

HB

中华人民共和国航空行业标准

FL 1117

HB 7827-2008

航空发动机飞行台通用技术要求

General technical requirements for aeroengine flight test bed

2008-03-17 发布

2008-10-01 实施

国防科学技术工业委员会 发布

前 言

本标准由中国航空工业第一集团公司提出。

本标准由中国航空综合技术研究所归口。

本标准起草单位：中国飞行试验研究院、中国航空综合技术研究所。

本标准主要起草人：李振西、陈占平、颜智峰、屈霁云、黄海鹰、武文华。

航空发动机飞行台通用技术要求

1 范围

本标准规定了航空发动机飞行台设计、制造(改装)和验证的一般要求和详细要求。

本标准适用于涡喷、涡扇、涡桨发动机飞行台设计、制造(改装)和建成后的试验验证。涡轴发动机飞行台可参照使用。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本标准的引用而成为本标准的条款。凡是注日期的引用文件,其随后所有的修改单(不包含勘误的内容)或修订版均不适用于本标准,然而,鼓励根据本标准达成协议的各方研究是否可使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件,其最新版本适用于本标准。

GJB 34 有人驾驶飞机(固定翼)飞行性能和图表资料

GJB 67.10 军用飞机强度和刚度规范 飞行试验

GJB 185 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质

GJB 243 航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求

GJB 1476 飞机试飞测试系统改装通用要求

3 术语和定义

GJB 243 确立的以及下列术语和定义适用于本标准。

3.1

飞行台 the flight test bed

用于航空发动机及其相关系统和辅助动力装置飞行试验的试验研究飞机,其全称为飞行试验台。

注:飞行台通常是用多发动机飞机改装而成。被试发动机可以不作为其主要动力,被试发动机可装在飞机上某一位置或者替换飞机原装的某一台发动机。它分为通用飞行台和专用飞行台两类。

3.2

通用飞行台 the general flight test bed

对被试发动机类型、几何尺寸、推力等级等有较大适应能力,且具有单独的被试发动机操纵台和固定配置有较完善的测试系统的一类飞行台。

注:通用飞行台一般用大型多发轰炸机或运输机改装而成,被试发动机安装在专用的机身吊舱内,或者取代飞行台飞机的一台已定型的发动机安装在其短舱内。这种飞行台可以对多种不同型号和尺寸的发动机进行试验。由于它是预先建造的设备,所以发动机试验前所进行的改装及准备周期短,并且由于是大型飞机,其拥有的发动机改装、试验及测试系统改装空间大,容许的测试系统容量大、测试参数多,每个起落的有效试验时间长,试验效率高。

3.3

专用飞行台 the special flight test bed

适用于特定的被试对象(发动机)、不具有单独的被试发动机操纵台和固定测试设备的一类飞行台。

注:专用飞行台是由具有与被试发动机尺寸和空气流量大致相当的发动机的小型多发飞机改装而成的。被试发动机取代该飞机的一台发动机安装在其短舱内。这种飞行台由于受发动机安装空间及飞机——推进系统匹配等方面因素的限制,它只能对一种或几种发动机进行试验。它一般是根据被试发动机临时选型、改装的。

4 一般要求

4.1 飞行台总体要求

4.1.1 研制计划

根据 GJB 243 确定的应进行飞行台试验的新型号发动机, 应将设计、制造飞行台或对现有飞行台进行补充改装的要求列入研制计划, 以保证新型号发动机在飞行台上的试验, 从而保证新型号飞机发动机的研制。

