

T/CASME

团 体 标 准

T/CASME XXXX—XXXX

低空固定翼航空器用刹车系统 通用技术规范

（征求意见稿）

在提交反馈意见时，请将您知道的相关专利连同支持性文件一并附上。

XXXX—XX—XX 发布

XXXX—XX—XX 实施

中国中小商业企业协会 发 布

前 言

本文件按照GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

本文件由××××提出。

本文件由中国中小商业企业协会归口。

本文件起草单位：×××、×××、×××。

本文件主要起草人：×××、×××、×××。

低空固定翼航空器用刹车系统 通用技术规范

1 范围

本文件规定了低空固定翼航空器用刹车系统及其附件的通用要求。
本文件适用于低空固定翼航空器用刹车系统（以下简称刹车系统）及其附件的设计、制造和验收。

2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

- GB 191 包装储运图示标志
- GJB 142B 外壳定位小矩形电连接器通用规范
- GJB 176A J7系列耐环境线簧孔矩形电连接器总规范
- GJB 177A 压接接触件矩形电连接器总规范
- GJB 181B 飞机供电特性
- GJB 358 军用飞机电搭接技术要求
- GJB 362B 刚性印制板通用规范
- GJB 441 机载电子设备机箱、安装架的安装形式和基本尺寸
- GJB 598A 耐环境快速分离圆形电连接器总规范
- GJB 599A 耐环境快速分离高密度小圆形电连接器总规范
- GJB 779 机载电子设备机箱和安装架通用规范
- GJB 899A 可靠性鉴定和验收试验
- GJB 1032 电子产品环境应力筛选方法
- GJB 1184A 航空机轮和刹车装置通用规范
- GJB 1239 航空机轮润滑脂规范
- GJB 1438A 印制电路连接器及其附件通用规范
- GJB 1481 飞机气动系统附件通用规范
- GJB 1482 飞机液压系统附件通用规范
- GJB 1765 军用物资包装标志
- GJB 2352 机载设备包装通用规范
- GJB 2879A 飞机机轮防滑刹车控制系统通用规范
- GJB 3063A 飞机起落架系统通用规范
- GJB 3370 飞机电液流量伺服阀通用规范
- GJB/Z 457 机载电子设备通用指南
- HB 5648 航空机轮和刹车装置—设计规范
- HB 5823 飞机液压电磁阀通用技术条件
- HB 6167.1 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第1部分：总则
- HB 6167.2 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第2部分：温度和高度试验
- HB 6167.3 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第3部分：温度变化试验
- HB 6167.5 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第5部分：飞行冲击和坠撞安全试验
- HB 6167.6 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第6部分：振动试验
- HB 6167.8 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第8部分：防水试验
- HB 6167.10 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第10部分：砂尘试验

HB 6167.11 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第11部分：霉菌试验
HB 6167.12 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第12部分：盐雾试验
HB 6167.16 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第16部分：加速度试验
HB 6167.17 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第17部分：磁影响试验
HB 6167.18 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第18部分：电源输入试验
HB 6167.19 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第19部分：电压尖峰试验
HB 6167.20 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第20部分：电源线音频传导敏感性试验
HB 6167.21 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第21部分：感应信号敏感性试验
HB 6167.22 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第22部分：射频敏感性试验
HB 6167.23 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第23部分：射频能量发射试验
HB 6167.24 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第24部分：雷电感应瞬态敏感度试验
HB 6167.25 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第25部分：雷电直接效应试验
HB 6167.26 民用飞机机载设备环境条件和试验方法 第26部分：静电放电试验
HB/Z 295 机载系统和设备合格审定中的软件考虑
Q/AVIC DR 3295-2024 飞机电刹车控制系统通用要求
Q/AVIC 30166-2016 飞机刹车控制系统通用要求
SAE APR 4754B 民用飞机和系统开发指南
CTSO-C135 运输类飞机机轮和机轮刹车组件
SH 0114 航空洗涤汽油

