



中华人民共和国国家军用标准

FL 1550

GJB 2347—95

无人机通用规范

General specification of unmanned aircraft

1995—05—31 发布

1995—12—01 实施

国防科学技术工业委员会 批准

目 次

1	范围	(1)
1.1	主题内容	(1)
1.2	适用范围	(1)
2	引用文件	(1)
3	要求	(2)
3.1	一般要求	(2)
3.2	飞机	(5)
3.3	动力装置	(10)
3.4	发射系统与回收系统	(15)
3.5	电子设备	(15)
3.6	电气系统	(19)
3.7	任务设备	(20)
3.8	地面保障设备	(22)
4	质量保证规定	(22)
4.1	检验职责	(22)
4.2	检验分类	(22)
5	交货准备	(23)
6	定义	(23)

中华人民共和国国家军用标准

无人机电机通用规范 General specification of unmanned aircraft

GJB2347—95

1 范围

1.1 主题内容

本规范规定了无人机电机设计、制造和验收的一般要求。

1.2 适用范围

本规范适用于由地面、舰面和空中发射的固定翼无人机电机。由有人机电机改装的无人机电机可参照使用。

2 引用文件

GJB 21	遥测标准
GJB 34	有人驾驶(固定翼)飞机飞行性能和图表资料
GJB 60	飞机压力加油接头
GJB 61	飞机压力加油接头技术条件
GJB 67	飞机强度和刚度规范
GJB 150	军用设备环境试验方法
GJB 151	军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求
GJB 152	军用设备和分系统电磁发射和敏感度测量
GJB 358	军用飞机电搭接技术要求
GJB 368	装备维修性通用规范维修性管理大纲
GJB 383	遥测系统分系统测试方法
GJB 450	装备研制与生产的可靠性通用大纲
GJB 457	机载电子设备通用规范
GJB 540	飞航导弹强度和刚度规范
GJB 572	飞机地面电源供电特性及一般要求
GJB 655	飞机燃油副油箱通用规范
GJB 727	遥测系统术语
GJB 870	军用电子设备方舱通用规范
GJB 901	飞机外部颜色与标记
GJB 1003	飞机燃油系统通用规范
GJB 1014	飞机布线通用要求

GJB 1142	野战综合通信系统基本参数
GJB 1150	电子对抗设备电气装配要求
GJB 1151	雷达对抗设备安全要求
GJB 1181	军用装备包装、装卸、贮存和运输通用大纲
GJB 1210	接地、搭接和屏蔽设计的实施
GJB 1362	军工产品定型程序和要求
GJB 1389	系统电磁兼容性要求
GJB 1403	机载电子设备安装和试验通用规范
GJB 1443	产品包装、装卸、运输、贮存的质量管理要求
GJB 2018	无人机发射系统通用技术要求
GJB 2019	无人机回收系统通用技术要求
GJB 2022	飞机燃油系统的安装和试验要求
GJB/Z 17	军用装备电磁兼容性管理指南
HB 1862	金属丝编织方孔网
HB 5949	飞机液压系统设计、安装要求
HB 6081	飞机气动系统设计、安装要求
HB 6183	飞机电气设备和安装
HB 6186	机载雷达天线罩通用规范
HB 6483	飞机燃油系统管路安装要求
HB/Z 103	飞机水平测量公差
HB/Z 146	飞机燃油系统通用设计规范

3 要求

3.1 一般要求

3.1.1 无人机组成

无人机系统(简称无人机)由以下部分组成:

- a. 飞行器系统:飞机、动力装置、发射与回收系统、电子电气设备等。
- b. 任务设备:靶标设备、侦察设备、炮兵校射系统、电子对抗系统等。
- c. 地面站及后勤保障设备。

3.1.2 无人机的战术技术指标

3.1.2.1 飞行性能

- a. 速度指标:最大速度、巡航速度、最小速度;
- b. 高度指标:实用升限、最大使用高度、最低飞行高度;
- c. 续航时间和航程;
- d. 活动半径
- e. 爬升率

3.1.2.2 重量指标:最大起飞重量、正常起飞重量、空重、正常任务载重、最大任务载重(不考

核)。

3.1.2.3 几何尺寸:全机长、展长、机高。

3.1.2.4 飞行姿态的平稳度

3.1.2.5 航迹控制精度

3.1.2.6 地面控制半径和定位精度

3.1.2.7 环境适应性

3.1.2.8 抗风要求(含地面及空中抗风要求)

3.1.2.9 发射与回收方式

3.1.2.10 安全性

3.1.2.11 可靠性与维修性

3.1.2.12 耐久性与寿命特性

3.1.2.13 隐身性

3.1.2.14 其它

3.1.3 无人机通用要求

3.1.3.1 环境

无人机所有部件应能承受贮存、运输和飞行条件下所规定的各种环境条件,包括:气候、力学、生物、电磁环境等。

3.1.3.2 贮存和运输

无人机在规定的贮存和运输条件下,在规定环境影响下应能安全贮存和运输,其性能不受损害。

3.1.3.2.1 运转

无人机在地面运转和飞行中遇到规定环境条件,应能满足规定的性能要求。

3.1.3.2.2 加速度、冲击和振动

无人机及其部件应能承受正常操作、发射、回收、飞行中所遇到的加速度、冲击和振动。无人机在装箱状态下,应能承受运输和贮存中所遇到的加速度、冲击和振动。

3.1.3.3 可靠性

无人机研制与生产的可靠性应符合 GJB 450 有关要求。

无人机的可靠性指标包括下列四项:

a. 平均无故障间隔时间 MTBF,(根据设备的不同也可以是平均无故障工作次数,平均无故障公里数等);

b. 无人机的可靠度 $R(t)$ 分为:

发射可靠度(或发射成功概率)