4.1.2 设计要求

4.1.2.1 功能

发动机飞行台用于新型号涡轮喷气、涡轮风扇和涡轮螺旋桨发动机的飞行试验, 它应具有对发动机进行常规试验和特种试验以及进行辅助动力装置试验的能力。

4.1.2.2 试验范围

飞行台的飞行范围为最大飞行高度应不小于 11km, 最小机动飞行速度应不大于 300km/h, 并具有一定的水平和垂直机动能力。

4.1.2.3 通用性

飞行台应具有较大的通用性, 经过部分改装即可进行不同尺寸和不同推(拉)力量级的发动机的飞行试验。

4.1.2.4 安全性

飞行台承载发动机短舱(挂梁)的机体结构和系统应具有足够的安全裕度、必要的安全防护和应急系统, 确保飞行安全。

4.1.2.5 被试发动机安装

被试发动机安装在被试发动机吊舱内, 被试发动机吊舱可以安装在飞行台的某一适当位置, 也可以替代飞行台的某一台发动机安装在其位置上。

当被试发动机替代飞行台的某一台发动机时, 应选择对飞机操纵影响较小, 由此造成的飞机机械、电气和其它方面的改装较少的发动机。

4.1.2.6 被试发动机工作保障系统

应设置被试发动机工作保障系统, 以保障被试发动机在飞行台飞行包线范围内正常工作。被试发动机工作保障系统包括:

- a) 被试发动机燃油系统;
- b) 被试发动机油门操纵系统;
- c) 被试发动机电气系统;
- d) 被试发动机起动补氧系统;
- e) 被试发动机灭火系统;
- f) 被试发动机冷却通风系统;
- g) 被试发动机排油系统;
- h) 被试发动机监视仪表系统;
- i) 吊舱进气道防冰系统。

4.1.2.7 试验技术舱

应设置试验技术舱, 以安装被试发动机操纵和监控系统、测试系统、实时数据处理系统及专用试验系统设备、装置和仪表, 并保证各系统相关人员必需的工作条件。

4.1.2.8 测试系统

飞行台测试系统应具有数据采集、记录、遥测发射和机上实时数据处理及显示的能力。测试参数包括模拟量参数、数字量参数、开关量参数和标准数据总线参数等。

4.1.2.9 被试发动机加载系统

被试发动机一般都安装液压泵、大功率发电机和引气装置等，供飞机液压系统、电源系统、环控系统和防冰系统等使用。为了检查飞机液压、电气和引气负载对发动机工作稳定性和性能特性的影响，应设置以下被试发动机加载系统：

- a) 液压加载系统；
- b) 电气加载系统；
- c) 发动机引气模拟系统；
- d) 其他系统。

4.1.2.10 特种试验系统

为满足专项试验要求，飞行台可设置以下特种试验系统：

- a) 高度——速度扩展系统；
- b) 发动机进口气动扰动模拟系统；
- c) 发动机进口热扰动模拟系统；
- d) 零、负过载飞行保障系统。

4.2 被试发动机总体要求

在飞行台上进行试验的发动机至少应具备以下条件：

- a) 新型号发动机和附件应完成保证在规定的使用寿命期内安全、可靠工作的地面台架试验；
- b) 初始使用寿命应不小于 25h，在初始寿命有限的情况下，可对被试发动机的最大推力、转速、排气温度及其他参数提出暂时性限制；
- c) 完成测试所需的改装；
- d) 配备被试发动机工作必需的飞机附件。

4.3 飞行台试验分类和试验项目

4.3.1 飞行台试验分类

飞行台试验分类如下：

- a) 调整试飞：该试验是在原型飞机首飞前对发动机的工作特性、性能特性进行检查和调整，以保证原型飞机首飞安全和在最初调整试飞阶段中发动机有足够的工作能力、可靠性和寿命；
- b) 专项试飞：与原型飞机调整试飞平行进行的专项试飞保证原型飞机综合调试的试飞安全和继续调整、改善被试发动机的工作特性和性能特性，并利用专门的辅助装置或系统考核其工作特性和匹配性能；
- c) 设计定型试飞：飞行台作为发动机或有关系统的它机试飞平台，在其使用包线范围内对发动机或有关系统进行设计定型鉴定试飞；
- d) 使用阶段研究性试飞：该试验是对发动机批生产使用中暴露出缺陷的原因和排除这些缺陷的措施的有效性进行研究和检查，对增加批生产发动机寿命的措施进行飞行检查；
- e) 预先研究试飞：该试验是为研制新型发动机和对已定型发动机的改进、改型作技术储备，对有发展前途的某些新技术、新方法、新部件和新系统在批生产发动机上进行超前的试飞验证、研究。

4.3.2 飞行台试验项目

根据用户要求和飞行试验类别，选择下列飞行试验项目：

- a) 发动机工作参数测定及工作稳定性评定；
- b) 发动机风车特性测定；
- c) 发动机起动性能评定；
- d) 发动机推力瞬变性能评定；
- e) 发动机加力燃烧室工作质量评定；
- f) 发动机自动控制系统工作质量评定；