3 术语和定义

GJB 2879A界定的以及下列术语和定义适用于本文件。

3.1

低空 low altitude

距正下方地平面垂直距离在1000米以内的空域(根据不同地区特点和实际需要可延伸至3000米)。

3.2

固定翼 fixed wing

指固定翼结构，即依靠机翼与空气的相对运动产生升力，需通过滑跑或弹射等方式起降（区别于旋翼或扑翼飞行器）。

3.3 驱动控制器 drive controller

用于实现刹车力伺服控制的控制装置。

[来源：Q/AVIC DR 3295-2024, 3.1.2]

3.4

电刹车作动器 electric brake actuator

由电机、减速机构、滚珠丝杠等构件构成的机电作动器，根据驱动控制器输出的产生压紧刹车盘所需要的刹车力。应用于全电刹车系统上。

[来源：Q/AVIC DR 3295-2024, 3.1.3]

3.5

鉴定试验 qualification testing

通过系统性测试验证产品设计是否满足所有技术要求、适航标准及使用环境需求的试验，属于设计验证的核心环节，一般在量产阶段前完成。

3.6

验收试验 acceptance testing

在产品交付客户前，验证单个产品是否符合合同或订单要求的测试，属于质量控制的最终关卡。一般在生产完成后或部分关键试验需客户代表现场见证时完成。

3.7

例行试验 routine testing

在批量生产过程中，对产品进行的测试，属于制造过程中的质量控制手段，其目的是确保生产一致性，消除工艺波动导致的缺陷。一般在产品生产过程中进行。

4 技术要求

4.1 通用要求

低空固定翼航空器用刹车系统应具备高效制动、轻量化、长寿命、智能化与易维护等特点。结构设计应考虑安装方式、安装尺寸、重量限制等约束条件。结构草图和性能设计并行进行，采用并行设计技术，提高工作效率；安装尺寸应与产品技术协议相符，外形应简单，可达性好，方便安装和拆卸。

刹车系统及其附件应符合本文件和相关详细规范规定的所有要求。本文件的要求与相关详细规范不一致时，应以相关详细规范为准。

4.2 设计准则

设计低空固定翼航空器用刹车系统包括下列准则：

- a) 设计参数和技术指标应满足相应技术协议书的要求；
- b) 优先选用成熟外形结构的安装尺寸；
- c) 在成熟产品的基础上改进改型，形成系列化产品；
- d) 在结构设计中应尽量选用标准件、通用件及标准的结构要素，以提高产品的标准化程度；
- e) 按照协议提供的相应顶层文件要求，对产品进行可靠性、维修性、保障性、测试性、安全性以及环境适应性等进行综合设计；
- f) 开展经济性设计，在满足功能、性能、重量、通用质量特性等要求的基础上，采用成本更低、更可靠的成熟材料或厂内现有材料，尽可能降低研制风险和研制成本，提高产品的经济性；
- g) 产品设计需面向全周期管理，应基于性能、安全性和经济性等进行折中权衡综合设计。

4.3 系统组成

刹车系统主要构成如下：

- a) 刹车指令传感器
- b) 刹车控制单元
- c) 机轮速度传感器
- d) 驱动控制器
- e) 电刹车作动器
- f) 切断阀
- g) 伺服阀
- h) 液压保险
- i) 转换阀

根据分类，全电刹车系统包含a)～e)，电传刹车系统则包含a)～c)、f)～i)。

据实际需要，可增加或减少系统组成。如：全电刹车系统中刹车控制单元和驱动控制器可集成，在系统中增加电刹车功率提供单元，以实现交流/直流或低压/高压的功率变换。

对于无人机，刹车控制系统不包含刹车指令传感器。

4.4 设计与结构

4.4.1 交联要求

刹车系统应满足以下的交联要求：

- a) 航空器总的刹车性能要求应符合 GJB 1184A、CTSO-C135 和 Q/AVIC 30166；
- b) 刹车力矩响应特性符合 HB 5648；
- c) 航空器上液压、气动、电气及电子设备（包括管路及电缆等）接口要求；
- d) 预定的液压、气动系统流量及供电要求；
- e) 起落架动态特性及其它要求应符合 GJB 3063A；

