



# 中华人民共和国国家军用标准

FL 1111

GJB 67.8A-2008  
代替GJB 67.8-1985、GJB 67.13-1990

## 军用飞机结构强度规范 第8部分：振动和航空声耐久性

Military airplane structural strength specification  
Part 8: Vibration and aeroacoustic durability

2008-10-31 发布

2008-12-01 实施

中国人民解放军总装备部 批准

## 目 次

前言	IV
1 范围	1
2 引用文件	1
3 要求	1
3.1 一般要求	1
3.1.1 材料、设计和构造	1
3.1.2 声和振动载荷及耐久性	1
3.1.3 振动预计	2
3.1.4 局部振动	2
3.2 详细要求	2
3.2.1 声和振动载荷源	2
3.2.2 环境控制	3
3.2.3 结构振动	3
3.2.4 设备振动	4
3.2.5 发动机减振安装系统	4
3.2.6 空勤人员工效性和乘员舒适性	4
3.2.7 外来物撞击损伤	7
4 验证	7
4.1 结构动力学分析	7
4.1.1 声和振动载荷	7
4.1.2 动响应分析	8
4.1.3 声和振动疲劳寿命分析	8
4.1.4 更改	8
4.2 结构动力学实验室试验	8
4.2.1 研制性试验	8
4.2.2 鉴定性试验	9
4.2.3 振动耐久性试验	9
4.2.4 声耐久性试验	9
4.2.5 外来物撞击试验	10
4.3 飞机地面试验	10
4.3.1 飞机地面振动模态试验	10
4.3.2 航空声地面试验	10
4.3.3 喷气偏转板声和热的环境试验	10
4.4 结构动力飞行试验	11
4.4.1 飞行参数	11
4.4.2 振动飞行试验	11
4.4.3 航空声飞行试验	12
4.5 文件和报告	12

5	交货准备	13
6	说明事项	13
6.1	术语和定义	13
6.2	符号和缩略语	14
6.2.1	符号	14
6.2.2	缩略语	15
附录 A	(规范性附录) 结构动力学设计的工程要求	16
A.1	飞机结构抗振动与噪声的设计要求及其验证	16
A.1.1	保证结构动强度以及振动与声耐久性的设计要求及其验证	16
A.1.2	防止过度振动的设计要求及其验证	16
A.1.3	保障空勤人员工效性及乘员舒适性的设计要求及其验证	16
A.1.4	保障设备系统声与振动环境适应性的设计要求及其验证	16
A.1.5	结构耐撞击特性的设计要求及其验证	16
A.2	振动和噪声的控制设计	16
A.2.1	动力装置的减振安装	16
A.2.2	结构抗振与抗噪声设计	16
A.2.3	驾驶舱与乘员舱的振动、噪声控制设计	16
A.2.4	设备、系统的局部振动、噪声环境控制	16
A.2.5	重要结构、设备的减振设计	17
A.3	结构动力学设计	17
A.3.1	结构动力学设计的对象	17
A.3.2	结构动力学设计的分类	17
A.3.3	结构动力学设计的方法	17
A.4	严重振动部位的振动设计	17
A.4.1	严重振动部位的定义	17
A.4.2	抗炮击振动设计	17
A.4.2.1	抗炮击振动设计要求	18
A.4.2.2	炮振载荷预计	18
A.4.2.3	炮振载荷实测	8
A.4.2.4	炮振响应分析	18
A.4.2.5	炮振设计	18
A.4.2.6	炮振试验验证	18
A.4.3	进气道振动设计	18
A.4.3.1	结构设计要求	18
A.4.3.2	振动源及其动强度分析	18
A.4.3.3	噪声源及声响应分析	18
A.4.3.4	试验验证	18
A.5	内埋武器舱的振动与噪声设计	19
A.5.1	内埋武器舱的振动与噪声设计要求	19
A.5.2	内埋武器舱的设计措施	19
A.6	带推力矢量发动机安装结构的振动设计	19
A.6.1	带推力矢量发动机安装结构的振动设计要求	19
A.6.2	带推力矢量发动机安装结构的振动设计与验证	19

A.7 油箱、管路抗振设计·····	20
A.7.1 设计要求·····	20
A.7.1.1 抗振设计要求·····	20
A.7.1.2 安装设计要求·····	20
A.7.2 振动分析·····	20
A.7.2.1 振动特性分析·····	20
A.7.2.2 振动应力分析·····	20
A.7.3 验证试验·····	20
A.8 设备安装的振动设计与验证·····	21
A.8.1 设备安装的振动设计原则·····	21
A.8.2 设备安装的分析与验证·····	21
A.9 导弹悬挂和抗导弹发射振动设计·····	21
A.9.1 振动载荷·····	21
A.9.2 安装设计要求·····	21
A.9.2.1 组合外挂安装要求·····	21
A.9.2.2 发射装置安装要求·····	22
A.9.2.3 导弹安装要求·····	22
A.9.3 振动分析·····	22
A.9.4 验证试验·····	22
A.10 抗鸟撞和外来物撞击振动设计·····	22
A.10.1 抗鸟撞和外来物撞击载荷预计·····	22
A.10.2 抗鸟撞和外来物撞击的设计要求·····	22
A.10.2.1 抗鸟撞和外来物撞击的振动设计要求·····	22
A.10.2.2 被撞击结构的变形要求·····	23
A.10.3 鸟撞和外来物撞击试验·····	23
A.10.4 综合评估·····	23

## 前 言

本版国家军用标准《军用飞机结构强度规范》是对 GJB 67.1~GJB 67.13 的修订,由以下部分组成:

- GJB 67.1A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 1 部分:总则》(代替 GJB 67.1—1985);
- GJB 67.2A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 2 部分:飞行载荷》(代替 GJB 67.2—1985);
- GJB 67.3A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 3 部分:其他载荷》(代替 GJB 67.3—1985);
- GJB 67.4A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 4 部分:地面载荷》(代替 GJB 67.4—1985);
- GJB 67.5A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 5 部分:水上飞机的水载荷》(代替 GJB 67.5—1985);
- GJB 67.6A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 6 部分:重复载荷、耐久性和损伤容限》(代替 GJB 67.6—1985);
- GJB 67.7A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 7 部分:气动弹性》(代替 GJB 67.7—1985);
- GJB 67.8A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 8 部分:振动和航空声耐久性》(代替 GJB 67.8—1985、GJB 67.13—1990);
- GJB 67.9A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 9 部分:地面试验》(代替 GJB 67.9—1985);
- GJB 67.10A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 10 部分:飞行试验》(代替 GJB 67.10—1985);
- GJB 67.11A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 11 部分:结构生存力》(代替 GJB 67.11—1985);
- GJB 67.12A—2008 《军用飞机结构强度规范 第 12 部分:文件和报告》(代替 GJB 67.12—1985);
- GJB 67.14—2008 《军用飞机结构强度规范 第 14 部分:复合材料结构》。

本部分代替 GJB 67.8—1985《军用飞机强度和刚度规范 振动》和 GJB 67.13—1990《军用飞机强度和刚度规范 声疲劳》,是在总结相关国军标使用情况和国内外经验的基础上,结合军用飞机研制和发展的需要编写的。本部分与 GJB 67.8—1985 和 GJB 67.13—1990 相比,有以下重大的技术变化:

- a) 首次提出了设计不确定系数以及分散系数等概念,并给出了具体数值;
- b) 增加了规范性附录《结构动力学设计的工程要求》,该附录反映了我国多年来型号研制和预研工作的经验总结。

本部分附录 A 是规范性附录。

本部分由中国人民解放军空军提出。

本部分由中国人民解放军空军装备部综合计划部归口。

本部分起草单位:601 所、飞行试验研究院、623 所、空军装备研究院航空所、611 所、第一飞机设计研究院。

本部分主要起草人:施荣明、钟德均、齐丕骞、李航航、黄文超、赵江楠、曾 宁、谭中刚、陈忠明。

GJB 67.8 于 1985 年首次发布。

GJB 67.13 于 1990 年首次发布。

# 军用飞机结构强度规范

## 第 8 部分：振动和航空声耐久性

### 1 范围

本部分规定了军用飞机设计和制造中振动和航空声耐久性的一般和详细设计要求与准则：

- a) 控制结构振动；
- b) 防止在飞机使用寿命期内由于振动、航空声和其他动载荷引起的机体结构或结构部件的疲劳破坏；
- c) 保证空勤人员工效性和乘员舒适性的要求；
- d) 规定为验证符合设计要求所需的振动和航空声分析、实验室试验、地面试验、飞行试验和结构动力学设计的工程要求。

本部分适用于各类军用飞机(不含直升机)的订货、设计和验证，也是签订合同的依据之一。对于具体型号应按合同条款执行。

### 2 引用文件

下列文件中的有关条款通过引用而成为本部分的条款。凡注日期或版次的引用文件，其后的任何修改单(不包含勘误的内容)或修订版本都不适用于本部分，但提倡使用本部分的各方探讨使用其最新版本的可能性。凡不注日期或版次的引用文件，其最新版本适用于本部分。

- GJB 67.1A-2008 军用飞机结构强度规范 第 1 部分：总则  
 GJB 67.6A-2008 军用飞机结构强度规范 第 6 部分：重复载荷、耐久性和损伤容限  
 GJB 67.9A-2008 军用飞机结构强度规范 第 9 部分：地面试验  
 GJB 67.12A-2008 军用飞机结构强度规范 第 12 部分：文件和报告  
 GJB 150(所有部分) 军用设备环境试验方法  
 HB 5830.5 机载设备环境条件及试验方法 振动