- g) 发动机滑油系统工作质量评定;
- h) 发动机喘振裕度和抗畸变能力评定试验;
- i) 发动机吞烟(模拟导弹废气吸入)和防喘系统评定试验;
- j) 发动机高度——速度特性测定;
- k) 发动机共同工作线测定;
- l) 发动机环境温度和壁温测量;
- m) 发动机振动特性测定;
- n) 发动机防冰系统工作性能评定;
- o) 不同燃油对发动机工作影响的评定;
- p) 发动机推力矢量性能评定;
- q) 发动机应变、应力测量;
- r) 需要的其他试验(如隐身技术验证等)。

5 详细要求

5.1 被试发动机吊舱(以下简称吊舱)

5.1.1 总体要求

5.1.1.1 吊舱的功能

吊舱是飞行台的主要构件,它应能安装和试验规定几何尺寸、推力等级范围内的各种不同型号的航空燃气涡轮发动机及其系统、附件以及相关的飞行台系统。

5.1.1.2 吊舱的结构

吊舱应由前段、中段和后段三段组成。中段是各种型号发动机通用的承力段,它通过挂(支)架与飞机结构连接,前段和后段分别通过连接件固定在中段上,前段和后段可根据不同型号发动机的要求设计或改装。

吊舱前段、中段和后段的结构应保证被试发动机能方便地安装和固定在吊舱上。

5.1.1.3 吊舱设计载荷

吊舱的设计载荷应满足以下要求:

- a) 吊舱的气动载荷应满足飞行台飞行高度、速度范围的要求;
- b) 吊舱的使用载荷应满足被试发动机最大推力、最大质量的要求;
- c) 吊舱的使用过载应满足飞行台最大允许使用过载的要求。

5.1.1.4 吊舱几何尺寸

吊舱的几何尺寸应满足以下要求:

- a) 被试发动机最大直径;
- b) 被试发动机最大长度;
- c) 被试发动机主支点和辅助支点间最大距离;
- d) 保证吊舱内侧型面与被试发动机之间有合适的间隙(应不小于 25mm),以满足发动机安装、冷却通风和灭火等要求;
- e) 保证吊舱内侧型面与外壁面之间有适当的空间,以满足安装有关发动机设备和试飞测试设备的要求。

5.1.1.5 被试发动机系统匹配要求

吊舱应满足被试发动机安装、燃油供油、操纵、起动补氧、电气、灭火、冷却通风、排油、监视仪表和试飞测试系统的匹配要求,并应具有良好的气动外形,以减小飞行阻力。

5.1.1.6 飞行台防护要求

吊舱设计应考虑被试发动机高温燃气、被试发动机转子破坏对飞机结构、系统和设备的影响,采取

必要的防护措施。

5.1.1.7 安装和拆卸要求

吊舱应可以方便地从飞行台的挂架上拆下，并方便地换装其他吊舱或恢复原机的发动机短舱。

5.1.1.8 维修性和可靠性

吊舱应具有良好的维修性和可靠性，满足相关国家军用标准的要求。

5.1.2 吊舱中段

5.1.2.1 吊舱中段是可以安装各种不同型号涡喷、涡扇发动机和辅助动力装置的通用构件。它通过挂架与飞机机体结构连接，被试发动机固定在吊舱中段上，被试发动机产生的推力和作用在吊舱上的气动力通过吊舱中段的承力构件经挂架传到飞机机体上。