- f) 尺寸限制及安装位置;
- g) 轮胎的物理特性;
- h) 低空固定翼航空器的测试要求。

4.4.2 电连接器

电连接器宜选用快速分离并具有锁紧防松类型的电连接器,所选电连接器应分别符合GJB 142B、GJB 176A、GJB 177A、GJB 598A及GJB 599A的规定,并满足刹车系统使用环境的要求。

宜用较大尺寸的接触件,与外部电路连接有多个接触件的电连接器,应留有备份的接触件,备份接触件应留在电连接器的边缘。

在相邻位置上,应避免安装相同型号的电连接器,当无法避免时,应采取防错措施。

4.4.3 导线和电缆

电连接线一般应采用绞合芯、线的导线。只有在引线长度小于150mm并且连接端相互不运动的场合,才允许使用实芯导线。

电源线和信号线应分类、分区敷设,正负线应采取双扭绞形式,并根据需要妥善屏蔽,屏蔽电缆的屏蔽层推荐按照GJB 358的有关规定接地。

应注意避免因导线敷设不当而产生将水引入附件或电连接器的可能性。

4.4.4 电子元器件

应基于刹车系统的功能/性能、应用环境、可靠性、经济性等用用需求,明确各应用等级下的选用要求,避免过设计;

可选用的电子元器件的范围包括:国军标级、企军标级、七专级电子元器件及商业现货器件。

4.4.5 电路板组件

印制电路板材料的选用、设计和结构、性能要求、标志及加工质量应符合GJB 362B及有关标准的规定。印制电路板电连接器的选用一般应符合GJB 1438A或技术协议、相关详细设计规范的有关规定。应借助双体接触电连接器与其它电路相连接,而不应采用印制插头的连接方式。不应采用板边式电连接器。印制线路板应有防插错键,以防止不可互换的线路板插错。电路板组件一般应按GJB 1032或技术协议、相关详细设计规范的规定进行环境应力筛选。

4.4.6 润滑

应选用工作温度范围宽的润滑剂,润滑剂对所接触的零件不应产生有害影响。液压附件不应用润滑脂润滑,工作时应由液压油自行润滑。

4.4.7 余度设置与通道切换

在有余度设置的电子控制装置中,当有故障发生时,通道之间的切换应自动、及时,无需人工干预,并应保持刹车和防滑控制的功能基本不变,还能将故障通道加以隔离。

4.4.8 软件

软件一般应符合GJB/Z 457和HB/Z 295的相关规定。

4.4.9 气动与液压附件

气动附件一般应符合GJB 1481的规定,液压附件一般应符合GJB 1482的规定。

伺服阀一般应符合GJB 3370的规定。电磁阀一般应符合HB 5823的规定。

4.4.10 安装方式

所有液压附件的安装方式应便于检查与维护,应易于拆下且无需使用专用工具,无需过多地拆开连接件与管道。应防止液压管道或电连接器在附件处交叉及不恰当地安装附件。

应备有一定的设施,用于放出系统液压附件及相连管道中的气体,排气位置宜在刹车装置的最高点。

4.5 功能性能

4.5.1 外观、结构、接口尺寸及重量

具体外观、结构、接口尺寸及重量应符合技术协议书或相关详细设计规范的要求。

4.5.2 刹车与防滑

刹车系统在规定的刹车环境下，应能安全地刹住航空器。在防滑控制有效的速度范围内，系统既能适时地施加与解除机轮刹车压力，有效地制动航空器，又防止机轮进入深滑动状态，不应发生机轮刹死的情况。航空器速度低于防滑控制失效速度时，防滑控制功能应自动失效，防滑控制失效速度宜在25km/h~30km/h范围内。

4.5.3 起飞线刹车

在起飞线上航空器加速过程中，在发动机达到最大推力时应能刹住机轮。刹车压力一般为刹车系统液压源压力，不小于19MPa。一般情况下，当机轮速度大于35km/h时不输出起飞线刹车压力。

4.5.4 起落架收起自动刹车功能

若航空器具备起落架收放功能，则要求起落架收上过程中，应能自动地对机轮实施小压力刹车（无需人工操纵），使机轮在收入航空器内部之前停止转动。刹车压力一般在3MPa~5MPa。

