



中华人民共和国国家军用标准

FL 0109

GJB 150.17A-2009

代替 GJB 150.17-1986

军用装备实验室环境试验方法 第 17 部分：噪声试验

Laboratory environmental test methods for military materiel—
Part 17: Acoustic noise test

中国可靠性网 <http://www.kekaoxing.com>

2009-05-25 发布

品质协会(www.PinZhi.org)@huxingjie9分享

2009-08-01 实施

中国人民解放军总装备部 批准

目 次

前言.....II

1 范围.....1

2 引用文件.....1

3 目的与应用.....1

3.1 目的.....1

3.2 应用.....1

3.3 限制.....1

4 剪裁指南.....1

4.1 选择试验方法.....1

4.2 选择试验程序.....2

4.3 确定试验条件.....2

5 信息要求.....3

5.1 试验前需要的信息.....3

5.2 试验中需要的信息.....4

5.3 试验后需要的信息.....4

6 试验要求.....4

6.1 试验设备.....4

6.2 试验控制.....4

6.3 试验仪器.....5

6.4 数据分析.....5

7 试验过程.....5

7.1 试验准备.....5

7.2 试验程序.....6

8 结果分析.....7

附录 A （规范性附录） 附加的技术指南.....8

A.1 混响室.....8

A.2 行波管.....8

A.3 噪声特性.....8

A.4 控制方案.....8

附录 B （资料性附录） 初始试验严酷度指南.....9

B.1 宽带随机和入射噪声试验.....9

B.2 空腔共鸣试验.....10

B.3 外挂试验.....11

前 言

GJB 150《军用装备实验室环境试验方法》分为 28 个部分：

- a) 第 1 部分：通用要求；
- b) 第 2 部分：低气压(高度)试验；
- c) 第 3 部分：高温试验；
- d) 第 4 部分：低温试验；
- e) 第 5 部分：温度冲击试验；
- f) 第 7 部分：太阳辐射试验；
- g) 第 8 部分：淋雨试验；
- h) 第 9 部分：湿热试验；
- i) 第 10 部分：霉菌试验；
- j) 第 11 部分：盐雾试验；
- k) 第 12 部分：砂尘试验；
- l) 第 13 部分：爆炸性大气试验；
- m) 第 14 部分：浸渍试验；
- n) 第 15 部分：加速度试验；
- o) 第 16 部分：振动试验；
- p) 第 17 部分：噪声试验；
- q) 第 18 部分：冲击试验；
- r) 第 20 部分：炮击振动试验；
- s) 第 21 部分：风压试验；
- t) 第 22 部分：积冰/冻雨试验；
- u) 第 23 部分：倾斜和摇摆试验；
- v) 第 24 部分：温度-湿度-振动-高度试验；
- w) 第 25 部分：振动-噪声-温度试验；
- x) 第 26 部分：流体污染试验；
- y) 第 27 部分：爆炸分离冲击试验；
- z) 第 28 部分：酸性大气试验；
- aa) 第 29 部分：弹道冲击试验；
- bb) 第 30 部分：舰船冲击试验。

本部分为 GJB 150 的第 17 部分，代替 GJB 150.17-1986《军用设备环境试验方法 噪声试验》。

本部分与 GJB 150.17-1986 相比，主要变化如下：

- a) 删除了 GJB 150.17-1986 中的“试验条件”和“试验设备”，将相应内容归纳到附录 A 和附录 B 中；增加了确定试验方法、试验顺序、试验程序和试验条件的剪裁指南；
- b) 试验程序按噪声类型(激励方式)划分，删除了任务剖面试验程序以及自由场、半自由场试验装置，用掠入射噪声取替行波噪声；
- c) 将“应记录的资料”扩充为“信息要求”，并给出更为详细的试验允差要求；
- d) 增加了附录 A 和附录 B。

本部分附录 A 为规范性附录，附录 B 为资料性附录。

本部分由中国人民解放军总装备部电子信息基础部提出。
本部分起草单位：航天科技集团一院 702 所、中国航天标准化研究所、航天科技集团五院 511 所。
本部分主要起草人：李宪珊、夏益霖、刘 斌、张小达、向树红、张俊刚。
本部分所代替标准的历次版本发布情况为：
GJB 150.17-1986。

军用装备实验室环境试验方法

第 17 部分：噪声试验

1 范围

本部分规定了军用装备实验室噪声试验的目的与应用、剪裁指南、信息要求、试验要求、试验过程和结果分析的内容。

本部分适用于对军用装备进行噪声试验。

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(不包括勘误的内容)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 150.1A-2009 军用装备实验室环境试验方法 第 1 部分：通用要求

GJB 150.16A-2009 军用装备实验室环境试验方法 第 16 部分：振动试验

GJB 4239 装备环境工程通用要求

3 目的与应用

3.1 目的

本试验的目的在于验证装备能承受规定的噪声环境，而不出现不可接受的功能特性/结构完整性的衰退。

3.2 应用

本试验适用于必须在严酷的噪声环境中工作/生存的系统、子系统和设备，以下简称装备。本试验也适用于综合使用噪声激励与机械振动激励或优先选取噪声激励模拟气动紊流的装备。

3.3 限制

技术上的局限性制约了实验室噪声环境的产生和控制。因而，实验室声场会明显地不同于许多归类于“声”的真实的脉动压力加载。在选取试验类型和试验设备以及解释试验结果时，应考虑这些限制。例如，扩散场噪声(见 4.3.3.1)更好地代表了内腔的声，其中，局部的反射和振动结构的再辐射占优势。对于暴露于气动紊流或喷气噪声中的蒙皮，掠入射噪声(见 4.3.3.2)更接近于代表流动/声波沿蒙皮表面的传播。

4 剪裁指南

4.1 选择试验方法

4.1.1 概述

分析有关技术文件的要求，应用装备(产品)订购过程中实施 GJB 4239 得出的结果，确定装备寿命期内噪声环境出现的阶段，根据下列环境效应确定是否需要进行本试验。当确定需要进行本试验，且本试验与其他环境试验使用同一试件时，还需确定本试验与其他试验的先后顺序。