回收可靠度(或回收成功概率)

c. 平均无故障飞行小时,MTFH;

d. 首翻期;

e. 地面展开时间、撤收时间。

3.1.3.4 维修性

无人机的维修性应符合 GJB 368 的有关要求。

3.1.3.4.1 无人机的维修性的主要技术指标有：

- a. 平均维修时间：MTTR；
- b. 平均维修时间/飞行小时，即在空气中每飞行 1h 所需的(地面)维修时间。

3.1.3.4.2 维护和修理

a. 设计应对以下部件的拆卸、安装和更换提供便利条件。这些部件是：机翼、尾翼、动力装置、机载电子、电气设备、操纵面和操纵绳索。在重要的分离和调整处，操纵线路、电缆和液压管路的连接接头应具有防错连接的措施；

b. 应为电子和电气设备检测提供良好的可达性；

c. 应为动力装置提供可达性。发动机可拆卸部件，如火花塞、磁电机、汽化器等，除卸下发动机罩外，不需拆除机上任何部件应能方便地进行检查、维护和更换。应在不卸下发动机罩的情况下放掉滑油。对喷气发动机应能方便地卸下尾喷管。

d. 飞行器应设计维修口盖。

3.1.3.5 寿命

无人机寿命应满足型号规范的要求。

3.1.3.6 检测与准备

无人机在发射前应以尽可能少的检测工作量完成发射前的准备。除非在详细规范中另有规定，对于准备工作应有以下要求：

3.1.3.6.1 待发贮存的检测

应用标准或专用测试设备对无人机进行检测，将其恢复到可进行发射的状态所需时间不得超过规定时间。经过待发贮存检测后，其有效期不少于型号规范的要求。

3.1.3.6.2 发射架上安装

无人机经贮存检测后，用标准或专用设备应在规定的时间内完成发射前维护和在发射架上的安装。维护后起飞前的有效期应不少于型号规范的要求。

3.1.3.6.3 飞行前准备

经过起飞前维护，无人机接通电源在规定时间内，应能完成预热进入准备起飞状态。飞行前准备的程序应在详细规范中规定。

3.1.3.6.4 飞行前的展开时间、飞行后的撤收时间和两次飞行之间的最小间隔时间以及飞行前准备程序应符合详细规范要求。

3.1.3.7 互换性

同一型号的无人机，部分零件、部件应具有互换性。

3.1.3.8 分段

当无人机机体需要分段时，其设计分离、分段应满足无人机贮存、装箱和运输要求，并且尽可能简化分段处连接结构。

3.1.3.9 电磁兼容性

无人机的电磁兼容性应符合 GJB 151、GJB 152、GJB 1389 的有关要求。

3.1.3.10 隐身性与目标特性

无人机的视觉特征、雷达电磁波的反射特性、红外辐射强度、目标特性应满足型号规范要求。

对于靶机应给出目标增强特性。

3.1.3.11 材料

应按现行的国家标准和行业标准选用材料。所选材料的强度、刚度、抗疲劳性、物理化学性能及电性能等应满足设计要求。当选用标准以外的材料时,应经过鉴定证明其性能满足设计要求,方可选用。

材料的选用应考虑到维修中的互换、备料和代料。

3.1.3.12 标准件

应按照国家标准、国家军用标准和行业标准选用标准件。标准件和紧固件的类型、尺寸规格、品种应尽量少,应优先在详细规范限定的范围内选用。

紧固件中的铝合金螺栓、螺钉、螺母不能用于导电组件的连接,所有螺栓、螺钉、螺母连接应满足连接强度要求并有防松措施。

3.1.3.13 飞机外部颜色与标记

3.1.3.13.1 飞机外部颜色

飞机外部颜色应符合 GJB 901 有关要求。订购方如有特殊要求,可按合同执行。

3.1.3.13.2 标牌

应按合同要求提供标牌。标牌应标明产品的型号、名称、序号、系列号、出厂日期、生产单位。

3.1.3.13.3 零组件标记

需要标明零件号的可互换的备用零组件,除另有规定外,可用防水墨水盖上印记并涂上一层透明漆;或用金属标牌或蚀刻等方法作出标记。

3.2 飞机

3.2.1 特性

飞机的特性,应包含飞机气动布局(三面图)、总体布置、几何尺寸、重量、重心位置、飞机性能等。

3.2.1.1 飞机气动布局(三面图)

飞机气动布局应反映在三面图上。三面图应标明机长、展长和机高,机翼、尾翼、机身的形状、相对位置和尺寸。

3.2.1.2 总体布置(总体布置图)

总体布置主要是指发动机、各机载设备、有效载荷、燃油箱和回收伞及主要受力结构件的布置要保证各系统有效的工作,并保证全机重心范围处于使飞行器能安全稳定飞行的位置。

3.2.1.3 几何尺寸和一般数据

3.2.1.3.1 面积

下列主要部件的面积应在设计文件中给出(不用于检验)

- a. 机翼面积(含襟翼、副翼和机身所占部分面积);
- b. 副翼面积(含副翼调整片面积);

- c. 水平尾翼面积(含机身所占部分面积);
水平安定面面积(含机身所占部分面积);
升降舵面积(含调整片面积);
- d. 垂直尾翼面积;
垂直安定面面积;
方向舵面积;
- e. 机身最大截面积。

3.2.1.3.2 尺寸和一般数据

下列尺寸和数据需在设计文件给出(不用于检验):

a. 机翼

展长

根弦弦长

尖弦弦长

带翼尖悬挂物时展长

平均气动弦弦长

根部翼型

尖部翼型

根部安装角

尖部安装角

1/4 弦线后掠角

上反角

展弦比

根梢比

b. 副翼

展长

平均弦长(副翼所在处机翼弦长的平均百分比)

c. 扰流片

展长

平均弦长(所在处机翼弦长的平均百分比)

前缘位置(所在处机翼弦长的平均百分比)

d. 增升和增阻装置

型式

展长(占机翼展长的百分比)

弦长(所在处机翼弦长的平均百分比)

e. 水平尾翼

展长

平均弦长

翼型

安装角

1/4 弦线后掠角

上反角

安装角调节范围

展弦比

f. 垂直尾翼

翼型

1/4 弦线后掠角

展弦比

g. 机身

长度(包括发动机舱)

长度(不包括发动机舱)

最大高度

最大宽度

当量直径

b. 其它尺寸

无人机最大高度:

水平基准线处于水平

在运载车上

起吊状态最大高度(由吊环顶部到无人机最低处)

螺旋桨直径

无人机长度:

水平基准线处于水平

在运载车上

i. 控制面最大偏度(°)

由限动器限定的控制面相对于中立位置两侧的最大偏度,应在设计文件中给出(不用于检验)。

方向舵	右偏	左偏
方向舵调整片	右偏	左偏
升降舵或全动平尾	上偏	下偏
升降舵调整片	上偏	下偏
副翼	上偏	下偏
副翼调整片	上偏	下偏

3.2.1.4 重量

在设计文件中应给出下列重量:

全机重量、有效载重、燃油重量、空机重量。

3.2.1.4.1 全机重量

全机重量包括有效载重、最大起飞重量、正常起飞重量和空机重量。对于火箭助推发射的无人机的发射重量中应给出包含火箭助推装置的重量和不含火箭装置的重量。

3.2.1.4.2 有效载重

有效载重为执行任务所需的设备,以及为保证其正常工作所需的能源和可拆卸的辅助装置。对不同作战任务所需的任务设备及其重量数据应在型号规范中给出。

3.2.1.4.3 燃油重量

燃油重量分为最大载油量(最大载油量系指机内油箱满载时的燃油重量)、不可用燃油量(不可用燃油量是指不能用于飞行的残余燃油)和任务燃油量(任务燃油量是根据执行规定任务所需的油量)。在具有外挂副油箱条件下,还应给出带副油箱时的最大载油量。

3.2.1.4.4 空机重量

空机重量包括机体重量、动力装置和其它动力源重量、机载传感器、回收装置机载部分以及保证无人机飞行控制所需的机载设备的重量。

3.2.1.5 重心

在设计文件中应分别给出下列条件下的重心变化范围:

- a. 发射重量;
- b. 有效载重;
- c. 空机重量(含不可用燃油和滑油);
- d. 带外挂物时的重量;
- e. 最大任务载重。

3.2.2 飞行性能

飞行性能应满足任务书或合同中规定的指标要求。写出简要的飞行性能报告,并绘制出飞行性能曲线,其飞行性能图表应符合 GJB 34 有关要求

3.2.3 水平测量

在无人机机体表面应选取一系列特征点,加以明显的标记。用以表示无人机的各个基准轴线、部件的相对位置、以及舵面的不同偏度。飞机水平测量的要求及测量点的选择原则应符合 HB/Z 103 有关要求。各测量点的上、下、前、后位置以及位置容差应标注在水平测量图上,并附在设计文件内。

3.2.4 空气动力学

3.2.4.1 稳定性与操纵性

无人机的飞行品质应满足执行任务和用途的要求。无人机在飞行遥控稳定系统控制下,应从海平面到实用升限范围内,实现具有足够阻尼特性的稳定平稳飞行。并在设计文件中给出机体—自动驾驶仪闭环控制模式下的响应时间。

3.2.4.2 悬挂物

由诸如任务设备吊舱等悬挂物产生的限制,应在携带悬挂物的任务书中规定。

3.2.5 结构设计准则

按无人机的结构、使用性能和寿命特性,在 GJB 67 和 GJB 540 中选择,作为结构设计依

据,或与订购方商定。

在满足型号规范条件下以列表方式在设计文件中给出:

设计发射重量

设计飞行重量

设计回收重量

各种状态下的过载系数

载飞过载系数

设计回收重量时过载系数

3.2.5.1 一般强度要求

在载飞、发射、飞行、回收和操作状态下,无人机应有足够的强度和刚度。在使用载荷下,不允许有影响工作的弹性变形;在设计极限载荷下不应损坏。

3.2.5.1.1 飞行状态下的强度要求

在飞行条件下,无人机应能承受由操纵系统和突风扰动引起的载荷。平飞和机动飞行中的突风速度由统计分析方法确定。外载荷包括由操纵面最大偏转速率引起的载荷;配平过渡过程的超调;稳态过载飞行;操纵面在极限偏度下的反转;以及惯性耦合载荷等。限定速度应是俯冲中的最大速度。为保证不产生颤振,计算的或实验得出的颤振边界应保持15%的安全裕度。安全系数取1.25。

对空中发射的无人机,当无人机任何部件功能失效时,其极限强度足以保证不损及母机。

3.2.5.1.2 载飞载荷

载飞载荷由详细规范确定,载飞限定速度应在设计文件中规定。安全系数取1.5。

3.2.5.1.3 发射载荷

对于助推发射,由两倍助推器额定推力向前分量单独作用或与惯性载荷共同作用构成发射载荷。惯性载荷应以带助推器时的重量计算。外载中还应包括由于助推器未对准和采用斜喷嘴的正交分量引起的侧向载荷。对于弹射起飞的无人机,使用载荷根据弹射器产生的加速度峰值确定,安全系数取1.5。

3.2.5.1.4 操作载荷

起吊使用过载系数取2.67,安全系数取1.5。

3.2.5.2 操纵面的质量平衡

无人机的颤振安全性应满足GJB 67有关要求。

3.2.6 机翼组

按正常布局机翼组件通常包括机翼、副翼、前缘缝翼、调整片、挠流片、增升和增阻装置。

为便于检查维修,宜采用可拆卸的中央翼。

3.2.6.1 副翼

副翼上、下偏角应满足无人机飞行和机动操纵要求。副翼构造允许的最大偏度应比实际需要的大。

3.2.6.2 增升和增阻装置

当任务书有要求时,应提供增升或增阻装置。

3.2.7 尾翼组

在正常布局的尾翼组通常包括水平安定面、升降舵、垂直安定面、方向舵和调整片。连接在尾翼组件上的辅助操纵面亦应包括在尾翼组内。

3.2.7.1 水平安定面和垂直安定面

水平安定面可以是固定的或可调的,且易于拆卸。水平安定面和垂直安定面在构造上作为机身整体部分时,可作为机身尾段进行分解。

3.2.7.2 升降舵和方向舵

升降舵、方向舵由调整片、操纵摇臂、销钉等组成。

升降舵的偏度应与所设计的无人机操纵系统相匹配。升降舵和方向舵在允许的任何偏度范围内,舵面与其它部件不应有机械干扰。

3.2.7.3 升降舵与方向舵限动器

升降舵和方向舵应有足够的偏角范围,需用限动器或伺服机构限位开关控制其偏角范围,但不能用卡住铰链或操纵面的方法来调整活动范围。

3.2.8 机身组

机身包括所有设备舱。

机身应满足型号规范要求。

3.2.9 操纵系统

3.2.9.1 说明

无人机的操纵系统包括:拉杆、扭力管、随动系统和操纵面之间的软索。增升装置和减速装置的操纵系统。

3.2.9.2 要求

- a. 操纵系统是飞机的关键部件,必须十分可靠,应有余度设计;
- b. 操纵系统的转动环节要灵活、间隙小;
- c. 机构有足够的强度、刚度和抗疲劳性;
- d. 操纵系统设计要有防错设计;
- e. 操纵系统在工作中不因振动而发生松动;
- f. 操纵系统应有检修口。