4.5.5 地面停放刹车

应具有必要的刹车压力以保证航空器停放时静止不动。一般要求停放刹车保压24h后压力变化不大于1MPa。

4.5.6 工作效率及制动距离

工作效率及制动距离应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.5.7 工作稳定性

刹车系统的防滑工作频率应远远避开起落架的纵向自振频率，不应由于刹车系统的工作引起航空器动态不稳定、起落架走步、起落架振动等。应在航空器上按规定的速度进行稳定性验证。

4.5.8 故障检测

刹车系统故障检测一般包含以下内容：

- a) 上电自检：刹车系统上电时对系统内部各附件以及刹车控制单元、驱动控制器(若有)内部核心电路进行检测，可将故障隔离至LRU级。
- b) 起落架放下自检：航空器起落架放下过程中进行故障检测，为着陆时系统的冗余重构策略提供依据，确保着陆安全。可实现对系统内部各附件以及刹车控制单元、驱动控制器内部核心电路进行检测，可将故障隔离至LRU级。
- c) 周期自检：周期自检为系统带电工作运行时实施的一种故障检测，全时域对刹车系统的状态进行诊断，可实现对系统内部各附件故障检测。
- d) 维护自检：维护自检供航空器地面维护时使用，通过检测设备或航空器驾驶界面为系统施加自检的激励指令，实现故障检测，可实现对系统内部各附件以及刹车控制单元、驱动控制器内部核心电路进行检测，可将故障隔离至LRU级。

4.5.9 自动调隙

若刹车系统为全电刹车结构，为避免机轮刹车盘磨损导致响应时间不一致等问题，刹车控制系统在初始上电或刹车结束时对机轮刹车盘与作动器的位置进行动态调整，使得刹车作动器的活塞与刹车盘之间距离在（1~3）mm范围内。

4.5.10 总线通信

刹车系统通过总线与航空器其它系统进行通信，接收航空器状态信息、总线刹车指令等，上传系统的故障信息和状态。常用的总线包含：CAN、RS422、RS485、HB6096等。

4.5.11 余度重构

为保证系统工作的可靠性，刹车系统根据自身各附件的故障状态进行余度重构。当机轮上的部分电刹车作动器发生失效时，系统应能动态调整机轮上其它电刹车作动器输出的力，以对机轮上的刹车力进行补偿或平衡。

4.5.12 驱动控制

刹车系统为全电刹车时，刹车系统通过驱动控制器对电刹车作动器进行驱动控制，驱动控制器将刹车控制单元输出的刹车量作为驱动控制的输入目标值，生成驱动信号出到电刹车作动器。驱动信号与刹车控制单元输出的刹车量一般呈比例关系。

4.5.13 压力（力）闭环控制

为保证刹车系统输出精度，提高刹车效率及避免飞机偏航，刹车系统对输出的刹车压力（或力）进行闭环控制，提高系统控制精度。

4.5.14 短路保护

刹车系统应考虑设计短路保护功能，避免由于功率电路或电刹车作动器内部电机绕组（若有）短路影响系统安全。

4.5.15 耐压压力

若刹车系统包含液压附件，液压附件应能承受最大工作压力的1.5倍的耐压压力，试验后产品应能正常工作且不应有过度变形或永久变形。

4.5.16 爆破压力

若刹车系统包含液压附件，液压附件应能承受最大工作压力的2.5倍的爆破压力，试验时附件不应破坏，试验后不再要求产品具有工作能力。

4.5.17 快速响应

一般要求刹车压力从额定压力的10%（或回油压力）上升到额定压力的90%时，不大于0.5s；刹车压力从额定压力的90%下降到额定压力的10%（或回油压力）时，不大于0.5s。

4.6 环境适应性

4.6.1 温度和高度

在刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的温度（高度）环境下应能正常工作。

4.6.2 高温

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的高温环境下应能正常工作。

4.6.3 低温

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的低温环境下应能正常工作。

4.6.4 霉菌

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的霉菌环境下应能正常工作，其长霉程度不应超过2级，即至多允许有轻微生长。

