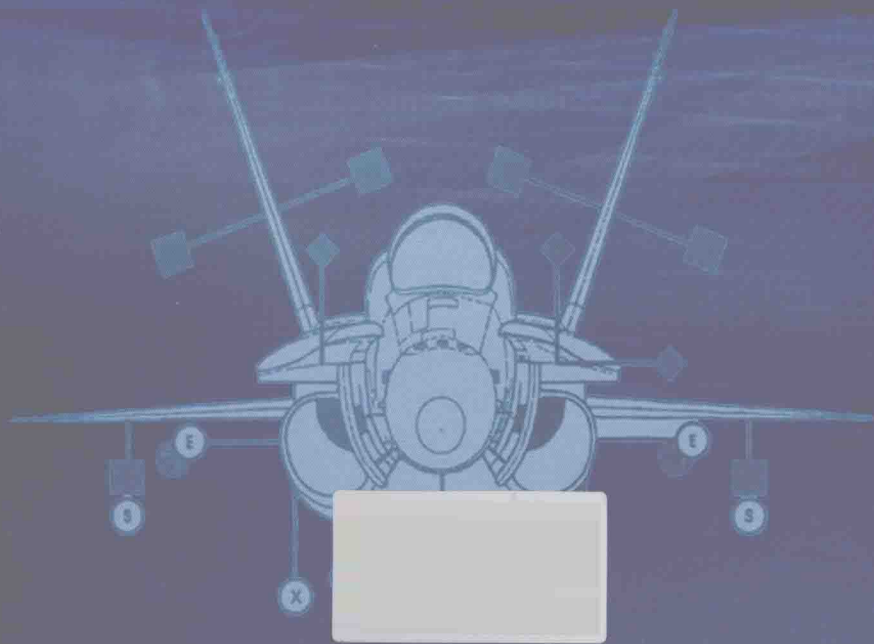




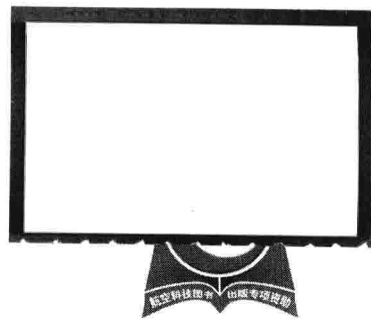
现代战斗机结构动强度 设计技术指南

XIANDAI ZHANDOUJI JIEGOU DONGQIANGDU
SHEJI JISHU ZHINAN

施荣明 主编



航空工业出版社



现代战斗机结构动强度 设计技术指南

施荣明 主编

航空工业出版社

北京

内 容 提 要

本书对航空工业飞机动强度领域中的一些共性的工程问题进行了研究探讨和部分试验研究,既有对过去研究工作成果的归纳和总结,也有新的研究成果,更有一些研究成果在工作中已得到相应的应用。主要内容包括传统飞机动强度设计的基本问题、现代飞机动强度设计的基本问题,以及为进一步优化和提高起落架的承载能力带有一定前瞻性的研究。

本书适于从事工程中的振动问题分析、研究、试验的人员和各级领导在工作中作参考和指导。

图书在版编目 (C I P) 数据

现代战斗机结构动强度设计技术指南/施荣明主编

—北京:航空工业出版社,2012.10

ISBN 978-7-5165-0093-4

I. ①现… II. ①施… III. ①歼击机-结构强度-强度统计-研究 IV. ①V271.4②V231.91

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2012) 第 245291 号

现代战斗机结构动强度设计技术指南

Xiandai Zhandouji Jiegou Dongqiangdu Sheji Jishu Zhinan

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话: 010-64815615 010-64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2012 年 10 月第 1 版

2012 年 10 月第 1 次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张: 43.75

字数: 1088 千字

印数: 1—1000

定价: 268.00 元

《现代战斗机结构动强度设计技术指南》

编校审人员

(按姓氏笔画排列)