4.1.2 环境效应

噪声环境是指大幅度的空气压力脉动。通常，这些压力脉动在 5kPa~87kPa 的幅值范围内和 10Hz~10kHz 的宽频带内是随机性的。有时，可能存在很高幅值的离散频率压力脉动(纯音)。当压力脉动作用在装备上时，会引起装备的振动。振动的装备可再辐射声能(压力脉动)，也可导致装备内部的部件振动

或空腔噪声,因此,需要测量装备的响应。装备的阻尼可吸收能量。下面给出了当装备暴露于噪声环境时可能出现的问题的部分实例:

- a) 导线磨损;
- b) 部件声疲劳和振动疲劳;
- c) 部件连接导线断裂;
- d) 印刷线路板开裂;
- e) 波导部件失效;
- f) 电触点断续工作;
- g) 小型仪表板和结构零件的破裂;
- h) 光学失调;
- i) 小颗粒脱落,可引起回路和机构卡死;
- j) 过量的电噪声。

4.1.3 选择试验顺序

4.1.3.1 一般要求

见 GJB 150.1A-2009 中的 3.6。

4.1.3.2 特殊要求

类似于振动,声诱发的应力效应可以影响装备在其他环境条件下(如温度、湿度、压力、电磁等)的功能。当要求评价噪声与其他环境的综合效应时,若综合试验不可行,则用同一试件依次承受所有相关环境试验。这些试验作用的顺序应与寿命期环境剖面相一致。

4.2 选择试验程序

4.2.1 概述

本试验包括三个噪声试验程序:程序 I——扩散场噪声、程序 II——掠入射噪声、程序 III——空腔共鸣噪声。

4.2.2 选择试验程序考虑的因素

试验程序的选择依赖于装备服役期的声环境和试验目的。选择程序时应考虑:

- a) 装备的工作目的。从有关文件中确定装备在噪声环境中应完成的功能、暴露于噪声中的总使用时间和任何限制条件。
- b) 自然暴露状况。
- c) 判断装备是否满足工作要求(功能和寿命)所需的试验数据。
- d) 噪声试验中的程序顺序。若用于同一个试件的程序不止一个,宜先进行破坏性小的程序。

4.2.3 各程序的差别

下列三个程序,脉动压力产生和传递到装备的原理上各不相同:

- a) 程序 I——扩散场噪声。使用强度均匀的宽频带噪声,作用于装备所有外露的表面。
- b) 程序 II——掠入射噪声。使用高强度、具有规定谱型的快速波动噪声,以特定的方向(通常沿着装备的长尺寸方向)作用于装备表面。
- c) 程序 III——空腔共鸣噪声。使用具有离散谱的噪声作用于空腔,噪声的强度和频率分量主要取决于空腔的几何形状与腔内装备之间的关系。

4.3 确定试验条件

4.3.1 概述

选定本试验和相应程序后,还应根据有关文件的规定和为该程序提供的信息,选定该程序所用的试验条件和试验技术,并确定装备在经受噪声后应完成的功能。应确定的有:声激励类型及其参数等试验参数和试件的技术状态。确定试验量值时应考虑 4.3.2~4.3.4 的内容。

4.3.2 实测和相关数据的使用

尽可能使用装备安装平台上的实测数据制定试验激励参数,以获得对真实环境更好的模拟。或者作为替代,使用相同类型平台装备位置上的数据。通常,选用的数据取决于预计的噪声模拟形式。在有些情况下,只选用传声器的声压级测量结果,而在另一些情况下,则选用装备的加速度响应测量结果。

4.3.3 声激励类型

4.3.3.1 扩散场噪声

噪声在混响室中产生。通常,提供具有给定谱型的宽带随机激励。这项试验适用于必须在运载器、动力设备和其他高强度声源等产生的噪声场中工作或生存的装备或结构。由于这项试验能有效地诱发100Hz以上的振动,因此,可利用噪声激励内部安装的装备的动力学响应,用于补充机械振动试验。该试验也可适用于飞机外挂中安装的装备等类型的试件。但由于扩散场噪声的激励机理不同于气动紊流的激励机理,因此,这项试验可能不适合于界面直接受噪声作用的薄壳结构的结构完整性试验。若装备承受的宽带随机噪声的总声压级(OASPL)小于130dB(参考声压20μPa),或承受的每赫兹带宽声压级小于100dB(参考声压20μPa),则不要求进行噪声试验。扩散场噪声试验应规定下列参数:

- a) 声压谱;
- b) 频率范围;
- c) 总声压级;
- d) 试验持续时间。

4.3.3.2 掠入射噪声

掠入射噪声在一般称为行波管的管道中产生。通常,沿管道传播具有给定谱型的宽带随机噪声。这项试验适用于必须在表面承受压力脉动(如处于气动紊流中)的环境下工作或生存的装备。这些环境是飞机壁板(蒙皮)和外挂所特有的。对于飞机壁板,气动紊流仅存在于一面,而对于外挂,其整个外露表面受到气动力紊流激励。在壁板的情况下,试件将安装在管壁中,使得掠入射噪声激励仅作用在一个面上;机载外挂(如一枚导弹),将在管道内同轴安装,使得激励施加在整个外表面上。掠入射噪声试验应规定下列参数:

- a) 声压谱;
- b) 频率范围;
- c) 总声压级;
- d) 试验持续时间。

4.3.3.3 空腔共鸣噪声

噪声在飞机上的空腔(如敞开的武器舱)受到气流激励时产生,其导致空腔内的空气振荡,诱发结构和空腔内及附近部件的振动。共鸣频率取决于空腔尺寸和空气动力流动条件。可通过调谐到开口空腔的共鸣频率的正弦声源激励来模拟共鸣状况。在整个频率范围内保持定常声压级的声场中空腔内的声压级达到最大时,出现共鸣。空腔共鸣噪声试验应规定下列参数:

- a) 噪声频率;
- b) 空腔内的总声压级;
- c) 试验持续时间。

4.3.3.4 附加的技术指南

附加的技术指南见附录A。

4.3.4 试件的技术状态

试件的一般要求见GJB 150.1A-2009中的3.9;试验的配置应满足在每个试验阶段/每个声压级施加期间,使试件工作并测量和记录性能数据的要求。

5 信息要求

5.1 试验前需要的信息

一般信息见 GJB 150.1A-2009 中的 3.8, 特殊信息如下:

- a) 根据预期的使用环境和可适用的实测数据所确定的试验条件。当没有适用的数据时, 使用附录 B 中有关的数据并将这些数据作为获得实测数据之前的初始值。若选取的试验程序不能模拟全部环境, 则宜进行支持性的评估以补充试验结果。
- b) 试件的检查要求。若要求试件在试验期间工作, 则试验前、试验中和试验后均需要进行工作检查。对于试验前和试验后的检查, 应规定是否在试件安装到试验设施中的情况下进行。
- c) 试验实施的详细要求, 包括试件的连接或悬挂方法、重力效应和事故的预防措施等。
- d) 确定或选取控制点和监测点的程序。
- e) 规定的试验中断、试验完成和失效准则。

5.2 试验中需要的信息

一般信息见 GJB 150.1A-2009 中的 3.11, 特殊信息如下:

- a) 试验适当时刻的传声器的输出、试验控制平均值的输出、试件工作参数的输出和其他有关传感器的输出;
- b) 装备工作参数的日志/记录;
- c) 输入激励的相互作用特征(混响和均匀, 方向或纯音);
- d) 代表试验异常输入的瞬态特征记录。

5.3 试验后需要的信息

一般信息见 GJB 150.1A-2009 中的 3.14, 特殊信息如下:

- a) 根据失效准则识别的失效现象;
- b) 大型装备试验超差情况的说明(如适用);
- c) 程序 I 中同时试验的试件数量(如适用);
- d) 进行试验时不同于标准大气条件的其他环境条件(如适用)。

6 试验要求

6.1 试验设备

噪声试验的装置应具有复现输入要求的足够能力。对于 165dB 以上高声强噪声输入, 混响室可能难以达到, 可使用行波管进行试验。对于实测数据显示的调谐输入, 应将设备配置为能够产生空腔共鸣的状态。

6.2 试验控制

6.2.1 概述

控制方案取决于试验的类型和装备的尺寸。

6.2.2 控制类型

6.2.2.1 单点噪声控制

若在混响室或行波管内存在一个最佳的控制位置, 则采用单点控制, 并将该点作为控制点。

6.2.2.2 多点噪声控制

可选取多个控制点以确定混响室内的控制声压级。宜采用传声器声压谱的平均进行控制。平均声压谱可按下列方法计算:

- a) 若各控制点测量结果的波动范围小于 5dB (OASPL), 可采用分贝数的算术平均;
- b) 若各控制点测量结果的波动范围大于或等于 5dB (OASPL), 应采用绝对压力值(μPa)的平均, 然后转换成分贝数。

6.2.2.3 振动响应控制

调整试验声谱, 使得试件上给定点的振动加速度响应达到规定值, 这些响应可以按单点或多点平均的方式监测。进一步的指南见 GJB 150.16A-2009。

6.2.3 控制方法

控制可以是开环的或闭环的。开环控制适用于行波管和具有单一噪声源的小型混响室。闭环控制宜用于具有多个噪声源(这些噪声源覆盖试验频率范围内的不同频段)的大型混响室。

6.2.4 控制的总精度

应保证整个测量系统的不确定度(包括统计误差),不超过总声压级规定允差的 1/3。

6.2.5 校准和允差

试验允差在表 1 中给出。用于试验控制的校准和试验允差应符合 GJB 150.1A-2009 中的 3.4.2 和 3.3 的规定。

表 1 试验允差

参 数	允 差
所有控制传声器平均的总声压级, 相对于规定的总声压级	+3dB -1dB
每个控制传声器的总声压级, 相对于规定的总声压级	+4dB -2dB
所有控制传声器平均的试验谱, 在 1/3 倍频程声压级大于-15dB 的情况下, 相对于规定的 1/3 倍频程声压级	±4dB
所有控制传声器平均的试验谱, 在 1/3 倍频程声压级小于-15dB 且大于-25dB 的情况下, 相对于规定的 1/3 倍频程声压级	±6dB
所有控制传声器平均的试验谱, 在 1/3 倍频程声压级小于-25dB 的情况下, 相对于规定的 1/3 倍频程声压级	±10dB
持续时间	±5%或±1min 取其中较小者

6.2.6 试验中断

6.2.6.1 一般要求

见 GJB 150.1A-2009 中的 3.12。

6.2.6.2 特殊要求

噪声试验的中断通常不产生有害的效应。一般从中断点继续试验。

6.3 试验仪器

用于试验的环境监测仪器和试件功能监测仪器的校准应与试验允差一致,并符合 GJB 150.1A-2009 中的 3.4.2 和 3.3 的规定。

6.4 数据分析

用于验证对试件的输入(即声场和试件响应的监测)的详细数据分析, 应与试验方案相一致。

7 试验过程

7.1 试验准备

7.1.1 试件安装

7.1.1.1 扩散场噪声

试件用弹性系统悬挂(或用别的方式支承)在混响室中, 使得试件承受噪声的外表面均暴露于声场中, 且没有与混响室壁面平行的外表面。带试件的支承系统的共振频率应选择小于 25Hz 或 1/4 最低试验频率两者中较小者。试验期间与试件连接的电缆、导管等, 应类似于服役中的状态(约束和质量)。靠近试件的每个不同的主要表面放置传声器, 距离表面 0.5m, 或介于表面中心和室壁之间的中间, 取两者中较小者。控制信号为这些传声器输出的平均。在单一噪声入射点的混响室中, 试件与离噪声源最远的室壁之间应放置一个传声器。在混响室中传声器的轴线不能与任何平面垂直。用随机入射声校准传声器。