4.6.5 温度变化

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的大气温度急剧变化环境下应能正常工作。

4.6.6 防水

未置于常闭舱（指在飞行与地面滑行中始终常闭的舱）内的刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的环境下应能正常工作，附件内部不应有直接流入的水滴，但允许有冷凝水存在。

4.6.7 湿热

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的湿热环境下应能正常工作,同时外观应符合下列规定:

- a) 构件金属允许变暗和变黑,但不允许有腐蚀。
- b) 主金属除边缘及棱角处外不允许有腐蚀。金属防护层,除边缘及棱角处外,腐蚀面积不应超过该零件防护层面积的20%。
- c) 允许涂漆层光泽、颜色减退和有少量直径不大于0.5mm的气泡,但不应有严重起皱及漆层脱落现象,且金属不得出现腐蚀。
- d) 非金属材料不应出现明显的泛白、膨胀、起泡、皱裂。

4.6.8 盐雾

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的盐雾环境下应能正常工作,其外观应符合4.4.7中a)~d)的规定,但金属防护层腐蚀面积允许放宽至不大于金属防护层面积的30%。

4.6.9 砂尘

未置于常闭舱内的刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的飞散砂尘环境下应能正常工作,其外观不应出现表面防护层的击伤及结构件破坏等损伤,也不应出现可动元件的机械阻滞。

4.6.10 加速度

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的加速度环境下应能正常工作,零组件不应损坏或松动。

4.6.11 振动

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的正常的机械振动环境下应能正常工作.零组件不应损坏或松动。伺服阀的零漂值应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.6.12 飞行冲击和坠撞安全

刹车系统的附件在其技术协议或相关详细规范规定的冲击环境下应能正常工作,零组件不应损坏或松动。

4.6.13 其它

其它未明确要求及其试验方法按照具体产品相应技术条件执行。

4.7 耐久性

刹车系统的附件(纯电子设备除外)应在其技术协议或相关详细规范规定工作环境和寿命内正常工作。

4.8 强度

刹车系统的附件应能承受技术协议或相关详细规范规定的最大刹车压力(或刹车力)、振动、加速度等而不损坏。

4.9 外部泄漏

刹车系统在其技术协议或相关详细规范规定的工作温度和工作压力下,不应发生外部泄漏。

4.10 可靠性

可靠性应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.11 维修性

维修性应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.12 安全性

安全性应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.13 测试性

测试性应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.14 电磁兼容性

电磁兼容性设计应满足HB 6167或技术协议书、产品详细规范的规定。

4.15 供电兼容性

刹车系统供电兼容性设计应满足HB 6167或技术协议书、产品详细规范的规定。

在低空固定翼航空器供电特性符合GJB 181B的B类条件或其飞机相关顶层要求下，系统中所有附件应能正常工作，并在承受尖峰电压和电压浪涌等瞬态电压之后各附件不发生任何故障。

刹车系统一般需设计电源过压、欠保护功能，对供电状况具备一定的识别、管理能力。

需要注意的是，某些低空固定翼航空器不具备发电功能，刹车系统设计时要考虑低功耗需求。

4.16 互换性

4.16.1 附件互换

同一型号的附件在安装尺寸、外廓尺寸和性能方面应能互换。

4.16.2 零组件互换

同一型号附件的同类可拆卸零组件（不包括选配件），在装配尺寸和性能方面应能互换。

4.17 安全性试验要求

4.17.1 绝缘

相互绝缘的零组件之间的绝缘电阻、介电强度应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.17.2 接地

电气和电子装置的电连接器中，应当有一个用于壳体接地的接触件。壳体的所有导电表面推荐按GJB 358的有关规定良好结合或搭接，使得壳体接地接触件和壳体上任何一点的直流电阻应符合技术协议或产品详细规范的规定。