主 编 施荣明

副主编 牟让科 杨国伟 陈忠明 陈国平 黄超广 曾 宁
薛 璞

编 委 马晓利 王 轲 王 巍 王向盈 巨 伟 卢丽金
冯震宙 刘江华 刘栋梁 刘冲冲 牟让科 李 斌
杨 利 杨平光 杨国伟 何 欢 何连珠 沈祖辉
张 方 张 立 张 毅 张积亭 陈忠明 陈国平
茅志颖 周敏亮 钟顺录 施荣明 秦浩明 郭迪龙
郭定文 高 飞 黄 虎 黄文超 黄超广 曹明红
董宁娟 蒋劲松 曾 宁 裴生科 潘 凯 薛 璞

主 校 张 方

副主校 何连珠

主 审 胡海岩

副主审 王中华 邓吉宏 许希武 张克荣 屈见忠 赵令诚
姚起杭

审 委 李玉龙 张立新 郭 勇 黄文超 曹奇凯 隋福成
谭申刚

前 言

2006—2010年，中航工业沈阳飞机设计研究所、南京航空航天大学、中航工业中国飞机强度研究所、中航工业成都飞机设计研究所、中航工业西安飞机设计研究所、西北工业大学、中科院力学所等7家单位，对航空工业飞机强度领域中的一些共性的工程问题进行了研究探讨和部分试验研究，在这5年研究中，既有对过去研究工作成果的归纳和总结，也有这5年新的研究成果，更有一些研究成果在工作中已得到相应的应用。为了使参研单位及对工程中振动问题感兴趣的单位能共享我们的研究成果，特编写此工具书，以供各单位从事工程中的振动问题分析、研究、试验的人员和各级领导在工作中作参考和指导。

本指南分为8章，分别为：第1章飞机振动、噪声载荷预计及测试技术、第2章飞机强度综合设计技术、第3章飞机结构动力学设计技术、第4章液压燃油管系结构强度分析与试验技术、第5章S形进气道抗振动疲劳设计动力学优化分析与验证技术、第6章双垂尾防抖振动力学设计与验证技术、第7章飞机内埋弹舱抗振动疲劳设计与控制技术、第8章半主动起落架及缓冲系统设计技术。

第1章至第4章是传统飞机强度设计的基本问题。第1章中的动载荷（包括振动和噪声）是飞机强度设计重要元素，没有动载荷就没有强度设计可言。飞机振动载荷预计方面本指南给出了3种技术，即工程经验预计、统计能量方法预计、动载荷识别法预计，同时还简述了振动环境测试技术；飞机噪声预计方面给出了常用的5种噪声预计方法以及空腔噪声载荷的CFD预计方法，同时还简述了飞机5种噪声的测试技术。第2章中的飞机强度设计准则、判据和 workflow，在国内当属首次较全面的汇总和提出。此外，还进一步简述了飞机结构抗振动疲劳设计与试验技术，以及飞机结构抗噪声疲劳设计与试验技术。第3章中飞机结构动力学设计技术则是近年来飞机结构动力学设计技术的汇总和小结，包括按频率和响应设计飞机部件的设

计技术，考虑阻尼的飞机结构动力学优化设计技术以及多约束条件下动力学综合优化设计技术。第4章关于液压/燃油管系的飞机结构振动问题是飞机普遍存在的多发性故障问题，本指南中收集统计了飞机液压/燃油管系的振动故障模式以及排除方法。从建模、分析、试验、控制等方面开展了研究工作并进一步试图在设计中加以改进，以达到使飞机在使用中最大限度地减少类似故障发生的目标。前4章内容对从事类似工作的同行们有指导意义。

第5章至第7章是现代飞机动强度设计的基本问题。这部分内容对从事类似工作的同行们有参考意义。

第8章则是为进一步优化和提高起落架的承载能力带有一定前瞻性的研究。为未来飞机应用半主动起落架设计技术提供技术支撑，可以作为参考。

本指南所涉及的各类问题，有些技术和方法尚须进一步完善（如S形进气道抗振动设计、双垂尾防抖振、内埋弹舱抗振动设计），有些技术和方法须经更多试验的验证。所以本指南仅作为一种参考、指导，对已有一定研究经验的人员来说是一种参考，对尚未研究而试图从事研究的人员来说有一定的指导意义。