7.1.1.2 掠入射噪声

试件(例如壁板)的受试面作为行波管的一部分,暴露于噪声激励中。应使该面与管道的内表面齐平,以防止引入空腔共鸣或局部紊流效应。试件(例如飞机外挂)用弹性支承悬挂在管道的中间。试件的取向应使得承受噪声的表面受到行波的作用。例如,飞机外挂的取向平行于管道的中心线,使得声波沿外挂的长度扫过。试件的刚体模态频率应小于 25Hz 或 1/4 最低试验频率中的较小者。试验支承系统或任何辅助结构不应引入附加噪声或振动。在与试验壁板相对的管道壁面上安装用于控制和监测的传声器。若传声器放置在管道内选取的其他位置,应使其仅响应掠入射波,并对其测得的声压级进行必要的修正。用掠入射声校准传感器。

7.1.1.3 空腔共鸣噪声

试件悬挂(或用别的方式支承)在混响室中,仅受试的空腔部分暴露于噪声激励中。保护所有其他表面,使噪声激励至少降低 20dB。不能使用对结构提供附加振动阻尼的保护遮盖物。在被试的空腔内应放置用于试验控制的传声器。

7.1.2 重力效应

除表明试件的性能不受重力的影响外,试验应在试件以正常姿态支承的情况下进行。

7.1.3 试验前准备

7.1.3.1 预处理

除另有规定外,试件应在标准大气条件下达到稳定。

7.1.3.2 检验和性能测试

检验和性能测试可以在试验前和试验后完成,在试验计划中规定这些检查的要求。若在试验期间要求进行这些检查,则应规定检测的时间间隔。

7.2 试验程序

7.2.1 程序 I——扩散场噪声试验

程序 I 的步骤如下(试验期间试件是否工作,按技术文件的规定):

- a) 按 7.1.1.1 在混响室中安装试件。
- b) 按 7.1.1.1 选取控制、监测传声器的位置和控制方案。
- c) 用开环控制时,移开试件并证实在空室内能够达到规定的总声压级和谱型,然后将试件放回混响室中。
- d) 按 7.1.3.1 对试件进行预处理。
- e) 按 7.1.3.2 进行初始检测。
- f) 在规定的时间内施加试验谱。若有要求,则按 7.1.3.2 完成检验和性能测试。
- g) 记录每个传声器的输出,用于试验控制的平均输出和其他传感器的输出。在每个试验过程的开始、中间和结尾作记录。若试验时间超过 1h,应每 0.5h 记录一次。
- h) 完成最终检测。
- i) 从混响室中撤出试件。
- j) 对所有情况,记录要求的信息。

7.2.2 程序 II——掠入射噪声试验

程序 II 的步骤如下(试验期间试件是否工作,按技术文件的规定):

- a) 按 7.1.1.2 安装试件。
- b) 按 7.1.1.2 选取控制、监测传声器的位置和控制方案。
- c) 按 7.1.3.1 对试件进行预处理。
- d) 按 7.1.3.2 进行初始检测。
- e) 在规定的时间内施加试验谱。若要求,按 7.1.3.2 完成检验和性能检查。
- f) 记录每个传声器的试验声场,用于试验控制的任何平均输出和其他有关传感器的输出。在每个

试验过程的开始、中间和结尾作记录。若试验时间超过 1h，应每 0.5h 记录一次。

- g) 完成最终检查。
- h) 从行波管中撤出试件。
- i) 对所有情况，记录要求的信息。

7.2.3 程序 III——空腔共鸣噪声试验

程序 III 的步骤如下(试验期间试件是否工作，按技术文件的规定)：

- a) 按 7.1.1.3 在混响室中安装试件。
- b) 按 7.1.1.1 和 7.1.1.3 布置控制传声器。
- c) 按 7.1.3.1 对试件进行预处理。
- d) 按 7.1.3.2 进行初始检测。
- e) 在要求的频率(参见 B.2.2)施加正弦声扫频激励。将试验参数调整到规定的量级并在规定的时间内施加。若有要求，按 7.1.3.2 完成检验和性能检测。
- f) 记录每个传声器的输出，用于试验控制的平均输出和其他传感器的输出。在每个试验过程的开始、中间和结尾作记录。若试验时间超过 1h，应每 0.5h 记录一次。
- g) 完成最终检测。
- h) 从混响室中撤出试件。
- i) 对所有情况，记录要求的信息。

8 结果分析

见 GJB 150.1A-2009 中的 3.15 和 3.17 及 GJB 4239。

附 录 A
(规范性附录)
附加的技术指南

A.1 混响室

A.1.1 混响室是具有刚性、声反射墙壁的单间。在这个房间内多次反射后形成均匀的混响噪声场。该声场的均匀性受到下列三种主要效应的干扰：

- a) 在低频段，平行的墙壁之间建立起驻波模态。低于这些有效模态的频率与混响室的尺寸有关。容积约 100m^3 以下的小型混响室通常建造成壁面相互不平行，以将指向性和不均匀性减至最小。
- b) 由于反射在墙壁的表面产生较高的声压级，因此，均匀噪声场仅存在于混响室中央容积内；通常在距墙壁约 0.5m 内，不放置试件。
- c) 若与混响室的容积相比试件较大，则试件的尺寸可使噪声场畸变，所以试件的容积不宜超过混响室容积的 10%。

A.1.2 噪声通常由气流扬声器产生，并通过耦合的号筒射入混响室。为了防止高强度噪声直接传递到混响室以外的区域，在混响室设计中需采取预防措施，将来自扬声器的气流通过消声器排出。