5.1.2.2 吊舱中段的承力构件上应装有固定被试发动机安装支架的安装接头，承力构件设计应保证能安装发动机安装支点位置不同的各种型号的被试发动机。

5.1.2.3 吊舱中段的结构应保证被试发动机能从吊舱下方进入吊舱安装和固定。

5.1.2.4 吊舱前段和后段都固定在吊舱中段上，吊舱中段应设置固定吊舱前段和后段的连接结构，保证满足传力要求和使用维护要求，装拆简便。

5.1.2.5 吊舱中段应具有安装被试发动机原型飞机进气道的能力。

5.1.2.6 被试发动机操纵、电气、燃油供油、起动补氧、灭火、监视仪表和试飞测试系统的电缆、管路等均通过吊舱中段与飞行台连接。

5.1.2.7 为便于被试发动机维护，提高维护可达性，吊舱中段应采用能整体打开的吊舱蒙皮。

5.1.3 吊舱前段

5.1.3.1 吊舱前段通过连接件固定在吊舱中段前安装面上，其内通道是被试发动机的进气道。

5.1.3.2 进气道是亚音速进气道，进气道唇口到被试发动机进口的距离应不小于 1.5m。

5.1.3.3 进气道提供的空气流量应满足地面标准大气条件下被试发动机最大空气流量的要求，进气道出口流场的不均匀度应不大于 1%，进气道总压恢复系数应不小于 0.97。

5.1.3.4 进气道出口段应有长度不小于 1.0m 的可拆卸段，以便安装进气畸变模拟装置和发动机进口压力测量耙。可拆卸段上要设置进气畸变模拟装置安装座、发动机进口压力测量耙安装座和发动机进口静压测量座。可拆卸段后端与被试发动机进口的接合及前端与吊舱进气道前段的接合要保证气流通道光滑和密封。

5.1.3.5 进气道结构应保证能在需要时安装飞行高度——速度扩展系统装置。

5.1.3.6 进气道前缘要采取防冰措施，吊舱前段外蒙皮上要安装结冰信号器。

5.1.3.7 吊舱前段应设置若干个被试发动机设备舱和试飞测试设备舱及相应的快卸口盖。

5.1.3.8 吊舱前段应预留安装试飞测试传感器支架的空间。

5.1.4 吊舱后段

5.1.4.1 吊舱后段固定在吊舱中段后安装面上，被试发动机的加力燃烧室和尾喷管通过辅助支点固定在吊舱后段上。

5.1.4.2 吊舱后段可根据需要采用分段或不分段设计，后段设计应考虑被试发动机高温排气的影响。

5.1.4.3 被试发动机使用的收敛扩散喷管或推力矢量喷管与吊舱后段的固定、连接形式，应参考被试发动机列装飞机设计。

5.1.5 吊舱前、后段和中段的安装要求

5.1.5.1 为保证吊舱前段和吊舱后段装拆方便，通过吊舱中段前、后安装面的导管应设置自封接头，电缆应设置接线板、接线盒以及转接插件。

5.1.5.2 吊舱前段和后段与中段的连接要保证外形光滑过渡，以减小气动阻力。

5.1.5.3 吊舱前段和后段的结构应保证被试发动机能从吊舱下方进入吊舱，方便被试发动机装拆。

5.1.6 被试发动机的安装

5.1.6.1 被试发动机的安装固定应保证避免因热膨胀引起的应力使吊舱和被试发动机结构变形。

5.1.6.2 被试发动机的安装固定应保证不使被试发动机产生有害的附加振动和应力。

5.1.6.3 被试发动机主支点在承力段内的固定形式以及加力燃烧室在吊舱后段的固定形式，应参考被试发动机列装飞机设计。

5.2 挂架

挂架是吊舱与飞机机体的通用连接部件，是传递发动机推力(拉力)和气动载荷的重要部件，也是吊舱内所有与飞机连接管线的过渡段。根据吊舱在飞机上安装方式的不同，挂架可以设计为支撑式、吊挂式、收放式等形式，但应满足以下要求：

- a) 具有足够的强度和刚度；
- b) 与机体和吊舱的连接可靠、便于拆卸和重复使用；
- c) 管线的分离面便于拆卸；
- d) 具有整流包皮，减小气动阻力；
- e) 便于管线的维护和更换。

5.3 驾驶员舱

为了使飞行台驾驶员在飞行中能操纵和监控被试发动机，保证正常飞行，在出现紧急情况时切断试验工程师操纵被试发动机，保证飞行台飞行安全，应对飞行台驾驶员舱进行改装，在驾驶员舱增设被试发动机监视仪表、信号灯、被试发动机油门操纵杆及其油门操纵转换装置等。