由于研究水平和条件有限，编著人员的水平有限，本指南还会有各种错误和疏漏等诸多问题，敬请读者批评、指正，对本指南出版有帮助的所有单位和人员在此一并感谢。

施荣明

2011年10月于沈阳

目 录

第 1 章 飞机振动和噪声载荷的预计、测试技术	(1)
1.1 概述	(1)
1.2 振动载荷预计技术	(2)
1.2.1 飞机振动载荷的工程经验预计方法	(2)
1.2.2 统计能量方法振动(噪声)预计	(39)
1.3 动载荷识别法	(60)
1.3.1 研究基础	(60)
1.3.2 动载荷识别的频域方法和时域方法	(61)
1.3.3 广义正交多项式在动载荷识别理论中的应用	(64)
1.3.4 典型弹舱结构模型分布动载荷识别	(74)
1.4 飞机振动环境测试技术	(90)
1.4.1 环境振动测试方法	(90)
1.4.2 振动数据分析	(91)
1.4.3 冲击测试方法	(92)
1.4.4 动应变振动测试方法	(93)
1.5 飞机噪声载荷预计技术	(96)
1.5.1 航空声环境	(96)
1.5.2 动力装置噪声预计方法	(98)
1.5.3 边界层压力脉动噪声预计方法	(130)
1.5.4 空腔噪声预计方法	(134)
1.5.5 武器发射噪声预计方法	(143)
1.5.6 舱内噪声预计方法	(148)
1.5.7 噪声载荷预计软件简介	(153)
1.6 空腔噪声载荷 CFD 预计方法	(164)
1.6.1 空腔噪声载荷的背景	(164)
1.6.2 空腔流动特征	(167)
1.6.3 计算方法	(170)
1.6.4 验证	(181)
1.7 飞机声载荷测试技术	(184)
1.7.1 地面试验声载荷测量方法	(184)
1.7.2 航空声飞行试验声载荷测量方法	(186)

1.7.3	空腔噪声测试方法	(188)
1.7.4	飞机舱内噪声测试技术	(197)
1.7.5	飞机外场噪声测试技术	(199)
参考文献		(203)
第2章 飞机动强度综合设计技术		(205)
2.1	概述	(205)
2.2	飞机动强度设计准则、判据和流程	(205)
2.2.1	飞机动强度设计准则、判据	(205)
2.2.2	飞机动强度设计流程	(208)
2.3	飞机结构振动疲劳设计、试验技术	(209)
2.3.1	飞机振动疲劳分析方法	(209)
2.3.2	飞机振动疲劳载荷谱编制方法	(216)
2.3.3	飞机抗振动疲劳设计技术	(219)
2.3.4	振动试验验证技术	(223)
2.4	飞机结构抗声疲劳设计与试验技术	(227)
2.4.1	飞机结构的声疲劳问题	(227)
2.4.2	飞机结构抗声疲劳设计过程简介	(228)
2.4.3	飞机结构抗声疲劳设计方法	(229)
2.4.4	飞机结构声疲劳试验技术	(240)
参考文献		(251)
第3章 飞机结构动力学设计技术		(253)
3.1	概述	(253)
3.2	基于频率和响应飞机部件的设计技术	(253)
3.2.1	结构频率优化方法	(254)
3.2.2	响应优化设计方法	(256)
3.2.3	武器发射响应分析	(257)
3.2.4	复合材料机翼的动态特性	(257)
3.2.5	发射导弹时的载荷情况	(257)
3.2.6	冲击载荷的响应计算结果	(259)
3.2.7	冲击响应的分析讨论	(265)
3.3	飞行器结构动力学建模分析与试验综合建模技术	(269)
3.3.1	飞行器结构动力学建模基本步骤	(269)
3.3.2	模型修改	(270)
3.3.3	结构动力学模型修正	(272)
3.3.4	参数性模型修正的灵敏度分析	(277)
3.3.5	基于实测频响函数的飞行器结构综合建模方法	(281)