### 3 要求

#### 3.1 一般要求

##### 3.1.1 材料、设计和构造

所用材料、设计和构造应使飞机结构在使用寿命期内不致产生疲劳裂纹、有害的或过度的振动。上述要求将适用于全部设计使用范围。通过动力分析以及实验室试验、地面试验和飞行试验来证明所设计的飞机不会产生疲劳裂纹、有害的或过度的振动。此外，按照破损-安全原则设计的部件，不能因振动造成的损伤导致灾难性的破坏。

##### 3.1.2 声和振动载荷及耐久性

###### 3.1.2.1 设计要求

飞机的设计不应由于 3.2.1 的声和振动载荷在 3.1.2.2 的作用时间内引起结构动态疲劳破坏。飞机的设计应分别满足 3.1.2.3 和 3.1.2.6 的设计不确定系数和破损安全要求，以及 GJB 67.6A-2008 规定的耐久性和损伤容限要求。

###### 3.1.2.2 作用时间

声和振动载荷的累计作用时间应与 GJB 67.6A-2008 规定的飞机使用寿命和使用谱以及所有速度直到  $V_L$  或  $M_L$  时的计划使用情况和任务剖面相一致。

在下列特定情况下，作用时间应是：

- a) 飞机在舰上弹射器的弹射位置，以最大功率的作用时间为 30s；
- b) 在升起喷气偏转板后，飞机准备再次弹射的作用时间为 30s；
- c) 飞机在地面以最大功率滑跑，每 50 飞行小时，作用时间取为 15min；
- d) 发动机以最大功率在地面开车工作状态，每 50 飞行小时，作用时间取为 15min。

### 3.1.2.3 设计不确定系数和分散系数

飞机应满足下列设计要求：

- a) 航空声和振动载荷的设计不确定系数：在振动载荷作用条件下，结构和结构部件的设计不确定系数为 1.5；在航空声载荷作用下，结构和结构部件的设计不确定系数为 3.5dB；
- b) 分散系数：在验证飞机结构和结构部件的声和振动疲劳寿命时，3.1.2.2 中声和振动使用寿命的分散系数应取为 2.0。

设计中，应在预计的航空声压级上加不确定系数 3.5dB，在预计的振动载荷上乘不确定系数 1.5。对疲劳寿命预计，应在根据飞机使用寿命和使用方法得到的 3.1.2.2 作用时间上乘分散系数 2.0。

### 3.1.2.4 系统

飞机系统和分系统的下列有关结构部件，在规定的周期内，应能经受航空声和振动载荷而功能不受损害：

- a) 如果任何有关结构单个部件的损坏可能导致飞机失控，危及乘员的安全，或导致机体灾难性的破坏，则该部件应满足损伤容限的要求；
- b) 在机体使用寿命期内，使用中不可检、不可修理。

### 3.1.2.5 内部噪声

内部噪声级应根据空勤人员所在工作或休息的环境要求确定，并考虑乘员在该环境中工作或休息的时间，以满足空勤人员工效性和乘员舒适性的要求。

### 3.1.2.6 破损安全结构完整性

飞机设计应满足破损安全要求，以便如果声和振动载荷引起了损坏，也不应引起灾难性的破坏。

### 3.1.2.7 设备架

托架和支架的设计应防止由于托架和支架结构对基础激励的放大而引起设备的过度振动响应。

### 3.1.3 振动预计

承制方应列出所研制飞机的各种振源并确定各种振动载荷的大致量级、振动类别(周期的、随机的、瞬态的)及其作用的位置或区域。承制方应计及在飞机各种特定的飞行状态下有关的振动载荷同时作用的情况，并基于此来预计飞机的振动量值。可将飞机分区以预计各区域的振动量值。

在进行分区时应根据各种振源的影响范围来定，避免作纯几何的划分。预计得出的振动量值可作为下列工作的依据：

- a) 设计构件或部件研制试验；
- b) 制定设备鉴定性试验标准；
- c) 控制乘员和设备所在部位的振动环境。

### 3.1.4 局部振动

飞机上的局部振动量值应限制在一定的范围内。当出现局部过度振动时，应采取相应的控制措施。

## 3.2 详细要求

### 3.2.1 声和振动载荷源

声和振动载荷环境应包括由下列载荷源(但不限于此)所产生的环境：

- a) 动力装置源：
  - 1) 螺旋桨噪声，包括桨叶通过载荷；
  - 2) 喷气涡流噪声；

- 3) 当飞机在舰上弹射器的弹射位置, 喷气偏转板升起时, 以及当飞机处在升起的喷气偏转板之后, 准备再次弹射状态时所经受的喷气涡流噪声;
  - 4) 压气机或风扇噪声;
  - 5) 燃烧噪声;
  - 6) 喷口不稳定噪声;
  - 7) 进气道不稳定噪声;
  - 8) 推力反向装置产生的载荷;
  - 9) 推力矢量装置产生的载荷;
  - 10) 所有可能与推进系统有关的其他源。
- b) 气动力源:
- 1) 附面层压力脉动;
  - 2) 尾流引起的振动和噪声;
  - 3) 空腔噪声;
  - 4) 基本压力脉动;
  - 5) 振荡激波;
  - 6) 各种舱门及减速板打开时产生的扰动;
  - 7) 武器发射时的压力冲击波;
  - 8) 飞机突出结构和不规则处表面, 例如发动机进气道前缘、机翼前缘外伸部分、雷达天线罩涡流发生器的尾迹涡系;
  - 9) 辅助动力装置的噪声;
  - 10) 所有可能和非定常气流现象有关的其他气动力源噪声。
- c) 机械源:
- 1) 旋转部件的不平衡;
  - 2) 武器发射力;
  - 3) 辅助动力源, 如: 泵、发电机和压气机;
  - 4) 燃料晃动;
  - 5) 所有其他机械现象。
- d) 其他动载荷源:
- 1) 阵风、抖振和外挂投放载荷;
  - 2) 滑行、着陆、弹射和着陆拦阻装置载荷;
  - 3) 着舰和着舰拦阻装置载荷。

### 3.2.2 环境控制

在初步设计阶段应采用把过度振动减至最小的技术。这些技术包括(但不限于)下列内容:

- a) 优化布置振动源, 如航炮、火箭、发动机和辅助动力装置;
- b) 用冲击波屏蔽装置、隔离装置隔离载荷源;
- c) 局部改变结构刚度使其避开某些振动频率;
- d) 避免使用会产生局部高强度扰流的空腔和凸出物;
- e) 使用阻尼材料;
- f) 在设备舱和空勤舱的空调系统中使用导流板和吸音材料。

### 3.2.3 结构振动

在飞机的使用寿命期内, 或可更换部件在其规定的使用寿命期内, 承受振动载荷的飞机主要结构不应产生过度振动或振动疲劳破坏。

在飞机初步设计阶段, 应按 3.1.3 的规定对整机的结构振动响应作初步预计。必要时, 应据此预计



按照 3.2.2 的要求采取措施来控制振动响应。对于飞机上预计会产生过度振动或振动疲劳寿命不足的所有部位，都应制订构件或部件研制试验要求。在修改飞机设计时，若此修改有可能改变其振动响应，则要求对改变后的振动做出新的预计。在进行第 4 章中所规定的构件或部件研制试验、地面模态试验和振动飞行试验的同时，也应不断改进振动预计。

3.2.4 设备振动

在飞机设备研制阶段，在设备所在位置上的预计的振动响应应作为制订设备鉴定试验标准的依据，并据此进行实验室振动功能和振动耐久性鉴定试验。若预计的振动响应值符合国军标 GJB 150 的有关要求时，按 GJB 150 的有关要求进行振动功能和耐久性试验。若不符合时，由承制方、试验单位和订货方协商解决。某些设备的最终试验要求应以振动飞行试验的结果为依据。在试验时，所用激励应尽量模拟使用中的振动特性。允许采用加速试验方法来缩短试验持续时间。

3.2.5 发动机减振安装系统

对螺旋桨飞机，应采用减振支持系统把动力装置安装在机体结构上。对喷气动力驱动的飞机，当发动机直接用吊舱安装在机体上时，则应采取措施把隔振支持系统包括进去，应使隔振支持系统安装在凭使用经验可以确定它们能够有效发挥作用的地方。

3.2.6 空勤人工效性和乘员舒适性

在飞机的有关部位，应对振动进行控制(采用主动或被动的隔振技术)，以保证人体全身振动暴露的空勤人工效性和乘员舒适性，以及在整个特定飞行任务期间为空勤组驾驶仪表、显示器和武器瞄准装置提供可接受的视觉敏锐度。在飞机爬升、下滑的非加速飞行以及从最小速度到最大速度间的加、减速平飞时，空勤人员承受的由座椅、地板、工作台、驾驶杆和脚踏等传递的三个方向的振动分量(加速度均方根值)不应超过图 1(表 1)和图 2(表 2)所规定的工效性降低界限。

为保证乘员舒适性，在暴露时间与上述工效性降低界限的暴露时间相同的条件下，应将图 1(表 1)和图 2(表 2)所示的振动量值除以 3.15(即降低 10dB)，即得到舒适性降低界限。