A.2 行波管

通常有平行边的管道构成这类行波噪声设备的工作段。为了适应试验要求，管道截面可能是圆形的或矩形的。对于壁板试验，矩形截面可能更合适，而飞机外挂可能在圆形截面的管道中试验更为方便。由气流扬声器产生的噪声通过一个合适的号筒耦合进入工作段的一端。从平滑管道的另一端，噪声通过另一个号筒耦合进入吸声的终端装置。为了将管道中的驻波效应减至最小，要求管道在工作频率范围内达到最大吸声效果。于是，噪声沿管道传播，并以掠入射方式施加在试件的表面上。若试件(如导弹)安装在管道内，掠入射波将施加在试件的整个外表面上。若试件(如飞机壁板)安装在管道的壁上，噪声将仅施加于壁板的一面。采用哪种方法将取决于试件及其在服役过程中的使用情况。

A.3 噪声特性

绝热加热可导致辐射的高强度噪声失真。因高压峰的加热和稀薄谷的冷却，改变了这些压力的当地传播速度。与当地传播速度相比，峰传播较快，谷传播较慢，致使在远离声源的地方，正弦波变成了具有前导冲击波面的三角波。这样的波形含有丰富的谐波分量，因此，能量成分被扩展到更高的频率范围。由此看来，在高声强下不可能产生纯正弦声波。一般由动态作动器驱动阀门调制气流所产生的高强度随机噪声也存在同样的效应。由于速度/加速度受作动器的制约，在高于约 1kHz 的频率上不可能调制气流。因此，在该频率以上，扩展至 20kHz 或更高频率的声能由冷空气喷射噪声和来自较低的频率调制的谐波失真综合产生。

A.4 控制方案

传声器通常用于监测和控制试验条件。在试验外挂和导弹时，建议用于控制试验的传声器不少于三个。对于某些试件，监测其振动响应可能更为有效；在这种情况下，应遵循 GJB 150.16A-2009 的监测要求。使用能够测量峰值与均方根值之比高达 3.0 的随机噪声的监测系统。用随机入射噪声校准的传声器修正混响室中的声压级，用自由场掠入射噪声校准的传声器修正行波管中的声压级，并保证两者均具有线性的压力响应。为了提供用于控制的空间平均噪声，应规定传声器的平均输出。

附录 B
(资料性附录)
初始试验严酷度指南

B.1 宽带随机和入射噪声试验

B.1.1 总声压级

根据已知的装备工作区域，可以从表 B.1 获得试验的总声压级和持续时间。

表 B.1 总声压级和持续时间

典型应用	试验总声压级 dB	持续时间 min
运输机，不靠近喷口的位置	130	30
运输机，靠近喷口的内部装备舱内 高性能飞机，不靠近喷口的位置	140	30
高性能飞机，靠近喷口的内部装备舱内 中等性能飞机上的空-空导弹 ($q < 57\,456\text{Pa}$) 中等性能飞机上的空-地导弹 ($q < 57\,456\text{Pa}$) 在封闭的发动机试车区域内的地面装备	150	30 30 15 30
高性能飞机，靠近加力喷口和炮口的内部装备舱内或头锥内 空中飞行火箭的大多数位置，但不包括助推器或发动机舱	160	30 8
高性能飞机上的空-空导弹 ($q < 86\,184\text{Pa}$) 高性能飞机上的空-地导弹 ($q < 86\,184\text{Pa}$) 空中飞行火箭的助推器或发动机舱	165	30 15 8