3.4	飞机结构阻尼建模技术	(284)
3.4.1	描述飞机结构阻尼的模型	(284)
3.4.2	飞机结构阻尼模型的试验建模方法	(285)
3.4.3	附加集中阻尼器后的阻尼模型	(286)
3.4.4	考虑阻尼时飞机结构的动力学分析	(286)
3.4.5	有阻尼飞机结构的物理-状态混合空间中的实模态综合技术	(289)
3.5	考虑阻尼的飞行器结构动力学优化设计技术	(291)
3.5.1	针对提高结构阻尼特性的优化设计技术	(291)
3.5.2	模态阻尼优化设计及配置	(292)
3.5.3	附加阻尼材料的优化设计技术	(297)
3.6	多约束条件下动力学综合优化设计技术	(304)
3.6.1	多约束条件动力学综合优化设计模型的建立和分析	(306)
3.6.2	频率和振型约束下的结构动力学优化设计	(307)
3.6.3	多约束条件下的约束阻尼结构的拓扑优化	(313)
3.7	分析软件简介	(318)
3.7.1	自由度匹配	(319)
3.7.2	模型评估	(322)
参考文献		(325)
 第4章 液压/燃油管系结构动强度分析与试验技术		(329)
4.1	概述	(329)
4.2	管系结构动力学建模和分析技术	(330)
4.2.1	流固耦合动力学建模和分析技术	(330)
4.2.2	环境振动动力学建模和分析技术	(343)
4.3	管系结构动强度分析技术	(351)
4.3.1	液压/燃油直管结构固有频率计算	(351)
4.3.2	振动疲劳寿命分析技术	(352)
4.4	管系结构动强度试验技术	(354)
4.4.1	基于环境振动的管系结构动强度试验技术	(354)
4.4.2	基于液压冲击/压力脉动作用下的管系结构动强度试验技术	(356)
4.5	管系结构振动控制技术	(359)
4.5.1	液压/燃油管系结构动强度设计原则	(359)
4.5.2	液压/燃油管系结构振动控制技术	(361)
4.6	管系振动故障模式及排除方法	(364)
4.6.1	管系振动故障模式	(364)
4.6.2	管系振动故障排除方法	(366)
4.6.3	国内已有管系振动故障实例分析	(367)
参考文献		(374)

第 5 章 S 形进气道抗振动疲劳设计动力学优化分析与验证技术	(375)
5.1 概述	(375)
5.2 S 形进气道气动载荷特点分析及其风洞试验技术	(376)
5.2.1 S 形进气道气动载荷特点及预计方法	(376)
5.2.2 S 形进气道脉动压力风洞试验研究	(379)
5.3 S 形进气道结构动力学优化分析技术	(385)
5.3.1 典型结构动力学有限元建模技术	(385)
5.3.2 典型结构振动特性分析技术	(389)
5.3.3 典型结构噪声响应分析技术	(391)
5.4 S 形进气道典型结构件振动疲劳寿命分析与验证技术	(395)
5.4.1 典型结构振动疲劳试验件设计方法	(395)
5.4.2 典型结构振动疲劳寿命分析技术	(397)
5.4.3 典型结构件振动疲劳试验验证技术	(403)
参考文献	(411)
第 6 章 双垂尾防抖振动力学设计与验证技术	(412)
6.1 概述	(412)
6.2 双垂尾抖振机理风洞试验研究技术	(414)
6.2.1 风洞试验模型	(414)
6.2.2 风洞及试验设备	(415)
6.2.3 风洞试验过程	(416)
6.2.4 风洞试验结果与分析	(416)
6.2.5 风洞试验结论	(443)
6.3 双垂尾抖振影响参数风洞试验研究技术	(443)
6.3.1 风洞试验模型	(444)
6.3.2 风洞及试验设备	(444)
6.3.3 测量方法	(444)
6.3.4 风洞试验过程	(445)
6.3.5 风洞试验结果与分析	(445)
6.3.6 风洞试验研究结论	(459)
6.3.7 边条翼布局双垂尾抖振响应工程估算软件	(460)
6.4 垂尾抖振响应计算技术	(462)
6.4.1 垂尾抖振载荷的 CFD 计算方法	(462)
6.4.2 垂尾抖振响应计算基本理论	(465)
6.4.3 抖振响应计算基本步骤	(471)
6.4.4 抖振响应计算的 Nastran 二次开发实现方法	(472)
6.4.5 计算程序简介和算例	(474)
6.5 双垂尾抖振被动减缓技术	(482)