在声学环境下，空勤人工效性和乘员舒适性的降低界限应满足 3.1.2.5 的要求。

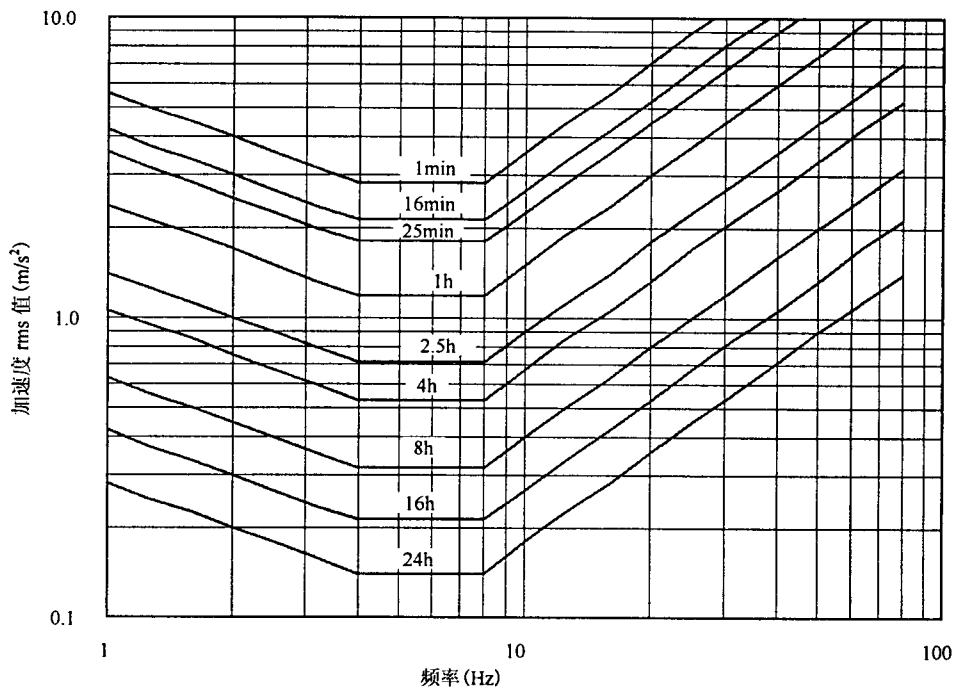


图 1  $a_z$  加速度界限—工效性降低限(横坐标为频率，以暴露时间为参数)

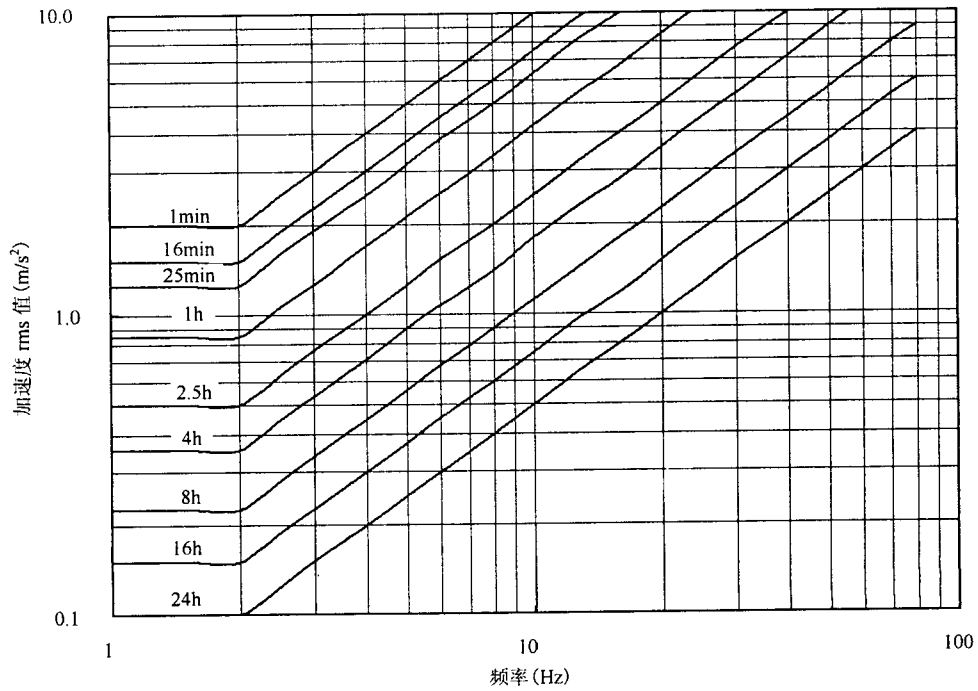


图2  $a_x$  或  $a_y$  加速度界限—工效性降低限(横坐标为频率, 以暴露时间为参数)

表1 Z轴向(脚或臀部到头方向)振动加速度  $a_z$  的工效性降低限数值

频率 Hz	加速度 rms 值 $m/s^2$								
	暴露时间								
	24h	16h	8h	4h	2.5h	1h	25min	16min	1min
1.00	0.280	0.425	0.630	1.060	1.400	2.360	3.550	4.250	5.600
1.25	0.250	0.375	0.560	0.950	1.260	2.120	3.150	3.750	5.000
1.60	0.224	0.335	0.500	0.850	1.120	1.900	2.800	3.350	4.500
2.00	0.200	0.300	0.450	0.750	1.000	1.700	2.500	3.000	4.000
2.50	0.180	0.265	0.400	0.670	0.900	1.500	2.240	2.650	3.550
3.15	0.160	0.235	0.355	0.600	0.800	1.320	2.000	2.350	3.150
4.00	0.140	0.212	0.315	0.530	0.710	1.180	1.800	2.120	2.800
5.00	0.140	0.212	0.315	0.530	0.710	1.180	1.800	2.120	2.800
6.30	0.140	0.212	0.315	0.530	0.710	1.180	1.800	2.120	2.800
8.00	0.140	0.212	0.315	0.530	0.710	1.180	1.800	2.120	2.800
10.00	0.180	0.265	0.400	0.670	0.900	1.500	2.240	2.650	3.550
12.50	0.224	0.335	0.500	0.850	1.120	1.900	2.800	3.350	4.500
16.00	0.280	0.425	0.630	1.060	1.400	2.360	3.550	4.250	5.600
20.00	0.355	0.530	0.800	1.320	1.800	3.000	4.500	5.300	7.100
25.00	0.450	0.670	1.000	1.700	2.240	3.750	5.600	6.700	9.000

表 1(续)

频率 Hz	加速度 rms 值 $m/s^2$								
	暴露时间								
	24h	16h	8h	4h	2.5h	1h	25min	16min	1min
31.50	0.560	0.850	1.250	2.120	2.800	4.750	7.100	8.500	11.200
40.00	0.710	1.060	1.600	2.650	3.550	6.000	9.000	10.600	14.000
50.00	0.900	1.320	2.000	3.350	4.500	7.500	11.200	13.200	18.000
63.00	1.120	1.700	2.500	4.250	5.600	9.500	14.000	17.000	22.400
80.00	1.400	2.120	3.150	5.300	7.100	11.800	18.000	21.200	28.000

表 2 X 轴向或 Y 轴向(背至胸或右侧至左侧) 振动加速度  $a_x$  或  $a_y$  的工效性降低限数值

频率 Hz	加速度 rms 值 $m/s^2$								
	暴露时间								
	24h	16h	8h	4h	2.5h	1h	25min	16min	1min
1.00	0.100	0.150	0.224	0.355	0.500	0.850	1.250	1.500	2.000
1.25	0.100	0.150	0.224	0.355	0.500	0.850	1.250	1.500	2.000
1.60	0.100	0.150	0.224	0.355	0.500	0.850	1.250	1.500	2.000
2.00	0.100	0.150	0.224	0.355	0.500	0.850	1.250	1.500	2.000
2.50	0.125	0.190	0.280	0.450	0.630	1.060	1.600	1.900	2.500
3.15	0.160	0.236	0.355	0.560	0.800	1.320	2.000	2.360	3.150
4.00	0.200	0.300	0.450	0.710	1.000	1.700	2.500	3.000	4.000
5.00	0.250	0.375	0.560	0.900	1.250	2.120	3.150	3.750	5.000
6.30	0.315	0.475	0.710	1.120	1.600	2.650	4.000	4.750	6.300
8.00	0.400	0.600	0.900	1.400	2.000	3.350	5.000	6.000	8.000
10.00	0.500	0.750	1.120	1.800	2.500	4.250	6.300	7.500	10.000
12.50	0.630	0.950	1.400	2.240	3.150	5.300	8.000	9.500	12.500
16.00	0.800	1.180	1.800	2.800	4.000	6.700	10.000	11.800	16.000
20.00	1.000	1.500	2.240	3.550	5.000	8.500	12.500	15.000	20.000
25.00	1.250	1.900	2.800	4.500	6.300	10.600	16.000	19.000	25.000
31.50	1.600	2.360	3.550	5.600	8.000	13.200	20.000	23.600	31.500
40.00	2.000	3.000	4.500	7.100	10.000	17.000	25.000	30.000	40.000
50.00	2.500	3.750	5.600	9.000	12.500	21.200	31.500	37.500	50.000
63.00	3.150	4.750	7.100	11.200	16.000	26.500	40.000	45.700	63.000
80.00	4.000	6.000	9.000	14.000	20.000	33.500	50.000	60.000	80.000

### 3.2.7 外来物撞击损伤

飞机机体应设计成能承受下列外来物撞击。对于出现频率大于或等于  $1 \times 10^{-7}$ /每次飞行的外来物撞击,飞机不应损毁,驾驶员或机组人员不应丧失操纵飞机的能力。对于出现频率大于或等于  $1 \times 10^{-5}$ /每次飞行的外来物撞击,飞机金属机体不应当有不可接受的损伤。不可接受的损伤是指对飞机战斗能力降低造成重要影响或需要高修理费用的损伤。

飞机外来物撞击包括:

- a) 鸟撞;
- b) 冰雹撞击;
- c) 跑道、滑行道和停机坪上的碎石撞击;
- d) 其他外来物撞击。

## 4 验证

### 4.1 结构动力学分析

#### 4.1.1 声和振动载荷

##### 4.1.1.1 声和振动载荷源

声和振动载荷环境由 3.2.1 所列的各种源引起。应对这些源进行评估以确定哪些源对所设计飞机是适用的。

##### 4.1.1.2 声和振动载荷环境预计

###### 4.1.1.2.1 振动和其他振荡环境

应预计与发动机和飞机在地面、舰上和飞行中操作有关的飞机的振动和其他振荡载荷环境。预计的环境应包括:

- a) 各种振动和其他振荡载荷环境的特性,包括:振动谱型(周期的、窄带随机、宽带随机或瞬态的)、加速度谱密度、三分之一倍频程带谱密度、冲击谱、频谱离散分量的频率,以及飞机在地面、舰上和飞行中在机体不同位置正常遇到这些载荷的适用范围。
- b) 发动机推力、空速、动压、武器系统的操作和其他重要操作变量的变化对振动和其他振荡载荷特性的影响。
- c) 为控制机体结构和乘员位置处的振动环境而实施的抗振设计的影响。
- d) 根据任务剖面 and 飞机使用寿命期内估计的飞行次数,导出各种振动和其他振荡载荷环境的持续时间。导出的持续时间应包括飞机在地面、舰上和飞行中的所有重要的使用阶段。

###### 4.1.1.2.2 航空声环境

应预计与发动机和飞机在地面、飞行中和舰上(包括喷气偏转板的前后)操作有关的近场航空声环境。预计的环境应包括:

- a) 各种航空声环境的特性,包括频谱的类型(连续的、离散的或混合的)、三分之一倍频带声压级和谱的离散分量的频率;
- b) 发动机推力、空速、动压和其他重要操作变量的变化对航空声环境特性的影响;
- c) 在各个主要的操作阶段和发动机的各种功率状态下对飞机的外部表面计算的航空声载荷分贝(总声压级)等值线图;
- d) 根据任务剖面分析和飞机使用寿命期间估算的飞行次数确定的各种航空声环境作用时间。作用时间应考虑飞机在地面、舰上和空中的所有重要使用阶段。

此外,还应预计内部声环境,并在预计的数据中包含上述 a)、b) 和 d) 所规定的的数据。

必要时,还应预计武器舱在装和不装武器时的声环境,以及武器舱门开和不开时的声环境。预计的数据中应包含上述 a)、b) 和 d) 所规定的的数据。

###### 4.1.1.3 声和振动载荷谱的编制

飞机结构声和振动载荷谱应根据结构所经受的噪声和振动载荷值与对应的频率范围,以及声和振动载荷作用所经历的时间进行编制。在条件允许的情况下,应根据各飞行任务剖面噪声和振动环境测试数据,依次得到“飞行状态~时间”谱、“飞行状态~声或振动载荷”谱、“声或振动载荷~时间”谱,再综合得到声或振动载荷频谱图,即声或振动载荷谱。条件不允许时,在设计阶段则可参照同类飞机噪声和振动环境测试结果和噪声或振动载荷谱,采用工程预计方法进行噪声和振动载荷谱编制。

#### 4.1.2 动响应分析

##### 4.1.2.1 振动响应分析

应进行振动响应分析,以确定由外部动载荷引起的结构元件中的动力内载荷和内应力。外部动载荷应包括下列内容:

- a) 3.2.1 所规定的阵风、抖振和外挂物投放;
- b) 3.2.1 所规定的滑行、着陆、着舰、舰上起飞和拦阻着舰。

##### 4.1.2.2 声响应分析

应进行声响应分析,以确定飞机结构在噪声载荷作用下所产生的动应力响应。在确定结构形式和声载荷谱之后,必须进行声响应应力分析,其中包括在噪声载荷作用下的结构关键部位的预计。

##### 4.1.2.3 外来物撞击响应分析

应进行外来物撞击响应分析,以确定飞机机体结构符合 3.2.7 的外来物撞击损伤要求。

#### 4.1.3 声和振动疲劳寿命分析

声和振动疲劳寿命的预计方法应征求订货方同意,并应基于下列参数进行:

- a) 动响应载荷,以及分散系数为 2.0 的暴露时间。
- b) 材料特性。优先选用试验得到的随机幅值  $S\sim N$  数据及  $S\sim N$  曲线。
- c) 缺口、表面粗糙度和任何其他应力集中部位的几何参数。
- d) 综合的环境效应,除动载荷以外,还包括高温或低温、蠕变、腐蚀、压差、飞行和地面载荷。

#### 4.1.4 更改

在下列所述的任一情况下,应对声和振动环境预计、动响应分析以及声和振动疲劳寿命预计同时进行修改:

- a) 任务剖面的更改。
- b) 影响飞机结构动响应特性的结构设计的更改。
- c) 在完成实验室或风洞实验、地面振动模态试验后,飞机的动力数学模型的修正。
- d) 在完成航空声和振动的地面和飞行试验后,预计的载荷环境与实测环境有较大差别。只要有足够的可用数据,应以试验数据为依据,利用参数统计法求出最大预计环境值。应检验这些数据是否与假定的分布基本吻合。最大预计环境应这样确定,即在至少 90% 的置信度下,得到等于或大于 95% 的值。在数据样本不足三个的情况下,为了计及环境的可变性,应采用 3.5dB 的不确定系数。

#### 4.2 结构动力学实验室试验

##### 4.2.1 研制性试验

##### 4.2.1.1 部件振动模态试验

##### 4.2.1.1.1 自由——自由振动模态试验

为验证和修改(如果需要的话)翼面部件的动力学模型,应进行部件自由——自由振动模态试验,以确定模态频率、振型和模态阻尼系数。试验件应包含操纵面、调整片、前缘襟翼、后缘襟翼、全动操纵面、水平安定面(无升降舵)、垂直安定面(无方向舵)、腹鳍和机翼扭矩盒。这些试验应在研制阶段的早期所制造的部件上进行。

##### 4.2.1.1.2 螺旋桨桨盘模态

对于涡轮螺旋桨发动机,应将带螺旋桨的发动机安装到刚性结构上,借助连接于桨毂的激振设备,

测量螺旋桨桨盘的俯仰和偏航固有频率。另外，也应测量螺旋桨的弯曲和扭转模态。

#### 4.2.1.1.3 挂架振动模态试验

为验证挂架构件的动力学模型，应进行用夹具安装的挂架振动模态试验，以确定挂架系统的模态频率、振型和模态阻尼系数。试验样机应由机翼—挂架连接结构、挂架、挂架—外挂物连接结构和外挂物组成。如果外挂物的质量特性是可变的，例如在燃油箱中，则必须试验空油、半油、85%满油和100%满油的情况。对于所有在夹具(试验台)上的外部悬挂物—挂架装置，至少应测量下列频率：

- a) 偏航频率；
- b) 俯仰频率；
- c) 侧向平动频率。

#### 4.2.1.2 构件和部件研制试验

应尽量模拟实际振源进行构件或部件耐久性试验。试验时允许采用加速试验方法来缩短试验持续时间。所考虑的振源包括(但不限于此)气动——声激励、武器发射产生的机械激励和爆炸波激励、发动机喷气噪声以及地面滑跑等。应根据得到的试验数据不断改进构件或部件的设计。有条件的话，在设计中应能反映出在试验中尚不能充分模拟的某些因素，例如联合环境的影响。

### 4.2.2 鉴定性试验

#### 4.2.2.1 配重连接件验证试验

试验应包括配重安装刚度试验、静强度极限载荷试验和振动耐久性试验。

#### 4.2.2.2 设备振动鉴定

对设备的要求应通过试验、论证或类比来鉴定。振动鉴定试验的要求应符合3.2.4的规定。

- a) 振动鉴定试验。若设备是新设计的，则应按3.2.4的规定进行振动鉴定试验。若现用的及改进的设备不满足4.2.2.2.b)或4.2.2.2.c)的要求，也应按3.2.4的规定进行振动鉴定试验。
- b) 论证。对于已经试验鉴定合格的设备，如用在具有相近振动环境的其他飞机上时，根据以前的使用情况，只要该设备有足够长的平均无故障时间，则无需再做振动鉴定试验即可使用。
- c) 类比。对于和以前试验鉴定合格的设备相类似，而又准予装在具有相近振动环境的其他飞机上的设备，如系由同一工厂生产，则无需再做振动鉴定试验即可使用。

#### 4.2.3 振动耐久性试验

对易受振动激励(来自声学激励以外的振源)的飞机结构件，用预计环境1.5倍的振动水平预计疲劳寿命，当其预计的疲劳寿命值小于要求的疲劳寿命时，应进行构件研制试验。这种试验应在模拟预计环境1.5倍的加速度下进行，以验证结构件具有分散系数为2的使用寿命。之后，可持续试验到分散系数为4的使用寿命(当主要结构发生不可修复的破坏时终止)。在模拟振动环境时，如果要求试验持续时间小于试件承受使用激励载荷所经历的持续时间，可采用加速试验。

对舰载机尾翼结构，应进行尾翼(含后机身)动态疲劳试验，即除应进行机动载荷疲劳试验外，还应在试验大纲中尽可能早地进行尾翼(含后机身)动态疲劳试验。动态疲劳试验应以全尺寸研制飞机在振动和声学飞行试验中所测得的动态数据为基础。用模拟预计环境1.5倍的模拟动态载荷环境进行这种试验，应一直试验到分散系数为2的使用寿命。之后，可持续试验到分散系数为4的使用寿命(当主要结构发生不可修复的破坏时终止)。

### 4.2.4 声耐久性试验

#### 4.2.4.1 部件试验

部件试验应在飞机结构部件上进行，以确定其预期的使用寿命，并验证声疲劳大纲的分析。这些试验应在声疲劳大纲的设计和分析阶段完成，并尽可能在最终设计完成之前，对发现其疲劳寿命不足的部件，进行重新设计和重新试验。

做声疲劳试验备用的内部和外部结构部件和组件，应根据飞机划分的各个区域来选择，应包括(但不限于)以下情况：

- a) 不能准确预计其疲劳寿命的结构部件,如未经试验的或新材料组成的结构部件、非常规的设计构形和轻结构部件;
- b) 受到大于 140dB 的预计声压级作用的结构部件;
- c) 在比预计的环境噪声大 3.5dB 的声压级下所预计的寿命低于要求的寿命的结构部件。