4.18 人机工程

4.18.1 操纵与指示设施

操纵与指示（如开关、按钮、压力表及指示灯等）应易于观察便于操作。应将发生选择错误的风险减至最小，而且应对做出的选择提供明显的指示。

4.18.2 机内检测装置

航空器内检测应满足下列要求：

- a) 控制和显示部件应位于便于操作和观察的位置；
- b) 系统自检测不应影响系统的正常功能；
- c) 机内检测向能提供光和或声的故障指示信息。

4.19 装机验证

在样品鉴定批准之前，刹车系统应进行装机验证，保证在航空器的各种状态下均能满足使用要求。

5 检验方法

5.1 外观质量

目视检查并结合相应计量工具进行测量。

5.2 尺寸

采用合适精度的长度计量工具进行测量。

5.3 重量

采用合适精度的重量计量工具进行测量。

5.4 性能试验

性能试验方法由各附件相关详细规范规定。

5.5 系统试验

5.5.1 仿真模拟

按相关标准规定进行，试验结果应满足相关详细规范规定。

5.5.2 动态联试

刹车系统惯性台动态模拟试验中，轮和轮胎、刹车盘装置等刹车系统之外的部件应采用航空器上相应配套产品；系统所属各种附件应按航空器上的相互关系配置连接，管路长度及导管弯曲半径宜接近航空器上的实际情况，单个轮子承受的载荷、刹车装置吸收的动能、起始刹车速度、刹车压力等试验参数应与航空器的真实工作参数相同，并应考虑不同的跑道表面状态。在条件许可的情况下，宜模拟气动阻力所消耗的航空器动能以及航空器升力对轮载荷的影响，试验应覆盖航空器所有的实际工作条件以及各种跑道状态。

系统试验一般应包含测定刹车升降压时间试验、应急刹车试验、牵引刹车试验、起落架收上刹车试验、停机刹车压力试验、低电压试验、轮间保护试验和防滑刹车性能等，防滑刹车性能验证在有效速度范围内分别按载荷来进行试验，试验结果应满足相关详细规范的规定。

5.6 环境适应性

5.6.1 总则

环境适应性试验顺序及试验中和（或）试验后的检测项目与合格判据按HB 6167.1或附件相关详细规范。盐雾试验及砂尘试验应在霉菌试验之后进行。

5.6.2 温度和高度

按HB 6167.2或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.1的规定。

5.6.3 高温

按HB 6167.3或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.2的规定。

5.6.4 低温

按HB 6167.3或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.3的规定。

5.6.5 温度变化

按HB 6167.3或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.5的规定。

5.6.6 霉菌

按HB 6167.11或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.4的规定。

5.6.7 防水

按HB 6167.8或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.6的规定。

5.6.8 湿热

按HB 6167.4或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.7的规定。

5.6.9 盐雾

按HB 6167.12或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.8的规定。

5.6.10 砂尘

按HB 6167.10或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.9的规定。

5.6.11 加速度

按HB 6167.16或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.10的规定。

5.6.12 振动

按HB 6167.6或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.11的规定。

5.6.13 飞行冲击和坠撞安全

按HB 6167.5或相关详细设计规范规定的方法进行试验，试验结果应满足4.6.12的规定。

5.7 耐久性试验

5.7.1 瞬变循环

刹车系统的附件（轮速传感器除外），应按照详细设计规范规定的速率完成5000次接通-断开液压和（或）气压和（或）电源的瞬变循环试验，试验结果满足4.7的规定。

5.7.2 工作循环

刹车系统的附件（轮速传感器除外），应按照详细设计规范规定的速率完成给定数量的工作循环，循环次数相当于在航空器上实际使用时，每次着陆所经受的可能发生的最大工作次数乘以产品首翻期内的最大着陆次数的1.5倍。若最大着陆次数没有规定，则循环次数可以为3000次。60%的工作循环次数应在室温下完成，另外的40%分别在高温和低温条件下完成，试验结果满足4.7的规定。