3.2.10 液压系统与气动系统

3.2.10.1 液压系统

飞机的液压系统的设计与安装应符合 HB 5949 的有关要求。

3.2.10.2 气动系统

飞机的气动系统的设计与安装应符合 HB 6081 的有关要求。

3.3 动力装置

3.3.1 说明

动力装置包括发动机本体、进气系统、排气系统、冷却系统、润滑系统、燃油系统、控制系统、起动系统、螺旋桨、附件传动装置、发动机安装和固定件、隔振器、助推火箭、整流罩等。

根据飞机的战术技术要求、动力装置的选择和设计应考虑下述因素:推力、转速、耗油率、

推重比、重量限制、寿命、成本、最大迎面尺寸限制、高度速度特性及在最佳设计状态以外的工作特性、全工况工作稳定性、起动性能、操纵性、发动机在飞机上的安装位置、空间利用率；还应考虑加速装置（如助推火箭）应与发动机工作特性相匹配。

3.3.2 安装

动力装置的安装、固定应符合总体设计要求；为便于检查、维修、安装、拆卸和更换，应具备可达性。

3.3.2.1 发动机安装架

发动机安装架通常应有足够的强度和刚度，排气管喷口应能随热膨胀移动而不改变推力线方向。发动机应易于拆卸更换。发动机安装架应设有调整发动机在舱内位置的装置，满足设计提出的推力线位置要求；安装架应结构简单，应能整体装上和卸下。

3.3.2.2 隔振器

发动机的安装架应有隔振器。

3.3.3 发动机舱（涡轮发动机）

发动机舱或整流罩应易于整体卸下，以便于接近或敞开发动机。舱内应通风良好。放气带和高温部件处舱体应设有进排风口，按不同发动机的要求设置油气分离器和发动机漏油装置的排放口，防止舱内存油积水。发动机工作时舱体结构温升超过 100°C 的部分，要采取隔热设计或采用耐热材料。

3.3.4 整流罩

整流罩包括发动机整流罩和附件舱整流罩。

整流罩的设计应满足以下要求：

- a. 整流罩应具有较小的阻力；
- b. 应能良好通风；
- c. 应易于分部或整体卸下；
- d. 整流罩的构造和支承必须使其能承受在运行中可能遇到的振动、惯性和气动载荷；整流罩材料应为耐热材料；
- e. 在正常地面姿态和飞行姿态，整流罩底部应有放油和排水装置；不得把油排放到可能引起失火的地方。

3.3.5 进气系统

进气系统应符合型号规范要求，并有足够的强度和刚度。

3.3.5.1 活塞式发动机进气道

特别注意在各种飞行姿态下，进气流有最小的干扰，而且吸收最少的水珠和尘埃。

在整个入口区，管道面积和进气线路应提供最有实效的进气压力和速度。应避免有积油或积水的凹坑。在汽化器和进气管之间的所有接头不应渗漏汽油。当发生回火时，火焰应排到大气或耐火、耐爆材料的空间，且不应损坏进气道及发动机的其他零件。

3.3.5.2 涡轮发动机进气道

在发动机的压缩机进气面上允许的总压变化不应大于发动机制造厂或用户规定的数值。

3.3.5.3 防尘装置

如果需要,进气系统中应有防尘装置。

3.3.6 排气系统

3.3.6.1 说明

排气系统包括排除废气所需的全部管道、尾喷口、通风道、总管和安装边连在一起的收集器以及必须的支架和连接器。

3.3.6.2 要求

- a. 排气系统的连接和支承应在热膨胀时不会损坏发动机和排气系统;
- b. 排气系统四周应有适当的间隙,以减少对附近结构的热影响;
- * c. 排气管喷口应安放得使 15° 夹角内的喷气不能直接喷在无人机上的任何部分。如果不能避免,应采取必要措施;
- d. 喷口面积应满足发动机性能的要求;
- e. 活塞发动机排气系统、喷管与发动机的距离应符合型号规范要求;
- f. 消声装置应满足型号规范要求。

3.3.7 冷却系统

冷却系统应符合型号规范要求。

3.3.7.1 活塞式发动机冷却系统

冷却系统应符合规范的温度要求。使从排气管或集合器上传导或辐射热量,远离发动机和附件。

3.3.7.2 涡轮发动机冷却系统

按发动机和附件技术规范提出的各种温度限制提供冷却。

3.3.7.3 发动机带动的发电机需采取冷却措施。

3.3.8 润滑系统

润滑系统包括不与发动机成整体的滑油箱、冷却器、泵、连到发动机的外部管路、过滤器、管接头、阀等。无自含滑油系统的每一台发动机应提供单独滑油箱和必需的附件。

3.3.8.1 布局及要求

润滑系统的布局,应使发动机从慢车到全功率,在任何转速运转时,以及为正常飞行和特殊飞行的可用滑油量降到零时,能自动保持发动机润滑系统的滑油压力。加油口、油量检查口和放油开关应便于接近。滑油温度、滑油压力及滑油耗油量不得超过规定值。滑油系统的增压油路与回油路,应提供滑油过滤。

3.3.8.2 滑油箱

金属滑油箱,应由耐腐蚀性材料制造。应能承受油箱增压与发动机振动产生的应力,以及因油箱内、外压力变化产生周期性交变应力,而不发生永久变形。

3.3.8.2.1 滑油箱容积

滑油箱的容积以升为单位,滑油箱可用的容积(不包括膨胀和起泡沫的空间)如下:

活塞式发动机

体积大于通常任务燃油载重的二十五分之一,或最大载油量的三十分之一,选二者中较大者。

涡轮发动机

发动机规范中规定的单位时间发动机滑油消耗量,乘以无人机的最大续航时间,再乘以系数 1.5。

3.3.8.2.2 膨胀和起泡空间

滑油箱容积设计应考虑膨胀和起泡沫的空间。

活塞式发动机:

在工作的滑油箱中应提供的膨胀和发泡空间,其体积为整个滑油箱体积的百分之二十,再加上百分之二十的循环的油量。

涡轮发动机:

在工作的滑油箱中提供的膨胀和发泡空间,其体积等于总滑油量的百分之十,且不小于滑油箱的四分之一。

3.3.8.2.3 滑油箱压力加油接头和溢流接头

压力加油接头和溢流接头应符合 GJB 60 和 GJB 61 的有关规定。

3.3.8.2.4 滑油的注入及排出

滑油在注入油箱前应经过注油器滤网过滤。

滑油排放装置:应在发动机进油管的最低处和油箱底部放油口设置主排放阀,以便发动机在水平姿态到上仰 15°或下俯 20°的范围内排放滑油。

3.3.8.2.5 除气装置

润滑系统中应有油气分离器或除气装置,以便减少发泡空间。

3.3.8.2.6 注油器滤网

滑油箱中应设有大容量滑油滤网,滤网应符合 HB 1862 的有关要求。

3.3.8.2.7 遥控注油口设备

如果需要,应提供遥控注油口设备。

3.3.8.2.8 滑油箱的安装

当需要单独的滑油箱时,尽可能安装在近滑油泵处,但不能放在受高温的任何部位,滑油箱的底应高于滑油泵的平面。否则应采取增压措施。

3.3.8.2.9 滑油散热器

型号规范应说明滑油散热器的类型及数量,滑油散热器应带有安全活门。散热器必须满足发动机工作包线内所遇到的振动、外力和工作流体压力及温度的要求。

3.3.8.2.10 泄油装置

在发动机滑油管路最低点的主泄油阀和油箱储油槽的泄油口,应使油箱中的滑油排掉。泄油阀应是自锁的。泄油塞应便于接近。

3.3.8.2.11 排气和通风系统

主滑油箱应能向发动机的适当部位排气。在滑油箱排气管路内应无滑油液积存。在燃油系统规定的飞行器爬升和俯冲角度限制范围之内,排气口不应被复盖。当发动机上有通风口时,通风管应设计成可把滑油蒸气导向发动机燃气排气口外无障碍空间。

3.3.9 燃油系统

燃油系统包括油箱、管路、有关设备、必要的供油装置和燃油输送系统。燃油系统应符合 GJB 1003、GJB 2022、HB/Z 146 有关要求。

3.3.9.1 燃油箱

金属和非金属油箱应符合型号规范要求。

3.3.9.1.1 副油箱

副油箱的设计、安装应符合型号规范要求。副油箱供油不应超过飞机重心变化的要求和横向平衡的要求。主油箱的燃油应不返回副油箱。

3.3.9.1.2 油箱容积

确定油箱容量时,应考虑到允许的 3% 的膨胀空间。

3.3.9.1.3 油箱安装

所有油箱都应安全可靠地固定在飞机结构上,以防止油箱相对于飞机做任何方向的移动。

3.3.9.2 管路和接头

管路和接头及其安装应符合 HB 6483 有关要求。

3.3.9.3 泄油装置

泄油阀应安装在实际可能的最低点,泄油阀应设计成可拆卸的。

3.3.9.4 油箱通气增压系统

在飞行高度大于 7620m 的飞机上,必须按规范规定提供油箱通气增压系统。

3.3.9.5 油箱排气系统

油箱排气系统应符合 GJB 655 有关要求。

3.3.9.6 滤网和过滤器

滤网和过滤器应符合详细规范要求。

3.3.9.7 加油装置

应按型号规范提供单点式地面压力加油和重力加油装置。

3.3.9.8 放油装置

飞机的放油装置应符合型号规范的要求。

3.3.10 起动系统

应按发动机型号规范的要求配置起动系统。

电起动的发动机的起动控制系统,含起动发电机、汽油箱、起动油泵、程序起动器及开关、断路器等,起动控制系统应保证发动机自动、可靠起动至慢车状态。无人机无空中起动要求时,起动系统中除起动发电机外,均可安装在地面设备中。

3.3.11 螺旋桨

螺旋桨包括螺旋桨本体(桨、桨毂组合件、螺栓及螺旋桨附件等)和整流罩。

螺旋桨应与发动机性能相匹配。

3.3.11.1 类型

螺旋桨可以是定距的,也可以是自动变距型的。其材料可以是木质的,复合材料的或金属的。

3.3.11.2 表面处理

螺旋桨应按规范作表面处理。

3.3.11.3 螺旋桨的外部颜色和标记

在距离螺旋桨桨叶顶端 30mm 范围内应喷涂成所需颜色应符合 GJB 901 有关要求。

3.3.11.4 螺旋桨间隙

螺旋桨间隙,应考虑工作条件下由加速引起的发动机安装架的隔振器和支撑结构的挠曲变形。

螺旋桨桨尖和弹射装置或飞机发射构件之间的径向间隙不应小于 51mm。在与螺旋桨的轴线相平行的方向上应提供足够的间隙以允许在载荷作用下桨叶的挠曲。

3.3.12 点火系统

应按型号规范要求,提供点火系统。

- a. 能抗振动、抗高压、避免过潮、过热;
- b. 高压部件应采取干扰抑制措施,以满足总体电磁兼容要求;
- c. 点火系统应能承受电磁辐射的危害。

3.3.13 推力控制系统

推力控制系统应使发动机的推力符合设计飞行状态的详细技术要求。油门指令接收装置、油门电控制装置的安装、调整应按详细规范在发动机试车台统调。

3.4 发射系统与回收系统

3.4.1 发射系统

发射系统应符合 GJB 2018 的有关要求。

3.4.2 回收系统

回收系统应符合 GJB 2019 的有关要求。

3.5 电子设备

3.5.1 说明

电子设备主要指无线电电子设备、控制与导航设备、机载传感装置等。

无线电电子设备包括无线电遥控设备、无线电遥测设备、无线电定位系统、图像传输系统、无线电通讯设备、中继转发设备、天线与馈电设备等。

控制与导航设备包括机上飞行控制与管理设备、定位和导航设备、飞行指挥与航迹控制设备等。

所有电子设备都应符合详细规范和合同要求。

3.5.2 安装

电子设备安装分机载、车载和便携式三种形式。其中机载又可分为两种:采用电子舱、集中安装和分散式安装,但都必须遵循以下原则:

- a. 电子设备的安装应符合详细的设备安装规范及图样或设备手册的规定;
- b. 车载方舱应遵照 GJB 870 有关规定;
- c. 机载设备安装应符合飞机总体布局;
- d. 机载电子设备应符合 GJB 1403 有关规定;
- f. 必要时应考虑水密性和气密性;

g. 电缆布线应遵照 GJB 1014 有关要求;

h. 搭接应符合 GJB 358 有关要求。

3.5.3 性能

所有电子设备的性能都应满足 GJB 457 的有关要求并与无人机总体性能要求相匹配。也可以根据订购方要求或“制造与验收技术条件”规定。这些性能要求必须能通过必要的测试设备和手段进行验收。

3.5.3.1 设备的环控按照设备要求对其冷却或加温。

3.5.3.2 设备和系统的电磁兼容性应分别符合 GJB 151、GJB 152 和 GJB 1389、GJB/Z 17 有关要求。

3.5.3.3 低仰角远距离视距传输是无人机应解决的技术关键,它可以通过频率分集、时间分集和中继转发来实现。

3.5.3.4 设备的环境试验,应按照 GJB150 有关要求进行。

3.5.3.5 布线

所有电子设备的布线应符合 GJB 1014 的有关要求。

3.5.3.6 接口

接口应根据系统设计要求进行。

3.5.4 无线电遥控设备

3.5.4.1 说明

无线电遥控设备为无人机无线电数据链的上行信道。包括地面(舰面、机载)无线电遥控操纵器(台)、遥控发射机、发射天线与馈线、机载无线电遥控接收天线、遥控接收机和基带信号解调器,完成各指令对飞机的操作控制。

3.5.4.2 要求

无线电遥控设备的性能应满足设计要求。并与飞机的飞行性能、作战使命和飞行控制相匹配。其主要性能指标为:

- a. 遥控作用距离(包括飞行条件);
- b. 遥控指令条数、形式和采样速率、响应时间;
- c. 抗干扰性能(扩频技术、频点选择、指令加密等)。

无线电遥控设备若需要控制机群,则可以采用频分多址或码分多址控制方式。

若在同一空域内要求几套系统同时工作,应考虑其相互影响。

3.5.5 无线电遥测设备

3.5.5.1 说明

无线电遥测装置为无人机无线电数据链的下行信道。分频分制、时分制两大类。它包括机载各类传感器,基带信号产生器(编码装置或副载频调制器)、遥测发射机及其天线;地面遥测接收天线和接收机,基带信号解调器(解码装置或副载频分路解调装置)、显示与记录设备。

3.5.5.2 要求

- a. 无线电遥测系统所用术语应采用 GJB 727;
- b. 遥测的信道和频率选择应符合 GJB 21;

- c. 多路信道格式参照 GJB 21;
- d. 遥测系统的性能测试应按 GJB 383 有关规定执行;
- e. 应尽可能减小无线电遥测对其它机载电子设备的干扰,并能在无人机所处的环境条件下(力学、气候和电磁环境等)正常工作;
- f. 无线电遥测信道也可以由应答器或图像传输信道来替代。

3.5.6 无线电定位系统

3.5.6.1 说明

无人机常用的定位方式为极坐标(即 ρ - θ)体制。该体制可分为雷达应答式(脉冲体制)和利用遥控、遥测上、下信道的连续波体制。

雷达应答式定位系统由地面跟踪站和机载应答机组成。

地面跟踪站包括地面发射机、跟踪天线与伺服接收机等;机载设备包括收、发天线(可以公用)、应答器(收发设备)等。

连续波体制定位系统除信道利用遥控、遥测设备外,还应有测距系统和测角跟踪系统。测距方式目前使用的有测音测距、伪码测距和同步码测距;测角跟踪方式有比幅式和比相式。

3.5.6.2 要求

- a. 定位系统的质量指标可以用测距均方误差和测角均方误差来衡量,该质量指标应与无人机的战术技术要求相适应;
- b. 跟踪系统近区的盲区,会影响无人机的起飞和降落;
- c. 角跟踪系统的设计应保证跟踪误差满足要求。

3.5.7 图像传输系统

3.5.7.1 说明

该系统由机载摄像机、图像发射机、发射天线、地面接收天线、接收机和信号处理等部分组成。

3.5.7.2 要求

- a. 电视图像的传输可以采用模拟体制或数字体制;
- b. 考虑机载设备的电磁兼容性,在信道设计方面可以和无线电遥控、遥测、定位系统统一设计;
- c. 在宽带传输设计应满足总体对电平分配和发射机的频谱纯度要求;
- d. 对图像传输质量要求,可以用输出信噪比(加权)来衡量。

3.5.8 无线电通信设备

3.5.8.1 说明

如果需要,可配备必要的通信设备。

通信设备可以是单工的,半双工的或双工方式的。

3.5.8.2 要求

- a. 通信设备应符合 GJB 1142 的有关要求;
- b. 通信设备应和无人机所使用的频率兼容;
- c. 通信设备的通信距离应满足战术使用要求。

3.5.9 中继转发设备

3.5.9.1 说明

中继转发设备是为了解决无人机无线电系统中存在着远距离低仰角(超视距)传输可靠性的一种措施,它可以转发遥控、遥测、图像和其它信息。

中继转发可以采用地面中继转发设备或空中中继转发设备。

3.5.9.2 要求

- a. 用于地面中继转发设备应轻便,便于背负;
- b. 战术使用性能应满足任务书或合同要求。

3.5.10 天线与馈线

3.5.10.1 说明

天线由机载天线和地面测控跟踪测角天线等组成。天线布局应保证各天线的性能要求。

3.5.10.2 要求

- a. 机载天线机械设计与安装时,应在无人机的重量、阻力和气动性能等方面进行优化设计;
- b. 天线电气设计与安装时,应注意天线特性(如天线驻波系数、增益、方向图等)和静电积累的电晕放电等;
- c. 天线处于一个载体时(机体或车体)应注意其相互影响与隔离度;
- d. 天线特性测试可以在工程模型上进行;也可以在缩比模型上进行;
- e. 馈线应保证输入、输出端子阻抗匹配,布线应服从电磁兼容性设计。

3.5.11 测控站电子设备

如果需要测控站,应对其提出相应要求,如运输、散热、供电、安装、电性能等。

3.5.12 控制与管理系统

3.5.12.1 说明

控制与管理系统包括自动驾驶仪和机上飞行管理系统。前者用于稳定飞行姿态角(俯仰角、倾斜角、航向角),发动机转速及飞行高度;后者用于飞机及机上设备状态参数的数据采集、飞行状态管理、全机设备管理、飞行计算和故障诊断与处理等。