#### 4.2.4.2 全尺寸试验

在基于 3.1.2.2 由任务剖面所确定的作用时间内,根据 4.1.2.2 分析表明是疲劳危险的机体的所有区域或结构危险部位,应进行飞行和地面航空声载荷和动响应测量。为验证基于飞行和地面测量环境的航空声耐久性,要求做机体试验。试验件应是全机或部分机体全尺寸结构。如果飞机较小的区域受到航空声疲劳的影响,则按 4.2.4.1 进行部件试验。

#### 4.2.4.3 试验环境

声疲劳试验应进行到分散系数为 2 时的使用寿命为止,所加的声压级比模拟的预计环境大 3.5dB。必要时,应采用含有声环境的联合模拟环境(如温度、振动和压力)。

#### 4.2.5 外来物撞击试验

应通过试验充分验证飞机机体能够承受 3.2.7 规定的外来物撞击,以保证在发生外来物撞击时,飞机的性能不会降低,也不会出现不可接受的修复或停飞。

### 4.3 飞机地面试验

#### 4.3.1 飞机地面振动模态试验

在新研制飞机或结构动力特性发生变化的改型飞机首飞以前,应进行飞机地面振动模态试验。

#### 4.3.2 航空声地面试验

##### 4.3.2.1 试验要求

应进行航空声地面试验,所测得的数据和飞行试验数据一起来检验或修正(如果需要)预计的航空声环境、声载荷和有关结构响应。并确定验证试验中模拟的声环境和声载荷,验证飞机在使用寿命期内机体结构部件不会发生声疲劳破坏。

飞机应以静止状态放置在一个开阔的平地上,在离飞机 50m 范围内除地面外没有大的反射面。

试验场地应无降水(雨、雪),风速不大于 28km/h,相对湿度在 20%~95%之间。

##### 4.3.2.2 试验状态

所有发动机应同时在全功率(如果发动机装有加力燃烧室,则是开加力状态,否则以最大功率)状态工作。其他预计有可能出现高声级的发动机状态和反推力装置工作状态也应作为测量状态。

##### 4.3.2.3 传感器位置

测量飞机声环境和结构的响应特性,传感器一般布置在下列位置:

- a) 对声疲劳敏感的飞机所有区域,包括进气道和可动操纵面的附近;
- b) 空勤舱、乘员舱,以及预计的总声压级等于或大于 130dB 的任何其他隔舱;
- c) 声载荷测量时,传声器敏感元件应在感兴趣点上结构表面的 10cm 范围内。

#### 4.3.3 喷气偏转板声和热的环境试验

##### 4.3.3.1 试验要求

应通过试验验证飞机结构能经受喷气偏转板前后的声环境和热环境,而对飞机结构、结构部件或发动机的工作无有害影响。

##### 4.3.3.2 试验配置

飞机应按下列情况在喷气偏转板的前后进行试验:

- a) 试验飞机在喷气偏转板前面:应把试验飞机放在喷气偏转板前面的三个位置上,以模拟舰上最严重的待发位置。这些位置应在从弹射器的零位到喷气偏转板铰链轴线 18m~21m 之间。
- b) 试验飞机在喷气偏转板后面:试验飞机放在喷气偏转板后面的位置,另一架飞机放在喷气偏转板的前面。在喷气偏转板前面的这架飞机应从服役飞机中选择。这样,这架飞机与喷气偏转板

的组合将在位于喷气偏转板后面的试验飞机上产生最严重的环境。喷气偏转板后面的试验飞机要求如下两种位置：

- 1) 试验飞机直接居中放置在喷气偏转板的后面，飞机的中心线垂直于喷气偏转板的铰链轴线；
- 2) 试验飞机直接在喷气偏转板的后面，飞机的中心线与喷气偏转板铰链轴线成 45°角。

#### 4.3.3.3 试验状态

试验场地应无雪和水。试验应在风速不大于 28km/h，环境温度不超过 27℃和相对湿度在 40%~80% 之间进行。

- a) 试验飞机在喷气偏转板前面：在喷气偏转板前面的试验飞机的所有发动机，应以中等推力开车，其开车时间不少于为达到平衡结构温度所需的时间。然后以最大推力开车不少于 30s。
- b) 试验飞机在喷气偏转板后面：在喷气偏转板前面的飞机应在中等推力下稳定 60s，接着在最大推力下稳定不少于 30s。喷气偏转板后面的试验飞机，其所有的发动机应在慢车状态下工作。

#### 4.3.3.4 传感器位置

测量飞机的声和热环境，传感器一般布置在下列位置：

- a) 传声器敏感元件在感兴趣点上结构表面的 10cm 范围内；
- b) 飞机所有的关键外部表面，包括在可动操纵面（操纵面处于各种位置，包括航空声载荷最严重的位置）附近，以及对声疲劳损伤最敏感，且受到的声压级超过 140dB 的表面区域。

### 4.4 结构动力飞行试验

#### 4.4.1 飞行参数

应在试验飞机上安装测试仪器，一般测量下列飞行参数：

- a) 空速、马赫数、压力高度、燃油量和发动机转速；
- b) 迎角、倾斜角、侧滑角和操纵面位置；
- c) 飞机法向、侧向和纵向线加速度，飞机滚转、俯仰和偏航角速度；
- d) 与结构（如武器舱门位置）有关的其他飞行参数。

#### 4.4.2 振动飞行试验

##### 4.4.2.1 试验状态

应在地面和飞行状态下进行振动测量，试验状态应根据不同的型号需求选择不同的状态。

##### 4.4.2.2 振动传感器位置

###### 4.4.2.2.1 飞机分区

测量振动环境时，应把飞机分成若干区，在每个区的一些部位上进行测量。飞机的分区应根据试验飞机的具体情况决定。

###### 4.4.2.2.2 振动测量点的布置原则

振动测量点的布置应遵循如下原则：

- a) 根据飞机划分的区域布置；
- b) 根据实际振源及其影响区域、飞机结构和有关设备的特点布置；
- c) 根据可能会产生大振幅振动或其破坏会危及飞行安全的部位布置；
- d) 在设备安装比较集中的部位和在其他需要测量的位置布置。

###### 4.4.2.2.3 振动传感器在设备和结构上的安装位置

应根据飞机的具体情况选定振动传感器的安装位置。

###### 4.4.2.2.4 振动传感器在乘员所在部位的安装位置

应根据飞机的具体情况选定振动传感器的安装位置。

##### 4.4.2.3 振动传感器的安装要求

振动传感器的安装应符合下列要求：



- a) 振动传感器应和被测部位刚性连接, 附加质量应尽可能小;
- b) 振动传感器的轴向灵敏轴(即主轴)应和被测振动轴向一致;
- c) 振动传感器可通过安装支架和结构被测部位刚性连接, 传感器和安装支架的组合件不应使结构被测部位的响应特性产生明显的影响;
- d) 应防止形成地回路和铺设的电缆抖动, 应防止振动传感器受潮或水渗入;
- e) 必要时, 应在飞机制造期间安装振动传感器或留有安装振动传感器的空间, 铺设好安装线路。

#### 4.4.2.4 振动数据分析

在进行振动数据分析时, 应特别注意分析带宽的选择要恰当, 若分析带宽偏小, 会引起振动量值偏大。

#### 4.4.2.5 振动数据归纳

对不同的目的应采用不同的归纳方法。

### 4.4.3 航空声飞行试验

#### 4.4.3.1 试验状态

应在地面和飞行状态下测量声载荷和动应变。试验状态应包括地面发动机起动到最大推力、起飞、爬升、在三个高度至少五个速度下的平飞和机动、下滑、着陆。飞行高度和速度应根据设计限制速度包线来选择, 包括能达到最大设计马赫数的最低高度, 开始出现跨音速效应的最低高度和能达到最大设计动压的最低高度。最低高度不应低于保证驾驶员和飞机飞行安全的最低高度。飞行机动应包括对称拉起、盘旋、加速和减速等。飞机在下列特定状态也应进行声载荷测量, 实际参数应与飞行任务要求一致:

- a) 打开加力燃烧室和辅助起飞装置;
- b) 在允许的范围内改变机翼后掠角(如果有);
- c) 武器发射时;
- d) 打开和开着武器舱门时;
- e) 打开减速板;
- f) 气流扰动如旋涡流动状态时。

#### 4.4.3.2 传感器位置

测量飞机声环境和结构的响应特性, 传感器一般布置在下列位置:

- a) 预计的声载荷会产生声疲劳问题的机体结构。此外, 下列区域也应测量:
  - 1) 后机身表面;
  - 2) 操纵面;
  - 3) 起落架舱内的表面;
  - 4) 动力装置进气口和排气口附近的结构表面;
  - 5) 在襟翼、扰流板和俯冲减速板后面的结构;
  - 6) 武器舱内的表面。
- b) 空勤舱和乘员舱, 以及预计总声压级等于或大于 130dB 的任何其他隔舱。

#### 4.4.3.3 传感器安装

##### 4.4.3.3.1 声载荷测量

测量飞机结构表面声载荷时(包括进气道的测量), 传声器应采用嵌入式安装方式, 其敏感元件感受面应与结构表面平齐。

##### 4.4.3.3.2 舱内声测量

对空勤舱和乘员舱, 传声器应安装在机上人员工作时的耳部附近。其他隔舱, 应根据测量目的, 确定传声器的安装位置。如测量目的是为了考虑设备的功效性和可靠性, 则传声器应尽可能安置在设备所在的位置或附近。如出于声疲劳的目的, 则传声器敏感元件应在感兴趣点上结构表面的 10cm 范围以内。