5.4 试验技术舱

5.4.1 基本要求

试验技术舱一般以运输机的气密货舱或其他飞机的载人舱改装，设有试验工程师舱、监控舱和测试舱等。如果受气密舱空间的限制，可不设监控舱，测试舱可设置在非气密舱内，由试验工程师操控测试设备的运行。

试验技术舱一般应配置：

- a) 试验人员工作台和座椅；
- b) 应急救生设备；
- c) 应急氧气系统；
- d) 机内通话系统；
- e) 灭火系统；
- f) 电源系统。

5.4.2 试验工程师舱

试验工程师舱应设置被试发动机操纵台，以安装被试发动机操纵装置、被试发动机工作状态指示仪表板和发动机特种试验系统操纵装置。

被试发动机操纵装置应包括：机械式和电动式油门操纵装置之油门杆、发动机起动按钮、加力接通开关、点火开关、补氧开关、灭火开关、测试系统工作开关等。

被试发动机工作状态指示仪表板应指示：发动机主要工作参数、发动机主要工作状态信号、飞行台飞行状态参数、飞行台燃油系统工作状态、被试发动机吊舱火警状况、测试系统工作状态、发动机特种试验装置工作状态等。

发动机特种试验系统操纵装置应包括特种试验装置选择开关、工作按钮、保险电门等。

5.4.3 监控舱

监控舱内应设置试验工程师监控台，以安装被试发动机参数实时处理和显示系统，该系统应能分组以曲线或表格形式在大屏幕显示器上实时显示飞行台飞行参数和被试发动机工作参数。

5.4.4 测试舱

测试舱内应设置安装测试设备的标准机柜、测试工作台和测试系统检测设备。

5.5 被试发动机工作保障系统

5.5.1 燃油系统

5.5.1.1 飞行台燃油系统应保证被试发动机对燃油供油压力、温度、流量和清洁度的要求。

5.5.1.2 应在通往被试发动机主燃油泵和加力燃油泵的燃油供油管路上安装瞬时燃油耗量传感器，在被试发动机燃油增压泵进口燃油管路上设置燃油压力和温度测量接头。

5.5.1.3 应在被试发动机燃油供油总管上设置燃油切断开关。

5.5.2 油门操纵系统

5.5.2.1 被试发动机油门操纵系统应设置两套，即机械式油门操纵系统和电动式油门操纵系统。在飞行台驾驶员和被试发动机的操纵台上均应设置机械式油门操纵系统的操纵杆，电动式油门操纵系统的操纵杆设置在被试发动机操纵台上。

5.5.2.2 被试发动机油门操纵系统应工作灵敏，准确、可靠和便于调整。

5.5.2.3 被试发动机油门操纵系统的油门行程应包括从“停车”到“全加力(最大)”状态在内的全部发动机工作状态。在常用状态可设置油门限动机构，以便准确地将发动机固定在选定的状态。

5.5.2.4 在被试发动机操纵台上应设置油门位置指示器。

5.5.2.5 对于机械式油门操纵系统，吊舱内应采用硬式传动，飞机上采用软式操纵时应设置补偿机构。

5.5.3 电气系统

5.5.3.1 被试发动机电气系统包括被试发动机起动电气系统、状态操纵电气系统、防喘系统和排气温度限制电气系统、被试发动机辅助动力装置电气系统、进气道防冰电气系统以及试飞测试电气系统，它应保证上述系统正常可靠地工作，满足其供电要求。

5.5.3.2 被试发动机起动电气系统、状态操纵电气系统、防喘系统和排气温度限制电气系统及被试发动机辅助动力装置电气系统应根据被试发动机要求设计。为了保证飞行台的通用性，进行被试发动机电气系统设计时，应预留足够的从试验技术舱到吊舱的电缆和相应的电缆插座。

5.5.3.3 为了保证被试发动机正常工作，除装在发动机上的发动机电气附件外，还应安装有关的飞机附件、操纵元件、信号显示器等。其中由试验工程师操纵和监视的附件、仪表、信号灯应装到试验工程师操纵台和仪表板上，非直接操纵的附件则安装到吊舱内或飞机上。各附件的安装应满足其安装技术要求。