6.5.1	刚度修改的被动减缓方法	(482)
6.5.2	垂尾局部刚度修改前后的算例对比	(484)
6.5.3	双垂尾抖振被动减缓风洞试验技术	(485)
6.6	双垂尾抖振主动控制技术	(487)
6.6.1	双垂尾抖振主动控制技术发展	(488)
6.6.2	双垂尾抖振主动控制技术及试验验证	(490)
6.7	后机身结构动态疲劳试验技术	(501)
6.7.1	动态疲劳试验技术研究的必要性	(501)
6.7.2	国内外现状	(501)
6.7.3	飞机尾翼和后机身动态疲劳试验方法	(502)
参考文献		(505)
第7章 飞机内埋弹舱抗振动疲劳设计与控制技术		(508)
7.1	概述	(508)
7.2	内埋弹舱结构振动/声耐久性设计技术	(509)
7.2.1	现代飞机内埋弹舱的结构特点	(510)
7.2.2	内埋弹舱的动载荷模型及分布动载荷动态标定	(516)
7.2.3	含运动部件的内埋弹舱动力学分析	(538)
7.2.4	内埋弹舱动力学分析和结构寿命分析流程	(549)
7.3	内埋弹舱振动/噪声主动控制技术	(595)
7.3.1	国内外研究现状	(595)
7.3.2	振动主动控制的分类	(596)
7.3.3	结构振动主动控制的控制算法	(602)
7.3.4	内埋弹舱结构振动控制风洞验证试验	(609)
参考文献		(632)
第8章 半主动起落架及缓冲系统设计技术		(641)
8.1	概述	(641)
8.1.1	简介	(641)
8.1.2	半主动控制技术发展现状	(642)
8.2	半主动起落架缓冲系统设计技术	(643)
8.2.1	缓冲器工作特性	(643)
8.2.2	缓冲系统特性分析	(645)
8.2.3	半主动起落架缓冲系统设计	(647)
8.2.4	半主动控制系统	(649)
8.2.5	半主动控制起落架系统最优控制	(650)
8.3	半主动起落架缓冲系统着陆品质和滑行载荷预计技术	(657)
8.3.1	着陆载荷预计技术	(658)

8.3.2	滑跑载荷预计技术	(667)
8.4	半主动起落架缓冲性能试验验证技术	(670)
8.4.1	试验目的	(670)
8.4.2	试验设备	(670)
8.4.3	试验参数	(673)
8.4.4	试验内容	(673)
8.4.5	落震试验	(674)
参考文献	(679)

第 1 章 飞机振动和噪声载荷的 预计、测试技术

1.1 概 述

飞机振动和噪声载荷是飞机结构进行动强度设计分析的基础，振动、噪声载荷预计的准确性将直接影响先进战斗机的使用可靠性及技战术性能。在 GJB67.8A—2008《军用飞机结构和强度规范》第 8 部分振动和航空声耐久性中明确规定了“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”。

振动和噪声载荷环境应包括由下列载荷源（但不限于此）所产生的环境：

(1) 动力装置源：

- a. 螺旋桨噪声，包括桨叶通过载荷；
- b. 喷气涡流噪声；
- c. 当飞机在舰上弹射器的发射位置，而喷焰偏转器竖起时，以及当飞机在竖起的喷焰偏转器之后，在弹射器的下一个发射位置时所经受的喷气涡流噪声；
- d. 压气机或风扇噪声；
- e. 燃烧噪声；
- f. 喷口不稳定噪声；
- g. 进气道不稳定噪声；
- h. 推力反向装置产生的载荷；
- i. 推力矢量装置产生的载荷；
- j. 所有可能与推进系统有关的其他源。

(2) 气动力源：

- a. 边界层压力脉动；
- b. 尾流引起的振动和噪声；
- c. 空腔噪声；
- d. 基本压力脉动；
- e. 振荡激波；
- f. 各种舱门及减速板打开时产生的扰动；
- g. 武器发射时的压力冲击波；
- h. 飞机突出结构和不规则处表面，如发动机进气道前缘、机翼前缘外伸部分、雷

