.1.3 在试验过程中供电电压和供电电流的限制条件说明书。

4.1.4 分析过程和/或证实 I_{BMAX} , L_{BMAX} , L_{DL} , L_{LMT} , P_{BMAX} 和 V_{BMAX} 的数据（视情）。

4.1.5 表明符合试验要求的试验报告复印件。

注：符合性试验报告中包含有试验记录结果时，仅注明达到规定的性能是不够的。除了定性说明试验成功/失败外，必须记录每个被测参数的实际数值。

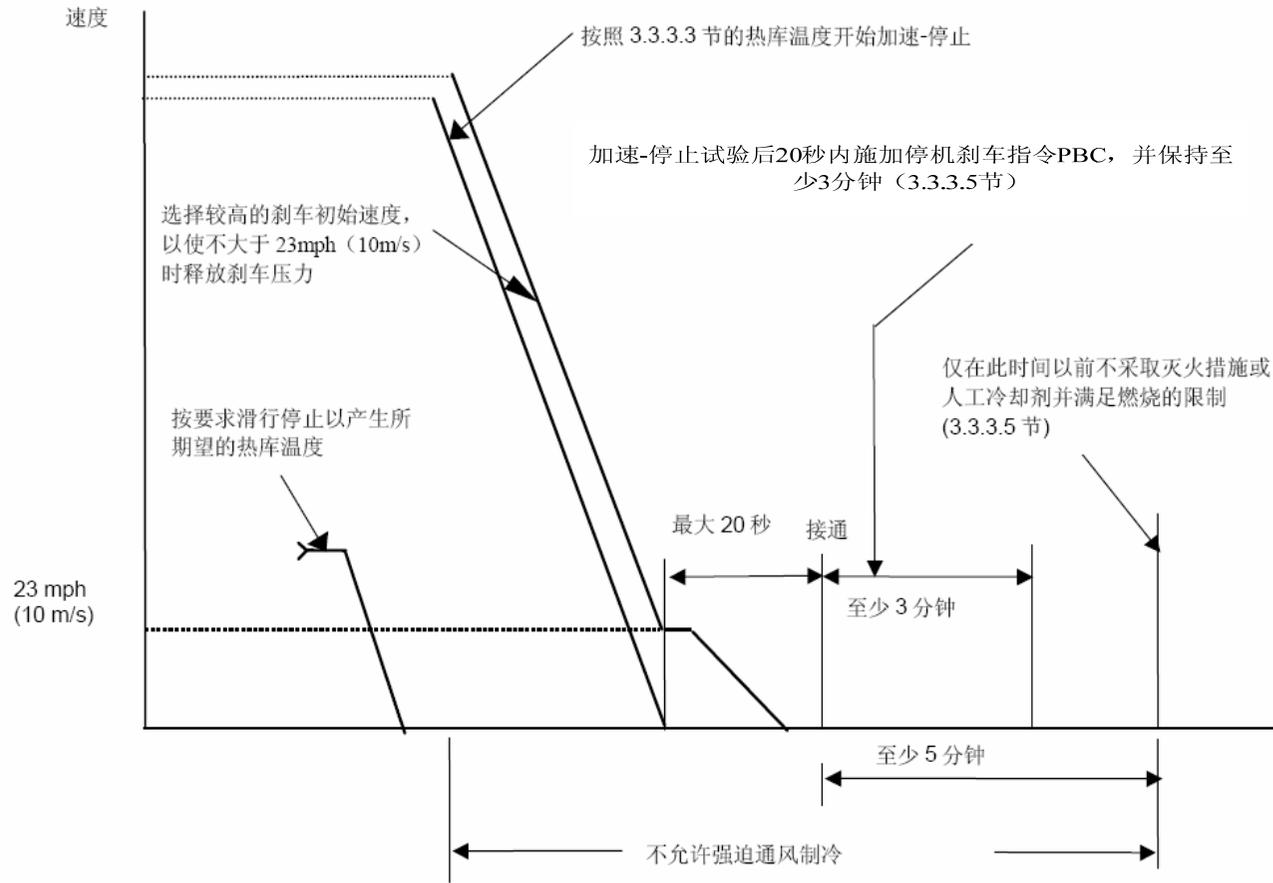


图 3-1 滑行、加速-停止、停机试验程序

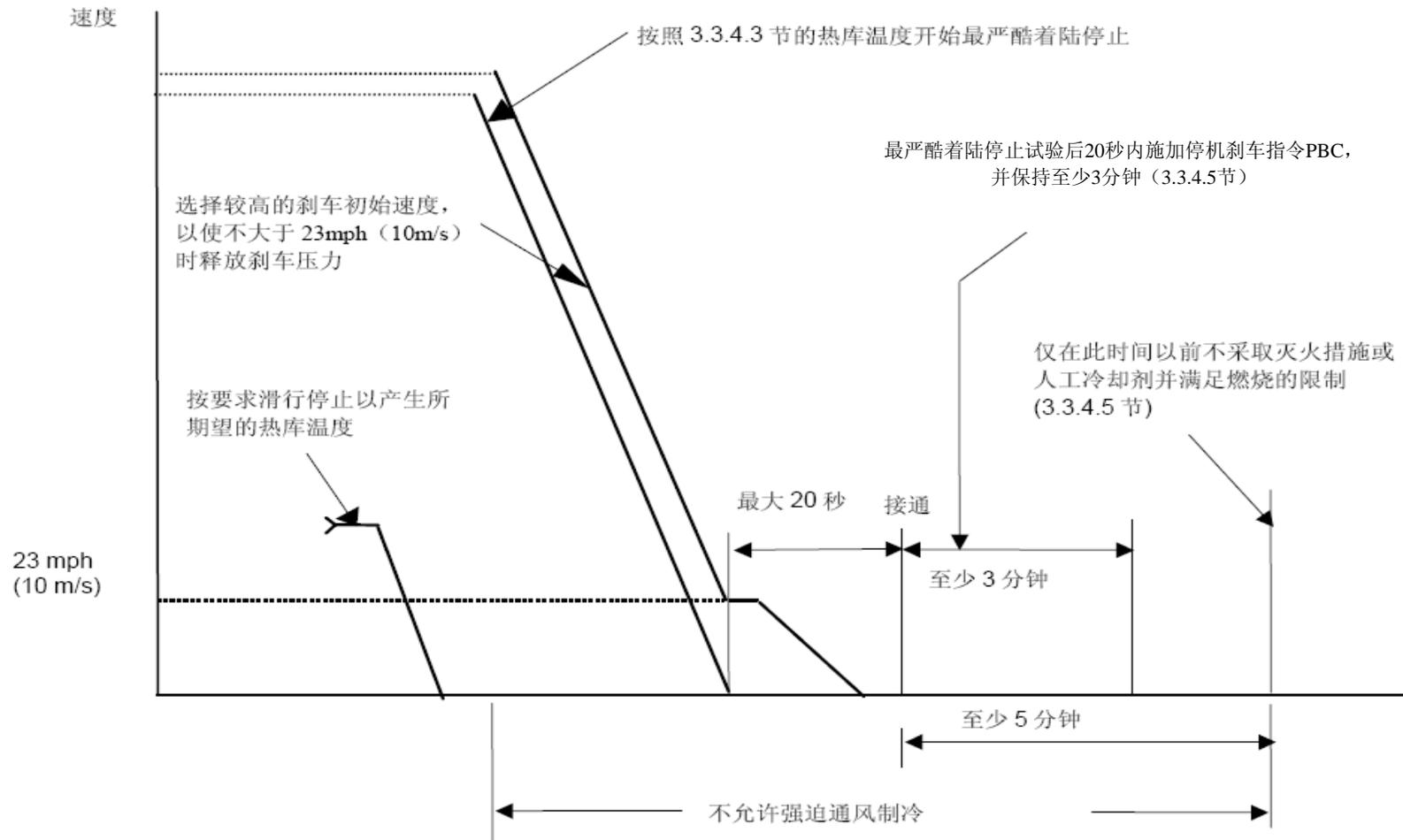


图3-2 最严酷着陆停止、停机试验程序