5.5.3.4 电气附件的安装位置应有足够的拆装空间，并设置相应的维护口盖，便于维护和调整。

5.5.4 起动补氧系统

5.5.4.1 为了满足被试发动机及其辅助动力装置起动补氧的需要，应设置被试发动机起动补氧系统。被试发动机起动补氧系统由氧气瓶、氧气锁闭开关、氧气压力表、氧气减压器、补氧电磁阀等组成，该系统可安装在飞机上。氧气锁闭开关应安装在被试发动机操纵台上，由试验工程师控制。

5.5.4.2 在吊舱内铺设管路，将飞机上设置的被试发动机起动补氧系统分别与被试发动机主燃烧室氧气单向活门和辅助动力装置氧气单向活门连接。

5.5.4.3 补氧系统主要技术数据如下：

- a) 氧气瓶充氧压力为 14.7MPa；
- b) 氧气瓶总容积为 50L (10L×5)。

5.5.5 灭火系统

5.5.5.1 应在吊舱内设置灭火系统，以熄灭吊舱内可能发生的火灾。

5.5.5.2 吊舱灭火系统应由火警探测器、灭火剂喷射环、灭火剂箱、火警信号告警器、自动灭火控制装置和灭火操纵开关组成，该系统既能自动灭火，也能人工控制灭火。

5.5.5.3 火警探测器和灭火剂喷射环在吊舱内的配置应保证火警探测灵敏、准确，灭火安全、可靠。

5.5.5.4 驾驶员舱和被试发动机操纵台上均应设置吊舱火警信号告警器和吊舱灭火开关。

5.5.6 冷却通风系统

5.5.6.1 为保证被试发动机及其系统附件、试飞测试设备和吊舱系统安全、可靠地工作，应设置被试发动机冷却通风系统，向吊舱内提供冷却空气、冷却发动机及其系统附件、尾喷管、试飞测试设备和吊舱。

5.5.6.2 冷却通风系统的冷却空气量应满足发动机冷却要求。

5.5.6.3 对于有特殊冷却要求的部位应采取局部强制冷却措施。

5.5.7 排油系统

应设置吊舱排油系统，以及时地将被试发动机工作和停车时从发动机中漏出的燃油和滑油、从发动机中排出的油气和空气排出吊舱之外。具体排油位置根据被试发动机要求确定。

5.5.8 监视仪表系统

5.5.8.1 为了便于试验工程师监视被试发动机工作状况和飞行台飞行状况，应设置被试发动机监视仪表系统，它安装在被试发动机操纵台的被试发动机工作状态指示仪表板上。

5.5.8.2 被试发动机监视仪表包括指示被试发动机工作参数和工作状况的仪表，如发动机转速表、油门杆角度表、涡轮后燃气温度表、发动机工作燃油压力表、加力燃油压力表、滑油压力表、滑油温度表、发动机振动表等；指示被试发动机、试飞测试系统和飞机系统工作状况的信号灯，如发动机点火、起动机工作、加力接通、发动机超温等信号灯、油箱油尽信号灯、吊舱火警信号灯、滑油金属屑末告警信号灯、测试系统工作信号灯等；指示飞行台飞行状态参数和飞机状况的仪表，如飞行高度表、速度表、M数表、油箱油量表等，以及声频告警装置和其它仪表。

5.5.8.3 在驾驶员舱应设置指示被试发动机工作参数和工作状况的主要仪表，如发动机转速表、油门杆角度表、涡轮后燃气温度表、发动机工作燃油压力表、加力燃油压力表、滑油压力表、滑油温度表、发动机振动表等。

5.5.9 吊舱进气道防冰系统

5.5.9.1 应设置吊舱进气道防冰系统以防止结冰脱落进入发动机，损伤压气机叶片并引起二次损伤。

5.5.9.2 吊舱进气道防冰系统可采用进气道唇口电防冰，系统由结冰信号器、结冰信号灯、防冰加热元件、防冰控制电路和除冰开关等组成，该系统既能自动除冰，也能人工控制除冰。

5.5.9.3 驾驶员舱和被试发动机操纵台上均应设置人工控制除冰开关。

5.6 被试发动机加载系统

5.6.1 液压加载系统

可设置液压加载系统，以模拟被试发动机液压负载功率提取，检查液压负载功率提取对被试发动机性能和工作特性的影响。

该系统由液压油箱、加载电磁阀、加载节流嘴、冷却燃油电磁阀、冷却燃油箱、液压加载控制系统等组成，应设置多个加载节流嘴，以模拟不同的液压负载功率提取数量。液压加载控制开关应装在被试发动机操纵台上。