达天线罩和涡流发生器的尾迹涡系；

- i. 辅助动力装置的噪声；
- j. 所有可能和非正常气流现象有关的其他气动力源噪声。

(3) 机械源：

- a. 旋转部件的不平衡；
- b. 武器发射力；
- c. 辅助动力源，如：泵、发电机和压气机；
- d. 燃料晃动；
- e. 所有其他机械现象。

(4) 其他动载荷源：

- a. 突风（阵风）、抖振和外挂投放载荷；
- b. 滑行、着陆、弹射和着陆拦阻装置载荷；
- c. 着舰和着舰拦阻装置载荷；
- d. 鸟或其他外来物的撞击载荷。

振动和噪声载荷预计技术是一个复杂的设计分析技术，这些振动噪声激励及振动冲击作用的类型、强烈程度、持续时间和危害程度不仅与相应的运动状态（运动形式、速度、高度和相关物体状况等）及环境有关，而且还与飞机结构本身的动态特性有密切关系。目前在飞机设计领域对振动和噪声载荷预计方法主要有工程经验法、载荷识别法、CFD 算法、统计能量法几种手段。

1.2 振动载荷预计技术

1.2.1 飞机振动载荷的工程经验预计方法

1.2.1.1 喷气式飞机环境振动

目前我国使用的战斗机基本为喷气式飞机，飞机振动主要由两个原因引起，一个是飞机飞行时气动力诱发的振动，另一个是发动机噪声引起的振动，这两个振源对飞机结构振动起着决定作用，在对飞机结构和设备进行振动环境载荷预计时，需要对这两个振源产生的振动进行叠加使用。

$$\text{振动环境载荷: } W_0 = W_A - \sum_{j=1}^N W_j$$

(1) 气动力诱发的结构振动

$$W_A = abcq^2$$

式中： a ——平台/装备的质量因子，对于安装在隔振器（缓冲架）和重量^①低于 36kg 的装备， $a = 1.0$ ；对于重量在 36kg 和 72kg 之间的装备（ W 为重量，kg）， $a = 1.0 \times 10^{(0.6 - W/60)}$ ；对重量大于或等于 72kg 的装备， $a = 0.25$ 。

b ——振动量值和动压之间的比例因子，对于安装在驾驶舱仪表板上的装备， $b =$

① 本书所提“重量”均为“质量”概念，单位为千克。

2.96×10^{-6} ; 对于驾驶舱装备和靠近光滑连续的外表面的、舱内的装备, $b = 1.17 \times 10^{-5}$; 对于安装在靠近不连续外表面或紧接尾部的舱内的装备 (空腔、机舷、马刀天线、减速板等), 后机身、机翼后缘、机翼、尾桨和发射架, $b = 6.11 \times 10^{-5}$ 。

c ——马赫数修正, 对于 $0 \leq Ma \leq 0.9$, $c = 1.0$; 对于 $0.9 \leq Ma \leq 1$, $c = (-4.8Ma + 5.32)$; 对于 $Ma > 1.0$, $c = 0.52$ 。

q ——飞行动压, kN/m^2 。

(2) 喷气式发动机噪声引起的振动

喷气式发动机噪声引起的振动是飞机的主要振动形式之一, 发动机噪声引起的振动将根据发动机的数量进行叠加。

喷气式发动机噪声引起的振动

$$W_j = \{0.48ad\cos^2\theta/R \times [D_c(V_c/V_r)^3 + D_f(V_f/V_r)^3]\}$$

式中: a ——平台/装备相互作用因子, 对于安装缓冲器和重量小于 36kg 的设备, $a = 1.0$; 对于重量在 36 ~ 72.12kg 的设备, $a = 1.0 \times 10^{(0.6 - W/60)}$ (W 为重量, kg); 对于重量大于或等于 72.12kg 的设备, $a = 0.25$ 。

d ——加力燃烧室因子, 没有使用加力燃烧室, $d = 1.0$; 使用加力燃烧室, $d = 4.0$ 。

R ——装备重心到发动机尾喷口中心之间的矢量距离, m。

θ —— R 矢量与发动机尾喷口矢量的夹角 (沿发动机尾喷口中心线向后), 以度为单位, 对于 $70^\circ < \theta \leq 180^\circ$, 采用 70° 。