5.7.3 加速-减速循环

适用于轮速传感器，加速-减速的循环次数的60%的工作循环次数应在室温下完成，另外的40%分别在高温和低温条件下完成，试验结果满足4.7的规定。具体如下：

- a) 最大速度试验：5.9.2规定的工作循环次数的10%按下述方法进行：轮速传感器从零加速到相当于最大地面使用速度 V_{max} ，然后按相关详细设计规范规定的相当于航空器上轮子所经受的最大减速率减速至零；
- b) 中等速度试验：5.9.2规定的工作循环次数的85%按下述方法进行：轮速传感器以相关详细设计规范规定的速率从相当于 $0.25V_{max}$ 加速到相当于 $0.5V_{max}$ ，然后减速到相当于 $0.25V_{max}$ 或更小的速度。

5.7.4 恒转速试验

适用于轮速传感器。在5.9.3规定的加速-减速循环试验条件不具备时，可以用本条规定的恒定转速试验代替。

使轮速传感器在相当于 V_{max} 转速下运转100h，在相当于 $0.5V_{max}$ 转速下运转200h，在相当于 $0.25V_{max}$ 转速下运转500h。60%的工作时间应在室温下完成，另外的40%分别在高温和低温条件下完成，试验结果满足4.7的规定。

5.8 可靠性试验

刹车系统及其附件的可靠性试验可参考GJB 899A或由相关详细规范规定，试验结果满足4.10的规定。

5.9 安全性试验

5.9.1 介电强度试验

介电强度试验方法由各附件相关详细规范规定。

5.9.2 绝缘电阻试验

绝缘电阻试验方法由各附件相关详细规范规定。

5.10 电磁兼容性试验

刹车系统中的电子、电气附件应模拟在航空器内的连接方式、导线长度及屏蔽措施等组成相关系统，并按照HB 6167或其相关详细规范的规定进行电磁兼容性试验，试验结果满足4.14的规定。

5.11 供电兼容性试验

刹车系统中直接由航空器上交流或直流电源供电的附件，应模拟在航空器内的连接方式、导线长度及屏蔽措施等组成相关系统，并按照HB 6167或其相关详细规范的规定进行供电兼容性试验，检查这些附件在最低供电电压条件下的工作性能和耐尖峰电压与电压浪涌的能力。试验结果满足4.15的规定。

5.12 装机验证

装机验证的检验项目和方法按产品专用装机验证大纲规定进行。

6 质量保证规定

6.1 检验分类

本文件规定的检验分类如下：

- a) 鉴定检验；
- b) 质量一致性检验。

6.2 检验条件

根据HB 6167.1中3.1章节规定，应在下列条件下进行刹车系统的检验：

- a) 温度：15℃~35℃；
- b) 相对湿度：20%~80%；
- c) 气压：试验场所当地气压。

6.3 鉴定检验

6.3.1 检验项目

除另有规定外，鉴定检验项目按表1。

表 1 检验项目表

序号	检验项目	鉴定检验	质量一致性检验		要求章条号	检验方法章条号
			验收检验	例行检验		
1	外观接口	●	●	●	4.5.1	5.1
2	尺寸	●	●	●	4.5.1	5.2
3	重量	●	●	●	4.5.1	5.3
4	性能	●	●	●	4.5	5.4
5	实时仿真	●	—	○	4.5	5.5.1
6	动态联试	●	—	●	4.5	5.5.2
7	温度和高度	●	—	—	4.6.1	5.6.2

8	高温	●	—	—	4.6.2	5.6.3
9	低温	●	—	—	4.6.3	5.6.4
10	温度变化	●	—	—	4.6.5	5.6.5
11	霉菌	●	—	—	4.6.4	5.6.6
12	防水	●	—	—	4.6.6	5.6.7
13	湿热	●	—	—	4.6.7	5.6.8
14	盐雾	●	—	—	4.6.8	5.6.9
15	砂尘	●	—	—	4.6.9	5.6.10
16	加速度	●	—	—	4.6.10	5.6.11
17	振动	●	—	—	4.6.11	5.6.12
18	飞行冲击和 坠撞安全	●	—	—	4.6.12	5.6.13
19	耐久性	●	—	—	4.7	5.7
20	可靠性	○	—	—	4.10	5.8
21	安全性	●	—	●	4.12	5.9
22	电磁兼容	●	—	—	4.14	5.10
23	供电兼容	●	—	—	4.15	5.11
24	装机验证	●	—	—	4.19	5.12
注 1：例行检验应使用完成出厂检验的试验件；						
注 2：●必检项目；○需方和供方协商检验项目；—不检项目。						