最大液压负载提取功率应不小于 60kW。

5.6.2 电气加载系统

可设置电气加载系统，以模拟被试发动机交流发电机负载功率提取，检查电气负载功率提取对被试发动机性能和工作特性的影响。

该系统由电气负载吊舱、电气负载控制系统、电气负载状态指示系统等组成，电气负载吊舱由多组电加热元件组成，通过电气负载控制系统实现不同数值的电气负载功率提取。电气负载吊舱应固定于飞行台机身外部，保证电加热元件良好冷却。电气负载控制开关和电气负载状态指示器应装在被试发动机操纵台上。

最大电气负载提取功率应不小于 60kW。

5.6.3 发动机引气模拟系统

可设置被试发动机压气机引气模拟系统，以检查引气对被试发动机性能和工作特性的影响。

该系统由高压压气机引气节流嘴、低压压气机引气节流嘴、引气控制开关、引气状况指示系统等组成。引气控制开关和引气状况指示器应装在被试发动机操纵台上。

5.7 特种试验系统

5.7.1 高度——速度扩展系统

由于受飞行台飞行包线的限制,能进行试验的被试发动机飞行高度——速度范围不能覆盖其在列装飞机上的工作范围,尤其是工作条件比较恶劣的高空小速度区。为了扩大飞行台的试验范围,提高飞行高度,减小飞行速度,可采用高度——速度扩展系统。

该系统由一组安装在被试发动机进口的格栅组成,气流流过格栅后总压降低,模拟飞行高度增加、速度降低。

5.7.2 发动机进口气动扰动模拟系统

应设置发动机进口气动扰动模拟系统,用于在被试发动机进口产生气流扰动,检查气流扰动对被试发动机工作稳定性的影响。

进口气动扰动装置可由一组扰流平板组成,每个扰流平板的最小相对阻塞面积为 10%,通过安装不同组合的扰流平板得到需要的各种不同堵塞面积的扰流器,最大相对阻塞面积应不小于 60%。

5.7.3 发动机进口热扰动模拟系统

应设置被试发动机进口热扰动模拟系统,用于在被试发动机压气机进口产生具有瞬时不均匀温度场的热扰动,确定被试发动机的气动稳定性裕度,研究被试发动机的不稳定工作状态,试验调试防喘系统。

发动机进口热扰动模拟系统由多个热扰动发生器及其控制装置组成。热扰动发生器安装在吊舱进气道进口,控制装置安装在被试发动机操纵台上。

5.7.4 零、负过载飞行保障系统

对零、负过载飞行有特殊要求的飞行台应设置发动机零、负过载飞行保障系统,以便在进行零、负过载飞行时向飞行台发动机供给燃油和滑油,保证飞行台零、负过载飞行安全。

发动机零、负过载飞行保障系统由燃油蓄压油箱、滑油蓄压油箱、供油气瓶、供油电磁开关、供油控制电门等组成。供油控制电门应装在驾驶员操纵台上,燃油蓄压油箱和滑油蓄压油箱的油量应保证发动机零、负过载工作时间不小于 30s。

5.8 测试和监控系统

5.8.1 测试和监控系统的功能

飞行台测试和监控系统应具有以下功能:

- a) 机载数据采集、记录、遥测发射和机上实时数据处理、显示能力;
- b) 测试参数数量不少于 1000 个,并具有扩展能力;
- c) 具有采集各种模拟量参数、数字量参数、开关量参数和标准总线参数以及动态压力、温度和振动参数的能力;
- d) 记录和显示发动机进口和尾喷口的气流图像以及进气道结冰图像的功能;
- e) 数据连续记录时间不小于 2h;
- f) 测试数据和视频图像可以遥测传输至地面站;
- g) 对部分数据可进行实时处理和显示,并能进行声、像超限告警。