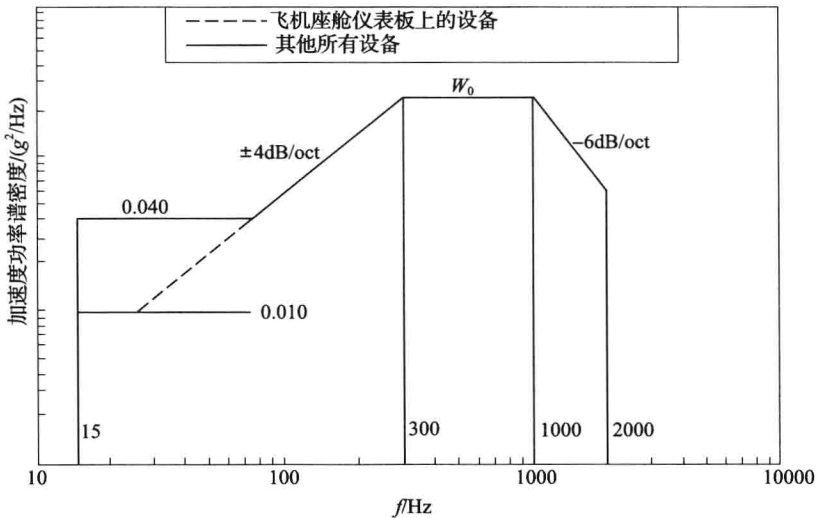


图 1-1 喷气式飞机振动

D_c ——发动机中心排气直径, m。

D_f ——发动机风扇排气直径, m。

V_r ——参考排气速度, 取 564m/s。

V_c ——发动机中心排气速度 (不带加力燃烧室), m/s。

V_f ——发动机风扇排气速度（不带加力燃烧室），m/s。

1.2.1.2 外挂振动载荷预计方法

喷气式飞机外挂作为悬挂在飞机外表面的结构，主要受到飞机飞行时气动力诱发的振动作用，发动机等产生的结构振动对外挂结构的输入较小，因此，根据有关标准和规范规定，喷气式飞机外挂振动载荷只考虑气动力诱发的振动。而影响其结构振动的因素有包括外挂形式、外挂外形、外挂质量等因素，具体计算方法如表 1-1 所示。

表 1-1 飞机外挂振动载荷预计

$W_1 = 5 \times 10^{-3} K A_1 B_1 C_1 D_1 E_1, (g^2/Hz)^{\text{①}}$ $W_2 = H (q/\rho)^2 K A_2 B_2 C_2 D_2 E_2, (g^2/Hz)^{\text{①}}$ $Ma \leq 0.90, K = 1.0; 0.90 \leq Ma \leq 1.0, K = -4.8Ma + 5.32; Ma \geq 1.0, K = 0.52^{\text{②}}$ $f_1 = 10^5 C (t/R^2), (Hz)^{\text{③,④,⑤}}, f_2 = f_1 + 1000, (Hz) f_0 = f_1 + 100; (Hz)^{\text{⑥,⑦}}$							
技术状态		因子		技术状态		因子	
气动外形良好		A_1	A_2			B_1	B_2
单个外挂		1	1	带动力的导弹的后半部分		1	4
并联外挂		1	2	其他外挂的后半部分		1	2
在其他外挂之后携带的外挂		2	4	所有外挂的前半部分		1	1
气动外形不良 ^⑧		C_1	C_2			D_1	D_2
单个外挂和并联外挂		2	4	外场组装的钢板鳍/尾部整流锥的设备		8	16
在其他外挂之后		1	2	带动力的导弹		1	1
其他外挂		1	1	其他外挂		4	4
		E_1	E_2				
燃烧弹（充满燃烧物）		1/2	1/4				
其他外挂		1	1				
<p>Ma——马赫数。 H——常量 = 5.59（米制单位）。 C——常量 = 2.54×10^{-2}（米制单位）。 q——飞行动压，kN/m²。 ρ——外挂重量密度（重量/体积），kg/m³，ρ 的值应限制在 $641 \leq \rho \leq 2403 \text{kg/m}^3$。 t——结构（承受挂载的）表皮的平均厚度，m。 R——外挂特征（结构的）半径（外挂长度上的平均）m。对于圆形截面外挂，R = 圆形截面外挂的半径；对于椭圆截面外径，R = 椭圆截面外挂的长轴和短轴平均的一半；对于不规则截面外径，R = 不规则截面外挂的最长弦的一半。</p>							
典型参数值							
外挂类型	最大 $q/$ (kN/m ²)	$\rho/$ (kg/m ³)	$f_1/$ Hz			$f_2/$ Hz	
空地导弹	76.61	1602	500			1500	
空空导弹	76.61	1602	500			1500	
仪器舱	86.19	801	500			1500	
发射架（可重复使用的）	57.46	801	200			1200	