6.3.2 合格判据

鉴定检验结果全部符合要求时则鉴定检验合格。只要有1项检验项目不符合要求，则应找出原因，采取纠正措施并排除故障后复检，直到全部符合要求为止。

6.4 质量一致性检验

6.4.1 检验项目

质量一致性检验项目见表1，分为验收检验和例行检验。

6.4.2 抽样

6.4.2.1 组批规则

按低空固定翼航空器用刹车系统产品技术条件规定。

6.4.2.2 抽样方案

抽样方案按如下规定执行：

- a) 验收检验采用逐件检验；
- b) 例行检验在验收检验合格的刹车系统产品中按照其相关详细设计规范抽取要求数量进行检验。

6.4.3 验收检验

在验收检验中，抽取试样中若有一件不合格，则应逐个排除不合格品后方可交付，见表1。

6.4.4 例行检验

在例行检验中，若因产品质量问题造成检验失败，应停止检验。在查明原因，采取有效纠正措施排除故障后，抽取双倍试样进行第二次检验。若第二次检验仍失败，该批产品判为不合格，见表1。

7 交货准备

7.1 包装

7.1.1 清洗

产品清洗应符合下列要求：

- a) 无涂层的金属零件应依次在两个清洁的汽油槽中进行清洗，并确保污物等被清除干净。
- b) 已经涂漆的零件、金属与非金属组合件以及非金属件，可用软布擦净或用压缩空气吹净尘埃，其它污物应用软布蘸少量汽油擦除。氟塑料零件允许放在汽油中清洗。
- c) 橡胶件和金属压胶件在装配前应在工业乙醇中清洗干净。
- d) 清洗用汽油应满足 SH 0114 的要求。

7.1.2 油封

7.1.2.1 油封零件

油封零件包括：

- a) 铜零件和局部无镀层的铜零件；
- b) 发蓝和磷化的钢铁零件及局部无镀层的钢铁零件；
- c) 其它需要油封的零件。

7.1.2.2 防锈油

油封用防锈油一般应满足GJB 1239的要求。

7.1.2.3 油封外观检查

油封后的零件，油膜应完整、均匀并无气泡。

7.1.3 装箱

装箱等级和要求一般应符合GJB 2352的规定。箱中随产品应放入：

- a) 装箱清单，清单上应注明：制造单位名称、型号、装箱日期、人员、检验单位印章等；
- b) 产品履历本；
- c) 技术说明书；
- d) 机载设备维修手册
- e) 订购方指定的其它文件。

7.2 运输和贮存

7.2.1 运输

低空固定翼航空器用刹车系统各附件装箱后通过汽车、火车、飞机、船舶等任意一种运输方式运输而不损坏、污染和腐蚀，但需在运输过程中避免雨、雪直接淋袭和机械损伤。

7.2.2 贮存

贮存条件如下：

- a) 温度 0℃~35℃；
- b) 相对湿度小于或等于 80%。

7.3 标志

7.3.1 刹车系统标志内容

刹车系统所有附件均应加有清楚的永久性的标志，标志应包含下列内容：

- a) 刹车系统类别；
- b) 制造厂名称或商标；
- c) 产品型号和零件号；
- d) 制造日期和产品批次号；
- e) 同类刹车系统主要零件上标序号。

7.3.2 刹车系统标志位置

刹车系统标志应设置在易于观察的位置。

7.3.3 其它

包装箱外的储运标志应满足GB 191或技术协议、相关详细设计规范的要求，其它标志一般按GJB 1765或技术协议、相关详细设计规范的有关规定。

7.4 质量证明文件

低空固定翼航空器用刹车系统质量证明文件中应明确下列内容：

- a) 本文件的名称、编号和产品类别；
 - b) 产品名称、规格和数量；
 - c) 包装、标志、运输及贮存要求；
 - d) 交货日期；
 - e) 其它。
-