5.8.2 测试和监控系统改装

测试和监控系统的改装应满足 GJB 1476 的要求。

5.9 试验验证

5.9.1 总则

飞行台建造或改装完成之后,应选择一台生产型或已定型的发动机装机进行地面和飞行试验验证,通过不同飞行状态和被试发动机试验项目的试验来验证飞行台与设计指标的符合性。

5.9.2 地面试验验证

在地面进行被试发动机试车,在此过程中检查机械、电气以及被试发动机工作保障系统、加载系统和特种试验系统的工作质量,检查加装的飞行台测试、电气等系统与原机系统的电磁兼容性和匹配性。

5.9.3 飞行试验验证

5.9.3.1 飞行台结构强度、飞行品质及飞行性能验证

在被试发动机工作和不工作两种情况下验证:

- a) 结构强度:按 GJB 67.10 的有关试验内容对飞行台的机体结构、被试发动机吊舱、挂架等强度进行检查;
- b) 飞行品质:在被试发动机最大、最小功率状态,人为造成与主发动机功率极限不对称的条件下,以及在被试发动机过渡工作状态下,按 GJB 185 的有关试验内容对飞行台飞行品质进行验证;
- c) 飞行性能:按 GJB 34 的有关试验内容对飞行台飞行性能进行验证。

5.9.3.2 飞行台改装系统试验验证

5.9.3.2.1 被试发动机工作保障系统验证

在飞行台飞行包线内的不同飞行条件下,被试发动机进行空中起动、不同工作状态稳定工作、加速节流以及接通和切断加力,验证发动机操纵系统、起动补氧系统、燃油系统、冷却通风系统、排油系统、进气道防冰系统等的工作可靠性。

虚拟火警信号,验证灭火系统,包括断油、关闭风门连锁装置的工作可靠性。

5.9.3.2.2 被试发动机加载系统的验证

在飞行台飞行包线内选择 2~3 种飞行状态,被试发动机在 2~3 个工作状态下,接通引气、液压加载和电气加载系统,验证发动机加载系统的工作可靠性。电气加载系统的电功率按被试发动机配装发电机的功率在一次试验中完成最大功率加载试验,其他加载系统可分多个试验起落完成。

5.9.3.2.3 特种试验系统的验证

5.9.3.2.3.1 高度——速度扩展系统验证

安装进气格栅,实测飞行台在实用升限上模拟的飞行高度值或飞行速度值。

5.9.3.2.3.2 发动机进口气动扰动模拟系统验证

安装不同相对阻塞面积的扰流平板,实测不同飞行条件下发动机进口不均匀压力场图谱,并检查其对发动机工作的影响。

5.9.3.2.3.3 发动机进口热扰动模拟系统验证

在不同飞行条件下,发动机在不同工作状态工作时,分别以单个或多个热扰动发生器组合工作,实测发动机进口空气温度增量和温度急增率,并检查其对发动机工作的影响。

5.9.3.2.3.4 零、负过载飞行保障系统

在 1~2 个典型飞行状态下,被试发动机以最大(中间)功率状态工作,飞行台作允许的最长时间零、负过载飞行,验证零、负过载飞行保障系统的工作可靠性。

5.9.3.2.4 飞行台其他系统验证

结合 5.9.2、5.9.3.1、5.9.3.2.1~5.9.3.2.3 的试验,检查技术舱内操纵系统、指示仪表、开关、告警信号、氧气、机内通话、座椅、救生系统、电源、照明等系统设备的适用性和工作可靠性。

5.9.3.2.5 测试和监控系统的验证

在 5.9.3.1、5.9.3.2.1~5.9.3.2.3 规定的飞行状态下,对飞行台飞行参数、被试发动机测试参数进行机载采集、记录、传输、实时处理和显示,按 GJB 1476 的要求评定其工作质量。

中华人民共和国航空行业标准
航空发动机飞行台通用技术要求

HB 7827—2008

*

中国航空综合技术研究所出版
(北京东外京顺路7号)

中国航空综合技术研究所印刷车间印刷

北京 1665 信箱发行

版权专有 不得翻印

*

开本 880×1230 1/16 印张 1 字数 28 千字

2008 年 9 月第一版 2008 年 9 月第一次印刷

印数 1—200

*

书号: 标 301.2367 定价 10.00 元



HB 7827—2008