B.1.2 试验谱

施加的试验谱与图 B.1 所示的声压级一致，其中，各拐点由表 B.2 规定。达到的试验谱应保持试验参数在表 1 给出的允差内。

B.1.3 气动紊流的模拟

在要求用宽带噪声试验模拟气动紊流时，应导出噪声以及补充的动力学试验的试验量级和持续时间。

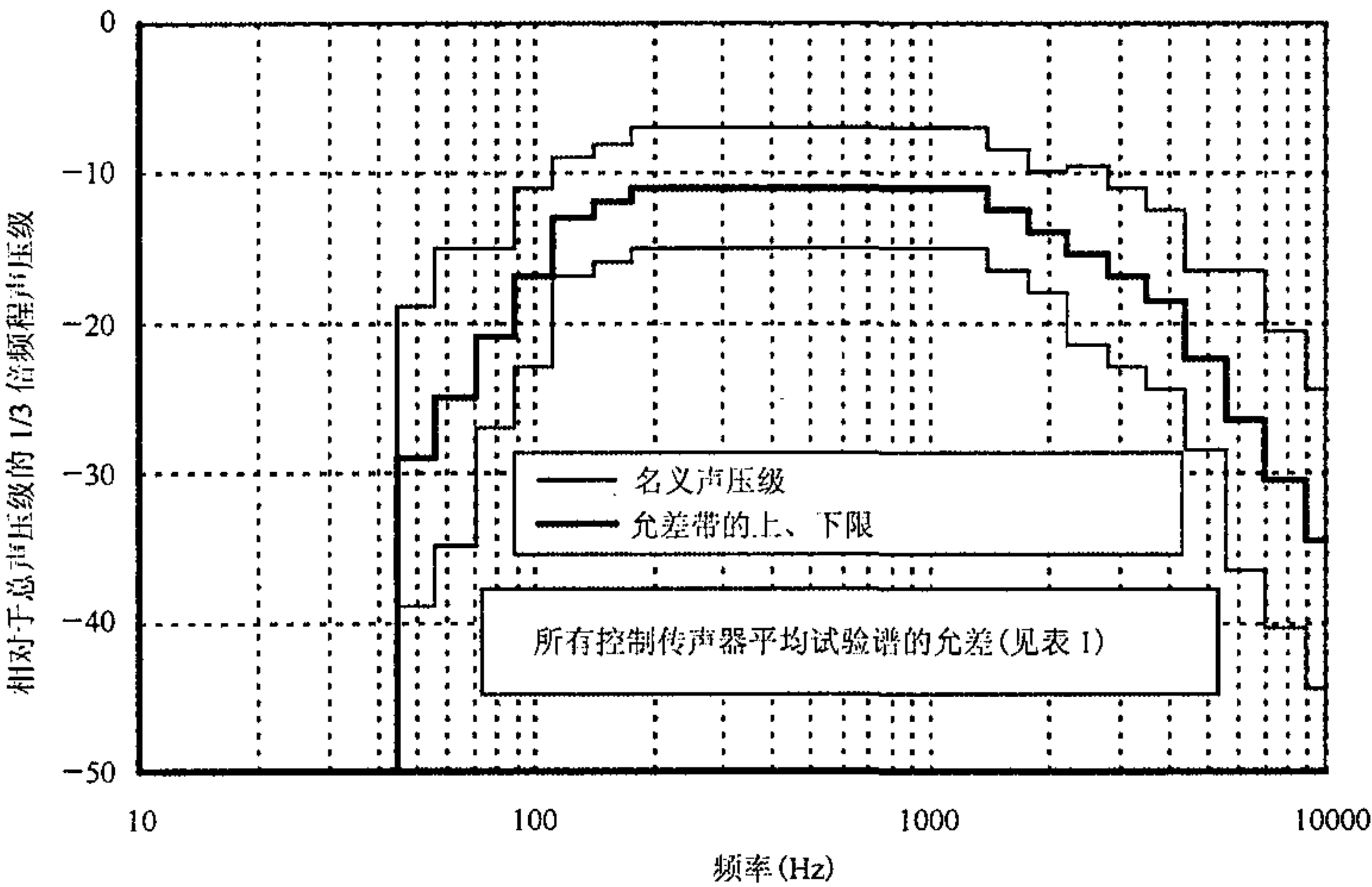


图 B.1 施加的试验谱

表 B. 2 图 B. 1 的 1/3 倍频程声压级

1/3 倍频程 中心频率 Hz	允差 上限 dB	名义 声压级 dB	允差 下限 dB	1/3 倍频程 中心频率 Hz	允差 上限 dB	名义 声压级 dB	允差 下限 dB
50	-19	-29	-39	800	-7	-11	-15
63	-15	-25	-35	1000	-7	-11	-15
80	-15	-21	-27	1250	-7	-11	-15
100	-11	-17	-23	1600	-8.5	-12.5	-16.5
125	-9	-13	-17	2000	-10	-14	-18
160	-8	-12	-16	2500	-9.5	-15.5	-21.5
200	-7	-11	-15	3150	-11	-17	-23
250	-7	-11	-15	4000	-12.5	-18.5	-24.5
315	-7	-11	-15	5000	-16.5	-22.5	-28.5
400	-7	-11	-15	6300	-16.5	-26.5	-36.5
500	-7	-11	-15	8000	-20.5	-30.5	-40.5
630	-7	-11	-15	10000	-24.5	-34.5	-44.5

B. 2 空腔共鸣试验

B. 2. 1 空腔内的声压级

试验声压级按式 (B.1) 计算:

$$B_0=20 \log q+76.4 \text{ (参考声压 } 20\mu\text{Pa)} \cdots \cdots \cdots \text{ (B.1)}$$

式中:

- B_0 ——试验声压级, dB;
- q ——空腔敞开时的飞行动压, Pa。

注: 有关“ q ”的定义和指南参见 GJB 150.16A-2009。

B. 2. 2 空腔共鸣频率

当空腔具有长度/深度 $(L/h) \geq 2$, 马赫数 $0.4 \leq M \leq 1.5$, 空腔共鸣频率按式 (B.2) 计算; 当空腔具有长度/深度 $(L/h) < 2$, 空腔共鸣频率按式 (B.3) 计算:

$$f_N = \left(\frac{U_\infty}{L} \right) \left[\frac{N-0.25}{\frac{M}{\sqrt{1+M^2 \frac{\gamma-1}{2}}} + 1.75} \right] \cdots \cdots \cdots \text{ (B.2)}$$

$$f_N = \left(\frac{2N-1}{4} \right) \left(\frac{c}{h} \right) \cdots \cdots \cdots \text{ (B.3)}$$

式中:

- f_N ——第 N 阶模态的共鸣频率 ($N=1, 2, 3, \cdots$), 直到 500Hz (如果 $f_1 > 500\text{Hz}$, 只用 f_1);
- U_∞ ——来流速度;
- L ——暴露于气流中的空腔长度或半径, m;
- N ——模态数;
- M ——马赫数;
- γ ——气体的比热因子 (空气为 1.4);