续表 1-1

典型参数值				
爆破弹	57.46	1922	125	2000
燃烧弹	57.46	641	100	1100

注：①如果外挂参数超过给定限，可参考有关资料；
 ②马赫数修正；
 ③将 f_1 限在 $100\text{Hz} \leq f_1 \leq 2000\text{Hz}$ ；
 ④带尾翼的自由下落外挂， $f_1 = 125\text{Hz}$ ；
 ⑤将 (t/R^2) 限在 $0.040 \leq (t/R^2) \leq 0.787$ ，如果计算值落在这些极限值的外边，则使用这些极限值；
 ⑥对于非圆形或椭圆形截面 $f_0 = 500\text{Hz}$ ；
 ⑦如果 $f_0 > 1200\text{Hz}$ 则采用 $f_0 = 2000\text{Hz}$ ；
 ⑧对外挂的前 1/4 部分有气流分离的情况。钝头、光学平面、尖角和敞开的空腔都是分离的潜在源。任何非光滑的、拐弯的和非逐渐变细的前伸鼻都是值得考虑的。气动工程师应做出判断。

1.2.1.3 炮振载荷预计方法

(1) 载荷分类

炮振载荷根据作用方式可分为两种类型载荷，一种是机械载荷（前冲、后坐载荷），是用于对支持结构设计用的航炮动载荷，对支持结构来说是外加动载荷；另一种是噪声载荷（炮口爆炸波），是用于对机械设备设计用的航炮动载荷，对机械设备来说是试验谱载荷。

(2) 机械载荷预计

首先，用炮厂航炮、板簧系统的试验结果，确立结构刚度、位移与载荷之间的关系；其次，膛压曲线离散获取膛压载荷、载荷重复次数和载荷之间的时间间隔；再次，建立结构计算模型，至少得到结构前 5 阶模态 ($NF \geq 5$)，确定各阶正则模态阻尼比；最后，求解结构的后坐力响应 $F(t)$ ，预计结构的机械载荷动载荷。

(3) 噪声载荷预计

噪声载荷可根据《军用设备环境试验方法》GJB 150A.20—1986 中预计公式进行预计。

如图 1-2 所示，噪声载荷是在宽带随机谱上叠加 4 个窄带随机峰组成，4 个窄带随机峰对应的中心频率是炮击频率的基频及前 3 阶倍频。

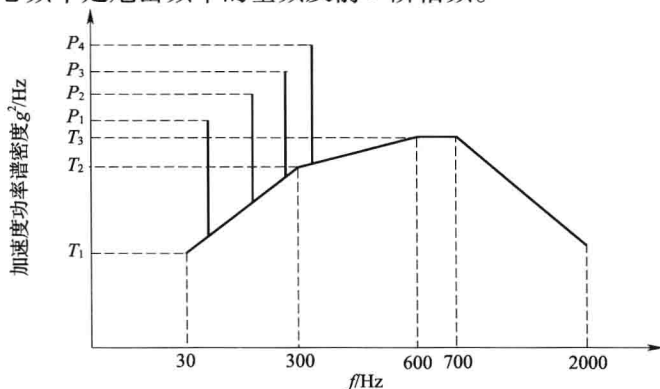


图 1-2 通用炮击振动谱