### 4.5 文件和报告

文件和报告应符合 GJB 67.12A—2008 的规定。

## 5 交货准备

本章无条文。

## 6 说明事项

### 6.1 术语和定义

GJB 67.1A—2008 确立的以及下列术语和定义适用于本部分。

#### 6.1.1 振荡 oscillation

一个参量的幅值相对于规定的基准随时间而变化的现象。

#### 6.1.2 振动 vibration

物体或质点相对于平衡位置做振荡运动的现象。

#### 6.1.3 过度振动 excessive vibration

使结构、系统、设备或其部件完全或部分丧失预定功能的振动。

#### 6.1.4 瞬态振动 transient vibration

由冲击引起的结构系统的短暂振动。

#### 6.1.5 随机振动 random vibration

一种非确定性的振动。亦即对未来任意时刻的瞬时幅值不能利用此前的时间历程来预测，而只能用统计方法来描述。

#### 6.1.6 宽带随机振动 broad-band random vibration

频率分量分布在较宽频率范围内的随机振动。

#### 6.1.7 窄带随机振动 narrow-band random vibration

频率分量仅分布在一个较窄频带内的随机振动。

#### 6.1.8 振动环境 vibration environment

由于基础作振动运动而对机载设备、系统和人员造成影响的范围。

#### 6.1.9 振动载荷 vibration load

作用在结构表面上的振动力、加速度的大小。

#### 6.1.10 振动耐久性 vibration durability

机体结构在振动载荷作用下或在振动环境中工作而不出现故障损伤的能力，常用相应的持续时间表示。

#### 6.1.11 振动控制 vibration control

为减轻振动作用而采取的设计措施或附加的处理措施。

#### 6.1.12 隔振 vibration isolation

通过隔离振动能量的传递来降低系统振动的一种方法。对振源进行隔离的称为第一类隔振，对振动响应进行隔离的称为第二类隔振。

#### 6.1.13 动力响应 dynamic response

在规定的条件下，由动态载荷激励引起的系统动态输出。

#### 6.1.14 动力学设计 dynamics design

按动力学的原理进行结构优化设计的一种方法，包括频率控制优化设计、响应控制优化设计以及频率响应综合控制优化设计等方法，它是对过去结构按静强度设计技术的一种发展。

#### 6.1.15 离散源 discrete source

能对飞机结构产生撞击并可能导致损伤的各种外来物(如冰雹、飞鸟、碎石和跌落的工具等)以及飞机内部结构(如发动机叶片等)的碎片。

6. 1. 16 平稳性 **stationary**

随机过程的统计特征参数不随时间改变的性质。

6. 1. 17 周期 **period**

对于循环出现的物理量, 一定量值及其变化趋势重复发生的最小时间间隔。

6. 1. 18 功率谱密度 **power spectral density**

单位带宽内随机变量的均方值, 它是随机振动的一种频域表示。

6. 1. 19 倍频程 **octave**

具有基频比率为 2 的两个信号频率之间的间隔。

6. 1. 20 倍频程带分析 **octave band analysis**

使用一组滤波器进行的分析, 滤波器的中心频率按一个倍频程分开, 其有效带宽是一个倍频程。

6. 1. 21 三分之一倍频程 **one-third octave**

具有基频比率为  $2^{1/3}$  (即 1.26) 的两个信号频率之间的间隔。

6. 1. 22 三分之一倍频程带分析 **one-third octave band analysis**

使用一组滤波器进行的分析, 滤波器的中心频率按三分之一倍频程分开, 其有效带宽是三分之一倍频程。

6. 1. 23 声压级 **sound pressure level**

声压与基准压力之比的常用对数乘以 20, 用分贝 dB 表示。对空气, 其基准压力是  $20\mu\text{Pa}$ 。

6. 1. 24 航空声环境 **aeroacoustic environment**

在规定边界范围内声压级的分布。

6. 1. 25 航空声载荷 **aeroacoustic load**

作用在结构表面上的声学噪声、扰动或分离的附面层脉动压力, 或振荡激波压力。

6. 1. 26 声载荷谱 **sound load spectrum**

对噪声测量中得到的各种状态的噪声数据, 按声耐久性分析或试验要求经过数据处理归纳获得的声载荷对频率的关系图。

6. 1. 27 声疲劳 **sonic fatigue**

在声载荷作用下, 结构中由脉动压力引起的快速交变应力导致的结构动态疲劳现象。

6. 1. 28 航空声耐久性 **seroacoustic durability**

机体结构在航空声载荷作用下或在航空声环境中工作而不出现故障损伤的能力, 常用相应的持续时间表示。

6. 1. 29 噪声控制 **noise control**

为降低噪声造成的危害而采取的设计或附加处理措施, 一般分为被动噪声控制和主动噪声控制两种。

6. 1. 30 隔声 **sound insulation**

通过在声源和受声点之间布置隔离物以降低受声点噪声的方法。

6. 1. 31 吸声 **sound absorption**

利用某种声学材料或特定声学结构吸收、消耗声能量以降低噪声的一种方法。

6. 2 符号和缩略语

6. 2. 1 符号

GJB 67.1A-2008 确立的以及下列符号适用于本部分:

$A$  —— 振幅;

$a$  —— 加速度;

$B$  —— 带宽;

dB —— 分贝;

$f$  —— 频率;

$G(f)$  —— 功率谱密度;

$L_p$  —— 声压级;

$M_L$  —— 限制马赫数;

$V_H$  —— 最大平飞速度。

#### 6. 2. 2 缩略语

GJB 67.1A-2008 确立的以及下列缩略语适用于本部分:

GVT —— 地面振动试验;

rms —— 均方根值;

PSD —— 功率谱密度。

## 附录 A

### (规范性附录)

#### 结构动力学设计的工程要求

##### A. 1 飞机结构抗振动与噪声的设计要求及其验证

###### A. 1.1 保证结构动强度以及振动与声耐久性的设计要求及其验证

设计应能保证飞机结构在所受声与振动载荷(也包括同时发生的其他有重要影响的载荷与环境)作用下具有足够的强度,包括满足规定的声与振动耐久性要求。此要求可通过动载荷与动强度分析、声疲劳及振动疲劳预计分析、设计研制试验、声与振动的耐久性试验以及综合的载荷和环境试验来验证。

###### A. 1.2 防止过度振动的设计要求及其验证

设计应能防止飞机结构产生过度振动,包括防止出现变形过大或不适当的间隙,或者出现分层、脱胶、渗漏等使有关结构功能降低或工艺要求丧失的故障。此要求可通过结构振动预计、动响应分析以及设计研制性试验来验证。

###### A. 1.3 保障空勤人员工效性及乘员舒适性的设计要求及其验证

应控制人员所在部位的噪声达到有关标准的规定,局部振动要求符合本部分的规定,防止对人员健康产生有害影响并不得降低空勤人员工效性和影响乘员舒适性。此要求应通过振动与噪声预计、设计研制性试验和声与振动飞行试验来验证。

###### A. 1.4 保障设备系统声与振动环境适应性的设计要求及其验证

应通过局部的振动与噪声环境控制设计,来保证机载设备、系统装机后在其使用寿命期内能以规定的可靠度正常的工作。此要求应通过振动与噪声环境预计、设计研制性试验、环境试验、可靠性试验以及飞行试验来验证。

###### A. 1.5 结构耐撞击特性的设计要求及其验证

设计应使飞机结构具有如下耐撞击特性:

- a) 飞机结构在各种着陆(着舰)情况下应具有足够的能量吸收能力;
- b) 有关局部结构受到外来物撞击产生的损伤和变形,应局限在规定的限度内,或者不妨碍飞机飞行安全和着陆(着舰);
- c) 在经受坠撞的极端情况下应尽量不造成燃油泄漏燃烧,不伤害乘员和不妨碍乘员离机。

这些要求可通过结构动力学分析、离散源撞击分析和试验、落震试验和坠撞试验来验证。

##### A. 2 振动和噪声的控制设计

###### A. 2.1 动力装置的减振安装

对飞机动力装置应采取减振安装设计,其中包括采用减振支架或减振支架加隔振器安装的设计方式。

###### A. 2.2 结构抗振与抗噪声设计

应采用结构动力学设计、阻尼附加设计及其他有效的结构减振、降噪设计,来实现保证结构动强度,避免过度振动并满足结构声与振动耐久性的设计要求。

###### A. 2.3 驾驶舱与乘员舱的振动、噪声控制设计

应采用隔声、隔振、吸声、吸振以及阻尼附加等设计技术,来保证空勤人员及乘员所在部位的振动和噪声水平分别符合 3.2.6 和 3.1.2.5 的要求。

###### A. 2.4 设备、系统的局部振动、噪声环境控制

为了降低设备、系统安装部位的局部振动与噪声水平,除可采取 A.2.3 中提出的减振降噪设计措施外,还可采取 3.2.2 中规定的设计措施。

### A. 2.5 重要结构、设备的减振设计

那些对声与振动敏感或对飞机安全有重要影响的结构、设备，应在分析预计的基础上采取针对性的声与振动控制设计措施，包括采取减(隔)振安装设计措施。这些结构、设备包括(但不限于)：

- a) 武器安装系统和武器瞄准系统；
- b) 各种整体油箱、金属油箱以及液压与燃油管系结构；
- c) 重要的空腔结构及内埋武器舱；
- d) 进气道、天线罩、腹鳍、翼尖配重结构等突出或暴露在气流中的结构；
- e) 可能发生扰流抖振的结构(如尾翼及有关舵面结构、减速板等)；
- f) 操纵系统拉杆、空速管等重要的细长结构；
- g) 辅助动力装置及其他具有声与振动源的设备、系统；
- h) 暴露在压力波作用区域的结构和易于受离散源撞击的结构；
- i) 重要的连接件、紧固件、支座和夹具等。