c —— 声速, m/s;
 h —— 空腔深度, m。

B. 2. 3 试验持续时间

对于每个共鸣频率, 试验持续时间 T 为 1h。

B. 3 外挂试验

B. 3. 1 试验谱

图 B.2 中给出了一个典型的外挂剖面。

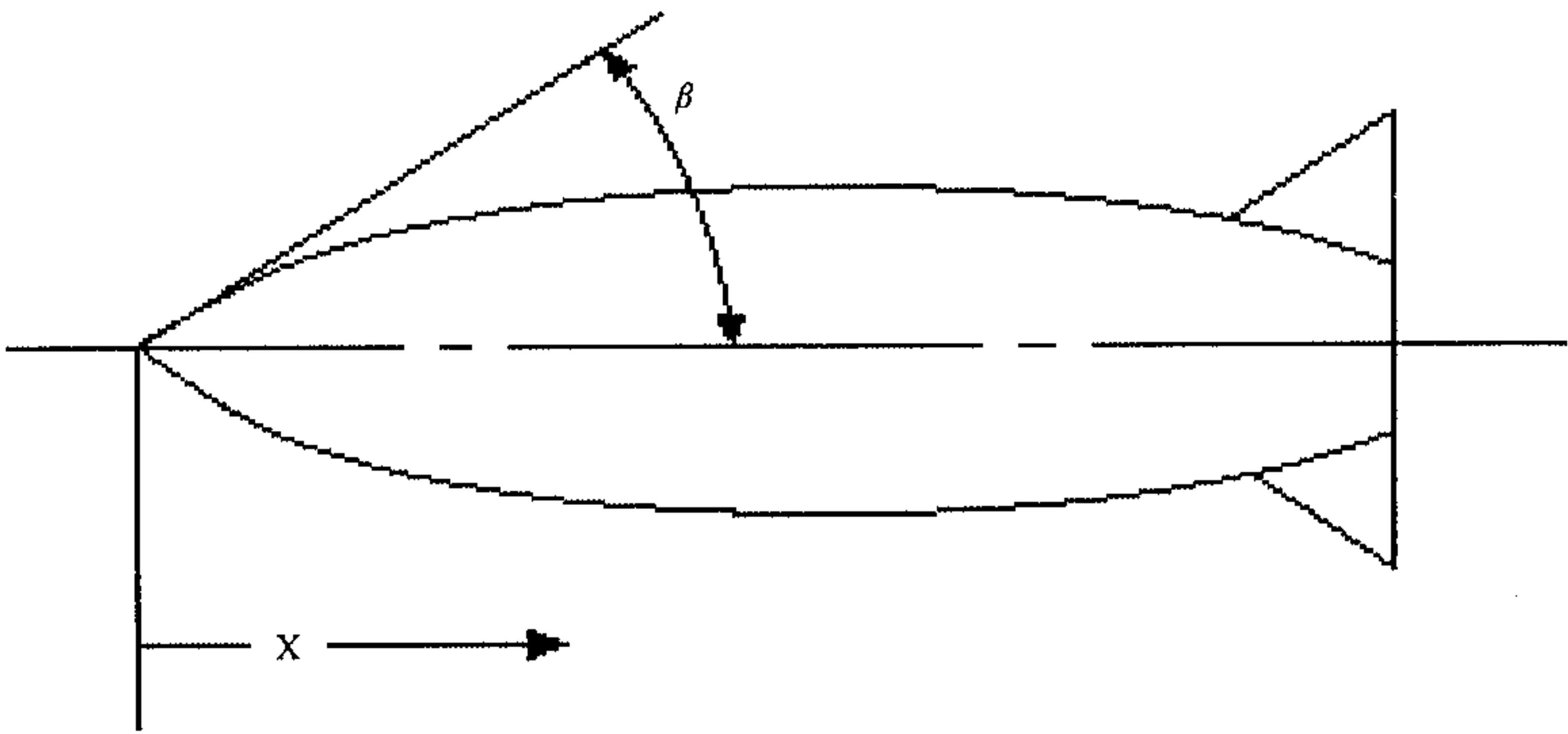


图 B. 2 典型的外挂剖面

图 B.3 中给出了施加的试验谱。其中, L_0 和 f_0 的计算公式见 B.3.2, 并且有:

- a) 当 $f_0 > 400\text{Hz}$ 时, $A = 6\text{dB/Oct}$;
- b) 当 $f_0 \leq 400\text{Hz}$ 时, $A = 2\text{dB/Oct}$ 。

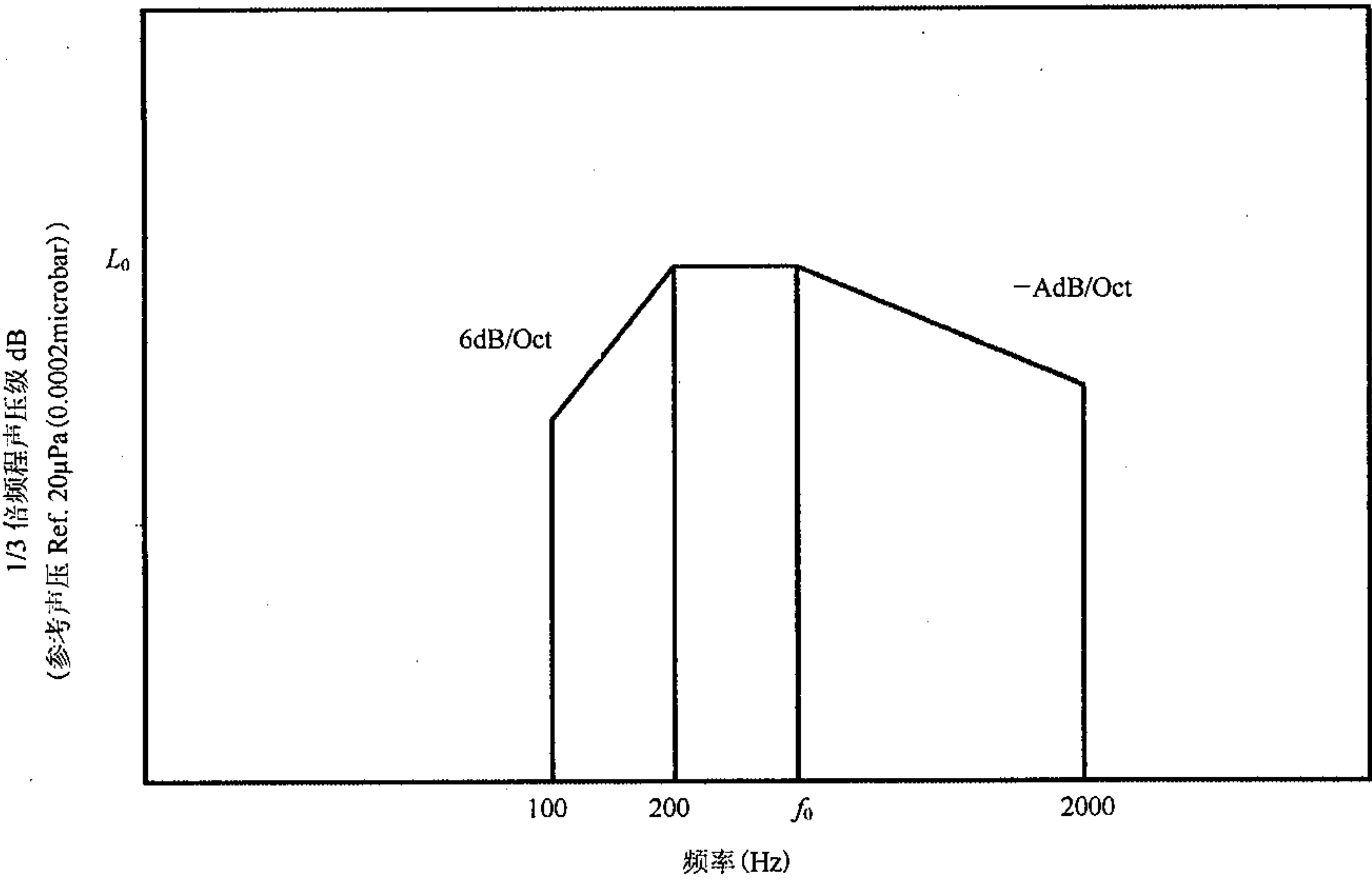


图 B. 3 飞机组合外挂的 1/3 倍频程谱

B. 3. 2 试验参数的计算

B. 3. 2. 1 一般的飞机组合外挂

对于功能试验, 图 B.3 中 1/3 倍频程声压级 L_0 的计算公式为式 (B.4):