3.5.12.2 要求

- a. 自动驾驶仪可以采用模拟式、数字式或数模混合式结构;
- b. 自动驾驶仪应符合详细规范所要求的无人机空速、高度、操纵性、飞行和环境条件。应根据无人机的用途满足飞行品质相应等级;
- c. 机上各类舵机必须进行电磁兼容性设计;
- d. 机上各类引爆装置必须对电磁敏感度留有安全余量;
- e. 机上管理系统与机载电子设备应协调工作;
- f. 机载的飞行控制计算机应进行静态可靠性和动态可靠性设计。

3.5.13 飞行指挥和航迹控制

3.5.13.1 说明

飞行指挥和航迹控制包括航迹控制系统、飞行指挥与管理系统、综合显示系统、地图与航

迹显示系统、记录与回放系统,其内容应根据无人机的战术需要来配置。

3.5.13.2 要求

a. 飞行指挥与管理系統应能完成起飞前系統自检和功能仿真、起飞、爬升、航行、下降过程的控制管理、各种设备协调管理、统一发出系統时钟、飞行状态监视、工作方式切换、故障诊断与处理;

b. 航迹控制系统应能完成定位和姿态数据处理与变换、预置航线、实现对飞机的飞行航迹的控制;

c. 航迹控制的方式有人工遥控、全自动航迹控制、航程程序控制、时间程序控制等,航迹控制准确度应符合详细规范要求;

d. 综合显示系統通常采用 CRT 显示。数据通过计算机以图形和数字显示。显示做到综合化,形象化和实用化,以减轻机务操纵手的分析、综合和判断负担;

e. 地图和航迹显示系統必要时应能显示飞行区地图、预定航线、实际飞行航迹;

f. 记录与回放系統必要时应记录各种飞行状态数据和控制信息,可以事后回放,便于飞行后查询和研究。

3.5.14 定位与导航设备

3.5.14.1 说明

飞机定位方式有:目视定位、航位推算和几何定位三种。

无人机的导航方式可以采用无线电导航、惯性导航 组合导航。

3.5.14.2 要求

定位导航系統应根据无人机的战术需要,选择定位精度定位方式。

3.5.15 机载传感装置

用于无线电遥测的传感装置应符合遥测有关规范,用于飞行控制系統的应满足飞行控制的规范要求;

传感装置应根据测量参数和飞行控制的实际需要来选择配置。

3.6 电气设备

3.6.1 说明

电气设备包括电力的产生、存储、备用、变换、分配和控制的所有部件,还包括机上和车载的布线、电缆和接头等。

3.6.2 要求

3.6.2.1 电源

机载主电源通常由发动机带动的发电机或蓄电池提供。设备的选择与发动机匹配,与所需负荷大小相匹配。

备用电源可采用蓄电池,地面电源应遵照 GJB 572 执行。

3.6.2.2 电能变换器

电能变换器应满足设备用电需要。

3.6.2.3 设备安装

电气设备的安装应遵照 HB 6183 有关要求。一般情况下,不应采用断路器或保险丝。若必

须使用时,则应在操作和起保护作用时不影响任务。

3.6.2.4 电缆与布线

电气布线应按 GJB 1014 有关规定进行。电缆应根据电磁兼容性设计的类型选择,并使电缆间相互耦合要小。

3.6.2.5 接地、搭接和屏蔽

接地、搭接和屏蔽设计应遵照 GJB 1210 的有关规定。

3.6.2.6 点火和起动系统

点火系统的零件尽可能屏蔽,点火器和点火电路应能承受剧烈振动并防止摩擦导致短路或接地,点火系统应能承受电磁辐射的危害。

起动系统应符合详细规范要求。

3.6.2.7 调试电源插座

外部电源应提供检查插座,供无人机在发射或起飞前的地面检查和预热所有电气和电子设备使用。

3.6.2.8 检测插座

检测插座是将控制电缆接至无人机,以对控制系统进行发射前的检查。也可以用车载设备直接检查。

3.6.2.9 设备的环控

按照设备要求对其进行冷却或加温。设备安装时应注意冷却气流的方向。

3.6.2.10 照明

对于夜航无人机,机上应有航行灯,并按型号规范设置照明设备。

3.7 任务设备

3.7.1 说明

任务设备应根据无人机的不同用途而配置,目前无人机主要用于靶标、情报或战场侦察、炮兵校射、电子对抗、反辐射和核辐射侦察等。

3.7.2 靶标和报靶、显靶装置

3.7.2.1 靶标

作为靶标使用的无人机是一种有效的运载工具,携带为完成供靶任务的各种设备。其设计应满足靶标性能要求。

3.7.2.2 特性

靶标特性应包括雷达反射面,红外特性,机动能力和外载能力等。

3.7.2.2.1 雷达反射面

应列出靶标各方面保证的雷达反射面值。装有无源增强器时或有源增强器应列出相应的保证雷达反射面值,以图表形式给出。

3.7.2.2.2 红外特性

应给出靶标的红外强度和波长,以图表形式给出。

3.7.2.2.3 机动能力

应列出靶标的机动半径、过载能力和机动飞行时高度维持能力。

3.7.2.2.4 外载能力

应给出靶标允许外载的位置、重量、形状、尺寸。

3.7.2.3 显靶、报靶装置

3.7.2.3.1 红外增强器

按详细规范要求规定的工作时间、强度和波长,设置红外增强器。

3.7.2.3.2 曳光弹

按靶场显靶和光测要求装置曳光弹,一般高空靶标要求单发 $50 \times 10^4 \text{cd}$;低空靶标单发 $20 \times 10^4 \text{cd}$ 。