## A. 3 结构动力学设计

### A. 3.1 结构动力学设计的对象

结构动力学设计的对象包括以下几类(但不限于此)：

- a) 需控制频率特性的部件，如平尾、机翼等，由于飞机颤振特性的需求而对其某些部件的频率特性有特定的要求，此时，这些部件可先按设定的频率进行设计，然后再考虑其制造工艺可实现性，使之满足诸方面的要求；
- b) 需控制响应特性的部件和部位，如安装某机载设备的部位，它对响应(如位移)有一定的要求，则将此部位先按设定的位移值来进行设计，然后再对物理可实现性进行评估，使之满足诸方面的要求；
- c) 需控制阻尼特性的部件和部位，如飞机的腹鳍，要求它具有抗扰流抖振的能力，则此时可按阻尼特性来进行设计，阻尼大小可按控制应力或位移要求来进行设定；
- d) 需进行减振的结构部件和部位，如飞机发动机安装结构部位，则可加装合适的减振构件来达到减振的目的，以使发动机(振源)传给飞机结构的振动降至最小。

### A. 3.2 结构动力学设计的分类

结构动力学设计可分为以下几类：

- a) 频率设计，按设定的频率控制来设计某部件；
- b) 响应设计，按设定的响应控制值来设计某部件；
- c) 频率和响应的设计，按设定的频率和响应联合控制(同时满足两个要求)来设计某部件。

### A. 3.3 结构动力学设计的方法

结构动力学设计有如下方法：

- a) 频率优化设计方法，此方法可用于按频率设计部件的设计；
- b) 响应优化设计方法，此方法可用于按响应设计部件的设计；
- c) 综合结构元素质量、刚度和阻尼设计，此方法可用于有综合要求(如对频率、位移、阻尼均有要求)部件的设计。

## A. 4 严重振动部位的振动设计

### A. 4.1 严重振动部位的定义

严重振动部位是指动载荷占主要比例或易受振动损伤、损坏的部位，例如：飞机受炮击振动影响的结构部位、进气道和着陆钩等结构部位。

### A. 4.2 抗炮击振动设计

#### A. 4. 2. 1 抗炮击振动设计要求

应考虑瞬态振动载荷引起的振动响应和材料在快速交变载荷下的(动模量)性能下降。应通过理论分析或模拟试验求得振动响应,并研究有关射击频率与支持刚度的匹配关系,以寻求最佳组合。

#### A. 4. 2. 2 炮振载荷预计

##### A. 4. 2. 2. 1 载荷分类

炮振载荷根据作用方式可分为两种类型载荷:机械载荷(前冲、后座载荷)和噪声载荷(炮口压力波)。

##### A. 4. 2. 2. 2 载荷预计

应进行机械载荷和噪声载荷预计分析,供响应分析使用。

#### A. 4. 2. 3 炮振载荷实测

应进行飞机空中和地面炮振载荷实测与分析。

#### A. 4. 2. 4 炮振响应分析

应进行炮振响应和结构炮振振动疲劳分析。

#### A. 4. 2. 5 炮振设计

##### A. 4. 2. 5. 1 结构抗炮振设计

应进行结构横向、纵向构件的组合设计,找到由炮、横向构件、纵向构件组成的系统在一定振源下响应最小的结构组合。寻求最佳频率结构的设计组合,制定匹配设计曲线,把系统的响应值控制在曲线的谷值区域,保证响应值最小,同时,在设计中应尽可能考虑使用高阻尼的材料和结构形式。

##### A. 4. 2. 5. 2 设备抗炮振设计

要求设备及其支架组成的系统的固有频率避开炮击速率的基频、半频及其倍频,同时远离振源和蒙皮。

#### A. 4. 2. 6 炮振试验验证

安装在炮击影响区内的设备需进行炮振环境试验验证。具体试验验证方法详见 GJB 150 的规定。

#### A. 4. 3 进气道振动设计

##### A. 4. 3. 1 结构设计要求

###### A. 4. 3. 1. 1 金属结构设计要求

进气道结构是有内流的薄壁结构件,主要受噪声载荷作用。在结构设计中应主要考虑结构承受噪声载荷的能力。

采用金属结构设计进气道。框和隔板组成的网格要保证给蒙皮足够的刚度支持。同时,要考虑进气道结构细节,保证铆钉、钉孔等薄弱部位或应力集中部位满足飞机结构动力学设计要求。

###### A. 4. 3. 1. 2 复合材料结构设计要求

采用复合材料的结构设计,要对复合材料铺层进行设计和剪裁,保证满足飞机结构动力学设计要求。

##### A. 4. 3. 2 振动源及其动强度分析

###### A. 4. 3. 2. 1 振动源

进气道振动主要是由气动扰流引起。同时,由于附面层脉动压力达到一定量值后,应考虑蒙皮鼓动的问题。

###### A. 4. 3. 2. 2 动强度分析

进气道结构的动强度分析包括结构振动特性分析、振动响应分析和振动疲劳分析。

##### A. 4. 3. 3 噪声源及声响应分析

###### A. 4. 3. 3. 1 噪声源

对进气道结构,引起声疲劳损伤的主要噪声源是附面层压力脉动噪声。

###### A. 4. 3. 3. 2 声响应分析

应进行进气道结构噪声响应和声疲劳分析。

##### A. 4. 3. 4 试验验证

应进行全尺寸进气道试验件的蒙皮鼓动试验和声疲劳试验。

## A. 5 内埋武器舱的振动与噪声设计

### A. 5.1 内埋武器舱的振动与噪声设计要求

内埋武器舱的振动与噪声设计要求如下：

- a) 内埋武器舱门在打开的瞬间直至全开启的情况下，在振动和噪声载荷作用下，内埋武器悬挂装置应有足够的强度，内埋武器舱结构(包括内埋武器舱内结构、舱门结构及其支持结构)不应产生破坏并具有设计要求的寿命。
- b) 内埋武器舱门在全开启的情况下，在振动载荷作用下，内埋武器在推弹过程中应能承受最大推弹速度而不产生破坏。在弹射出武器舱时应能承受最大弹射过载而不产生破坏，也不应影响其正常功能的发挥。
- c) 内埋武器舱的舱门机构和推弹机构在振动和噪声载荷作用下，其机构的可靠性应能满足设计使用要求。

### A. 5.2 内埋武器舱的设计措施

为确保内埋武器舱的动强度，应做下列有关工作：

- a) 内埋武器舱在允许发射武器的飞行速度范围内，在舱门打开瞬间及全开启情况下的振动和噪声载荷的预计分析工作，可采用理论预计分析、风洞试验和实试验验证等方法来获得。
- b) 根据内埋武器舱的结构情况，选取典型构件并分别获取振动和噪声的动态疲劳 S~N 曲线。
- c) 在有了载荷和内埋武器舱结构布置的情况下，应进行振动和噪声的动特性和响应分析，通过分析，可寻找典型的强度薄弱部位。
- d) 对内埋武器舱结构，进行振动和噪声的耐久性估算。
- e) 对内埋武器舱结构进行减振和降噪设计。
- f) 对内埋武器舱结构，进行动强度验证试验，包括内埋武器舱及其有关部件的振动和噪声试验。对有关机构，进行可靠性试验。

## A. 6 带推力矢量发动机安装结构的振动设计

### A. 6.1 带推力矢量发动机安装结构的振动设计要求

带推力矢量的发动机安装结构应满足下列振动设计要求：

- a) 带推力矢量的发动机的推力方向不再是传统的单一方向，而是根据推力矢量喷口功能不同而有不同的方向和范围。此时的发动机安装结构应能承受由于推力矢量引起的静、动载荷，而不导致静力破坏并具有设计要求的寿命(应考虑静、动载荷迭加引起的振动耐久性问题)。
- b) 在可能情况下，应对发动机安装结构进行减振设计，以使发动机振源传给飞机结构的振动降至最低程度。

### A. 6.2 带推力矢量发动机安装结构的振动设计与验证

带推力矢量的发动机安装结构应进行以下振动设计、分析和验证：

- a) 带推力矢量发动机静、动载荷预计及发动机安装结构的受力分析。
- b) 根据推力矢量发动机安装结构的特点进行减振构件的设计及研制，并提供减振构件的性能测试报告及耐久性和可靠性测试报告。
- c) 将减振构件安装在恰当的环节上，既能减振又不影响正常执行发动机安装结构的常规功能。
- d) 对安装有减振构件的发动机安装结构进行理论的对比分析，即安装减振构件前后的减振效果的理论分析。
- e) 推力矢量发动机安装结构的减振效果的试验室模拟试验和装机验证试验。
- f) 对发动机安装结构在静、动载荷迭加作用情况下，进行有和无减振构件两种构形的振动耐久性



分析评估及试验验证。

- g) 选择某典型部位,在同样载荷作用下,进行有和无减振构件两种构形的减振效果的评估及试验验证。

## A.7 油箱、管路抗振设计

### A.7.1 设计要求

#### A.7.1.1 抗振设计要求

油箱、管路应满足下列抗振设计要求:

- 在选材、设计、制造等方面,应采取各种抗振措施,以避免发生有害的共振或过度振动;
- 在整个使用寿命期内或可更换构件在规定的更换周期内,应能正常、可靠地工作,应能承受各种振源引起的振动而无疲劳破坏;
- 凡失效或破坏可能危及飞行和飞行员安全的油箱、管路系统,应进行振动分析、地面模拟试验、鉴定试验及验证性试飞等,避免发生振动引起的事故;
- 应考虑当管内流体存在较大脉动和较大流速时对系统振动特性的影响,尤其应注意液固耦合引起过度振动时对系统功能乃至飞行安全的影响;
- 对油箱应进行抗晃振设计与控制,合理设计油箱隔板与开孔,确保油箱在各种动力环境下的密封与振动耐久性。

#### A.7.1.2 安装设计要求

油箱、管路应满足下列安装设计要求:

- 在总体布局允许的情况下,应尽可能使油箱、管路系统远离各种振动载荷源。并根据振动预计结果,设计、布置管路走向、安装支承位置及支承结构形式。
- 管路系统安装设计应能承受由振动、液压脉动以及机械—液压耦合振动所引起的各种动载荷,并确保导管及支承连接件(如紧固件、支架与卡箍等)在飞机使用寿命期内不产生振动破坏。
- 应尽可能使油箱、管路及其支架组成的系统固有频率避开机体结构固有频率以及发动机工作转速与液压泵工作转速等外界干扰频率。其系统固有频率应尽可能设计为低于外界干扰频率的1/3。
- 在导管制造、敷设和装配过程中,应尽可能减少对导管施加较大的装配应力及校正应力。
- 导管与导管之间,导管与结构和运动部件之间以及导管与其他系统之间,应有合理的、足够的间隙,以保证在最不利的制造公差、最严重的变形条件以及最严重的振动环境条件下不产生相互碰撞和磨损。

### A.7.2 振动分析

#### A.7.2.1 振动特性分析

油箱、管路应做如下振动特性分析:

- 对管路系统应进行振动特性分析,以确定其固有频率是否避开外界干扰频率;
- 对机外油箱(主要指机背油箱和副油箱)应分别进行满油、空油以及半油状态下的振动特性分析,以确定其固有频率是否避开机体结构固有频率。

#### A.7.2.2 振动应力分析

应进行管路系统振动应力分析,根据分析结果,可对管路系统提出各种振动响应量值控制要求,以避免发生过度振动。

### A.7.3 验证试验

油箱、管路应进行以下试验:

- 对于使用中经常出现振动故障以及受动载荷严重的部位,应进行导管组件振动耐久试验。
- 应在发动机地面开车分别为额定、最大和加力状态下,进行管路系统脉动压力和脉动应力测量,

以验证管路系统是否存在有害的脉动共振频率。

- c) 首飞前, 应进行全机管路系统的地面综合试验, 并对使用中经常出现振动故障以及受动载荷严重的部位进行振动测试, 以验证发动机转速、液压泵转速以及液压泵流量和压力的所有组合状态是否会引起管路系统的任何过度振动。
- d) 对机外油箱应分别进行满油、空油以及半油状态下的振动模态试验, 以确定模态频率、振型和模态阻尼系数。
- e) 应进行油箱(包括燃油箱和滑油箱)振动和静载联合试验。必要时, 还应进行油箱晃振试验, 以验证油箱的密封性与振动耐久性。

## A. 8 设备安装的振动设计与验证

### A. 8.1 设备安装的振动设计原则

设备安装的振动设计应遵循如下原则:

- a) 设备安装结构的材料选择、设计、制造等, 应采取各种抗振措施以避免发生有害的共振或过度振动, 在整个使用寿命期内, 不应发生因振动所导致的故障和破坏。
- b) 设备及其连接件必须紧固可靠并有保险装置, 不允许有松动或过大间隙。
- c) 应根据设备的频率和响应要求, 对设备进行安装的减振、隔振设计。减(隔)振器的物理参数如质量、刚度和阻尼, 应在有限的频率范围内有效地控制响应。

### A. 8.2 设备安装的分析与验证

设备安装应进行以下分析与验证:

- a) 凡失效或破坏可能危及飞机和飞行员安全的设备应进行振动分析、地面模拟试验、鉴定试验及验证性试飞等, 以避免发生振动引起的事故。
- b) 安装于振动源(如发动机)上或附近的设备, 需进行振动分析与试验, 以避免发生有害共振。
- c) 承受急剧冲击载荷的设备, 应计及冲击引起的动载荷效应和材料在快速加载下的性能变化, 通过计算分析与模拟试验确定冲击响应谱和持续时间。
- d) 安装于振动源(如发动机)上或附近的设备的连接件(如支架、卡箍等), 应进行振动特性分析与试验, 避免发生有害共振, 其固有频率应低于振源主要振动频率的 1/3。
- e) 应通过地面试验验证设备安装动态特性是否符合设计要求。
- f) 根据飞机提供的条件, 完成机载设备的振动功能和耐久性鉴定试验。振动环境试验应符合 GJB 150、HB 5830.5 和飞机型号的要求。

## A. 9 导弹悬挂和抗导弹发射振动设计

### A. 9.1 振动载荷

应确定以下振动载荷:

- a) 应确定或预计在陆上和舰上起飞、着陆和着舰时, 作用在组合外挂(包括导弹、发射架及挂架)上的动载荷;
- b) 应在规定的飞行包线范围内, 确定或预计作用在组合外挂上的动载荷及振动环境;
- c) 应确定或预计由于飞机作高性能机动飞行而作用在组合外挂上的动载荷及振动环境;
- d) 应在规定的飞行包线范围内, 确定或预计由于导弹发射和分离而作用在发射装置与机体结构上的瞬态冲击载荷。

### A. 9.2 安装设计要求

#### A. 9.2.1 组合外挂安装要求

组合外挂的安装应满足以下要求:

- a) 组合外挂在整个使用寿命期内应能承受各种振源引起的振动, 能正常、可靠地工作而无疲劳破

坏;

- b) 必要时,组合外挂的安装设计可采用附加阻尼材料以及减振、隔振措施,以达到降低振动响应的目的;
- c) 组合外挂的固有频率应尽可能避开机体结构的固有频率;
- d) 尽量消除或降低导弹与发射架之间、发射架与挂架之间以及挂架与机体结构之间的安装间隙,避免产生过度振动。

#### A. 9. 2. 2 发射装置安装要求

发射装置的安装应满足以下要求:

- a) 发射装置与飞机接口应具有支撑、限动和投放发射装置的功能,发射装置安装应尽量避免降低飞机与导弹的性能,并采用最佳承载途径。
- b) 发射装置与导弹接口应具有导弹的支撑、减振和限动功能。悬挂和减振装置的配置应使导弹携带和分离性能处于最佳状态。
- c) 发射装置应能约束承受气动载荷和惯性载荷的导弹。必要时应采用防摆动装置,以防止导弹和发射装置之间产生相对运动。

#### A. 9. 2. 3 导弹安装要求

为了消除导弹在发射装置中的摆动,导弹的安装应使用缓冲器,但不得妨碍导弹沿导轨的自由运动。缓冲器在装卸过程中应处于放松状态。

#### A. 9. 3 振动分析

应进行以下振动分析:

- a) 应把组合外挂与机体结构作为一整体,对其进行振动特性分析,以确定是否出现有害共振;
- b) 应按 A.9.1.a)~c) 的动载荷条件,对组合外挂进行振动响应分析和振动疲劳分析,并预计其振动疲劳寿命;
- c) 应按 A.9.1.d) 的动载荷条件,把组合外挂与机体结构作为一个整体,对其进行振动响应分析和振动疲劳分析,以确定由于导弹发射引起的瞬态冲击载荷对机体结构产生的影响,并预计其振动疲劳寿命。

#### A. 9. 4 验证试验

应进行以下试验:

- a) 应在夹具上进行单独组合外挂的振动模态试验,以确定组合外挂的动力学计算模型;
- b) 针对不同外挂构形,进行全机地面振动模态试验,以确定模态频率、振型和模态阻尼系数,并验证是否出现有害共振;
- c) 应按 A.9.1.b) 和 c) 的振动环境条件,对组合外挂进行挂飞状态和机动飞行状态的地面振动环境试验,以验证组合外挂结构是否能经受预期的飞行振动环境;
- d) 应进行振动飞行试验,试验状态包括地面发动机起动至最大推力、滑跑起飞、高性能机动、导弹发射、进入下滑和着陆,以验证组合外挂与机体结构是否经受过度振动。

### A. 10 抗鸟撞和外来物撞击振动设计

#### A. 10. 1 抗鸟撞和外来物撞击载荷预计

应通过试验方法或经过考核的经验公式(平均方法)对鸟撞和外来物撞击载荷进行预计,作为结构设计参考。

#### A. 10. 2 抗鸟撞和外来物撞击的设计要求

##### A. 10. 2. 1 抗鸟撞和外来物撞击的振动设计要求

在鸟撞和外来物撞击作用下,产生的弹性变形、永久变形和热变形不应引起下列情况发生:

- a) 妨碍或降低飞机的机械操作;

- b) 影响飞机气动力特性, 以至无法满足飞行性能或品质要求;
- c) 进气道、油箱、发动机(叶片)局部损伤;
- d) 飞行中有害的或过度的振动;
- e) 导致空勤人员工效性降低;
- f) 机载设备工作不正常。

**A. 10. 2. 2 被撞击结构的变形要求**

被撞击结构的变形要求如下:

- a) 风挡: 在鸟撞和外来物撞击作用下不应被击穿, 同时透明件及其支持结构的变形不应影响驾驶员的正常工作;
- b) 机翼、尾翼前缘: 在鸟撞和外来物撞击作用下, 引起的前缘凹陷和变形不应造成空气动力特性严重变坏, 不应影响结构总体强度及设备的正常工作。

**A. 10. 3 鸟撞和外来物撞击试验**

应通过试验验证所设计的结构能满足变形要求。

**A. 10. 4 综合评估**

应根据理论计算与试验结果, 通过目视检查、无损检查或损伤容限评估等, 对结构抗鸟撞和外来物撞击的设计进行综合评估。

中华人民共和国  
国家军用标准  
军用飞机结构强度规范  
第8部分：振动和航空声耐久性  
GJB 67.8A-2008

\*

总装备部军标出版发行部出版  
(北京东外京顺路7号)  
总装备部军标出版发行部印刷车间印刷  
总装备部军标出版发行部发行  
版权专有 不得翻印

\*

开本 880×1230 1/16 印张 2 字数 61 千字  
2008年12月第1版 2008年12月第1次印刷  
印数 1-500

\*

军标出字第 7410 号