$$L_0 = 20 \log q_1 + 11 \log X + 7 \log (1 - \cos \beta) + G + H \dots\dots\dots (B.4)$$

对于耐久试验, 图 B.3 中 1/3 倍频程声压级 L_0 的计算公式为式 (B.5):

$$L_0 = 20 \log q_2 + 11 \log X + 7 \log (1 - \cos \beta) + 2.5 \log (N/3T) + G + H \dots\dots\dots (B.5)$$

图 B.3 中转折频率 f_0 的计算公式为式 (B.6):

$$f_0 = 600 \log (X/R) + C \dots\dots\dots (B.6)$$

在式 (B.4) 至式 (B.6) 中:

L_0 ——试验的 1/3 倍频程声压级, dB;

q_1 ——挂飞动压 ($q_1 \leq 86\,184\text{Pa}$), Pa;

X ——沿外挂轴向到外挂头锥的距离, m;

β —— X 处的头锥角 (见图 B.2), $\tan \beta = X/R$;

G —— $G=56$, 除非实测数据显示其他结果;

H ——对于 $0.85 < M < 0.95$, $H=0$; 对于 M 的其他所有值, $H=-3\text{dB}$;

注: M 为马赫数。

q_2 —— $57\,456\text{Pa}$ 或最大挂飞动压 (取其中较小者), Pa;

N ——预计的服役任务的最大次数 (最小 $N=3$);

T ——试验时间 (除另有规定外, 最小 $T=1\text{h}$), h;

T ——试验时间 (除另有规定外, 最小 $T=1\text{h}$), h;

f_0 ——1/3 倍频程谱的转折频率, Hz;

R ——局部的外挂半径 (对于非圆形横截面的外挂, 取外挂横截面的外接圆半径), m;

C ——对于外挂尾端 $1D$ 内的位置或流动再入点后部, $C=-200$; 对于其他位置, $C=400$ 。

注 1: D 为外挂的最大直径。对于非圆形横截面的外挂, 取外挂横截面的外接圆直径。

注 2: 流动再入点是外挂横截面最远的逆流 (向前) 点, 横截面变化导致一个沿外挂中心线向前的流动分量, 与远离或平行于外挂中心线的流动相反。

使用式 (B.4) 和式 (B.5) 计算 L_0 时, 对于三联束式挂架增加 3dB ; 对于复式束式挂架增加 5dB 。

若由式 (B.6) 计算出的 f_0 高于 2000Hz , 则使用 2000Hz 的频率上限。若计算出 f_0 低于 200Hz , 则使用 200Hz 。在此频率范围内, 将 f_0 向上圆整为 1/3 倍频程的中心频率。

B. 3. 2. 2 平头外挂

对于平头外挂 ($80^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$) 上 $X < 2.54\text{m}$ 的位置, 应按式 (B.7) 或式 (B.8) 计算 L_0 。

对于功能试验:

$$L_0 = 20 \log q_1 - 6 \log X + E + H \dots\dots\dots (B.7)$$

对于耐久试验:

$$L_0 = 20 \log q_2 - 6 \log X + E + 2.5 \log (N/3T) + H \dots\dots\dots (B.8)$$

式中:

G —— $G=53$, 除非实测数据显示其他结果。

B. 3. 2. 3 外挂的长圆柱段

对于外挂大于 $2D$ 的长圆柱段, 在圆柱段超过 $1D$ 的向后的位置应按 (B.9) 或式 (B.10) 计算 L_0 。

对于功能试验:

$$L_0 = 20 \log q_1 + F + H - 17.5 \dots\dots\dots (B.9)$$

对于耐久试验:

$$L_0 = 20 \log q_2 + F + 2.5 \log (N/3T) + H - 17.5 \dots\dots\dots (B.10)$$

式中：

F —— $F=68$ ，除非实测数据显示其他结果。

B. 3. 2. 4 外挂的长圆柱段尾部或平头外挂的变半径段

对于外挂的长圆柱段尾部或平头外挂上 $X > 2.54\text{m}$ 时的变半径段，应重新定义 X ，使得在这一段的开始处 $X=0.0254\text{m}$ ，并按式 (B.11) 或式 (B.12) 计算 L_0 。

对于功能试验：

$$L_0=20 \log q_1+11 \log X+F+H\cdots\cdots\cdots (B.11)$$

对于耐久试验：

$$L_0=20 \log q_2+11 \log X+F+2.5 \log (N/3T)+H\cdots\cdots\cdots (B.12)$$

B. 3. 3 挂飞的典型参数

在没有适用的具体参数时，用于外挂挂飞的典型参数值见表 B.3。

表 B. 3 挂飞的典型参数

外挂类型	飞行次数 N	局部的头锥角 °	q 最大值	f_0 头锥截面	f_0 中间截面	f_0 尾部截面
空-空导弹	100	69	76608	500	1000	500
空-地导弹	3	12	76608	800	630	630
仪表吊舱	500	69	86184	500	1000	500
可重复使用的挂架	50	11	57456	630	1000	400
爆破炸弹	3	24	57456	500	1000	630
平头外挂	3	90	57456	400	630	315