3.7.2.3.3 拉烟装置

按靶场要求的工作环境、工作时间、颜色,设置拉烟装置。

3.7.2.3.4 激光合作目标

按靶场测定靶标外弹道跟踪要求在靶标上装置激光合作目标。激光合作目标由靶场提供。

3.7.2.3.5 雷达回波增强器

应按详细规范设置有源或无源雷达回波增强器,若增设雷达回波增强器影响气动外形时,应按 HB6186 加装透波整流罩。

无源雷达回波增强器有龙伯透镜、角反射器等。有源雷达回波增强器有雷达应答器。加装雷达回波增强器的靶标应经过测试。给出各方向的雷达反射面值。

3.7.2.3.6 雷达信标机

应与靶场协商、配备与靶场地面装置配套的信标机。

3.7.2.3.7 脱靶量指示器

应按详细规范规定配置脱靶量指示器,其安装、电源供给和天线设置应符合设计要求。

3.7.2.4 保护装置

机动型和超低空型靶标一般应设有攻角、侧滑角和高度保护装置。

3.7.2.5 自毁装置

当靶标飞行中有安全性或保密性要求时,靶标或靶标的某一部件应装有自毁装置。飞行终止系统按详细规范提供。

3.7.2.6 拖靶

无人机可带红外型、发光型或雷达型拖靶作为靶标。拖靶按结构分硬靶和软靶两种。

3.7.3 侦察设备

3.7.3.1 说明

侦察设备根据战术需要可以装载电视侦察设备、照像侦察设备、红外侦察设备、并在地面配备其相应的信号接收和处理、准备设备。

3.7.3.2 要求

根据详细规范或订购方要求,设置相应的侦察设备。

3.7.3.2.1 电视侦察设备

机载摄像机有面阵 CCD 电视摄像机和线阵 CCD 电视摄像机。

3.7.3.2.2 照像侦察设备

照像侦察设备由机载照像设备和地面照相成果处理设备组成。

照像侦察设备中的控制电路应有防辐射干扰措施。

3.7.3.2.3 红外侦察设备

红外侦察设备包括红外行扫仪、前视红外仪和地面信号接收、显示、记录及处理设备等。

信道传输可以和无线电遥测、遥控定位或电视传输统一设计。

但必须注意直流慢变信号的不失真传输和电磁兼容性。

3.7.4 定位校射设备

3.7.4.1 说明

定位校射设备包括电视(红外前视)摄像机、光轴稳定平台及其控制操纵系统、激光测距仪、侦察目标的跟踪及座标提取系统、侦察目标的定位及射弹编差量计算系统等。

3.7.4.2 要求

定位校射设备应保证目标定位与校射精度指标要求。

3.7.5 电子对抗设备

3.7.5.1 说明

电子对抗设备通常包括通信对抗设备和雷达对抗设备。

通信对抗型无人机的机载设备有收、发天线、侦察接收机、测量接收机、干扰接收机和引导接收机等。

地面设有侦察干扰引导车,该车有综合显示控制设备和信号分析处理设备。

3.7.5.2 要求

- a. 对抗设备的机载天线应与测控设备天线兼容,尤其在低频段。天线特性须经实测确定;
- b. 电子对抗设备必须保证部件与系统的电磁兼容性,测试应符合 GJB 151、GJB 152、GJB 1389等有关要求。设备不仅应确保机载设备之间的兼容,还应确保自身的兼容、机载与地面设备的兼容。所有设备应保证在作战使用的电磁环境下正常工作;
- c. 车载电子对抗设备的装配应符合 GJB 1150 有关要求;
- d. 雷达对抗设备的安全性应符合 GJB 1151 有关要求。

3.8 地面保障设备

地面保障设备是保证无人机迅速、安全、可靠地发射、回收和完成各种战术功能,快速准确地处理侦察成果,并及时对上级友邻部队联系;保证无人机队的机动性、独立性,能对飞机、发动机、电子设备、任务设备进行维修。

地面保障设备按型号规范配置。

4 质量保证规定

研制阶段中必须制定“可靠性保证大纲”,批量生产中必须制定“质量保证大纲”,应符合 GJB 450 的有关要求。

4.1 检验职责

除非在合同中有特殊规定,承制方有责任执行本规范中规定的检验要求。对某些关系到使用性能的检验项目,订购方有权对规范中任一检验项目进行检验。

4.2 检验分类

4.2.1 本规范规定的检验分为：

- a. 鉴定检验(定型检验)；
- b. 验收检验。

4.2.2 鉴定检验

按无人机鉴定(定型)试验、试飞大纲和无人机制造与验收技术条件进行测试检验。

4.2.3 验收检验

由承制方根据订购合同要求,向订购方提供无人机产品时进行的一种交付验收检验。

检验的主要依据是“制造与验收技术条件”中所规定项目、内容、方法和手段。

4.3 检验条件

- a. 用于无人机系统的检验、测试用仪器的精度应高于被测设备精度的 3~5 倍,且必须经过标定、校正并在有效期内；
- b. 所有试验、检验大纲、制造与验收技术条件均须经订购方或上级主管部门认可或批准；
- c. 性能测试应按合同书(或研制任务书、订货合同书)规定或“制造验收技术条件”执行,环境条件按 GJB 150 或订购方提出的条件执行；
- d. 检验试验报告、技术文件、图样资料按 GJB 1362 执行。

5 交货准备

无人机的包装、装卸、贮存、运输应按 GJB 1181 和 GJB 1443 有关要求进行。

6 定义

6.1 使用载荷 limit load

飞行器在正常飞行时可能承受的最大载荷。

6.2 设计载荷 ultimate load

使用载荷乘以安全系数为设计载荷。

6.3 操作载荷 handling load

飞行器在地面搬运、安装、运输过程中可能承受的最大载荷。

6.4 正常起飞重量 take-off weight

无人机在起飞前的重量。这时发动机尚未启动,燃油未消耗,起飞重量应大于飞行重量和着陆重量。

6.5 最大起飞重量 maximum take-off weight

同一无人机在执行不同任务时,载油量和有效载重相异,起飞重量也就不同。其中最大者称最大起飞重量。

6.6 设计飞行重量 flight design weight

用于设计无人机机体、考核其强度的飞行重量。其他如设计着陆重量等与此相似。

6.7 发射重量 launching weight

对于空中发射和火箭助推发射的无人机,发射点火前飞机重量。

附加说明：

本规范由中国航空工业总公司提出

本规范由中国航空工业总公司三〇一研究所归口

本规范由中国航空工业总公司西北工业大学、北京航空航天大学、南京航空航天大学、三〇一研究所、总参炮兵装备技术研究所等起草。

本规范主要起草人：耿文娟、叶 烽、卫本琦、张学平、姜立民、周康生、袁培益、徐以伟、费泽寅、许小飞、黄洁生。

计划项目代号：2HK26。