第一图书网, tushu007.com

<<现代战斗机结构动强度设计技术指>>

图书基本信息

书名：<<现代战斗机结构动强度设计技术指南>>

13位ISBN编号：9787516500934

10位ISBN编号：7516500933

出版时间：2012-10

出版时间：施荣明 航空工业出版社 (2012-10出版)

作者：施荣明 编

页数：681

版权说明：本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问：http://www.tushu007.com

内容概要

《现代战斗机结构动强度设计技术指南》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。
《现代战斗机结构动强度设计技术指南》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。

书籍目录

第1章飞机振动和噪声载荷的预计、测试技术 1.1概述 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 1.2.2统计能量方法振动（噪声）预计 1.3动载荷识别法 1.3.1研究基础 1.3.2动载荷识别的频域方法和时域方法 1.3.3广义正交多项式在动载荷识别理论中的应用 1.3.4典型弹舱结构模型分布动载荷识别 l.4飞机振动环境测试技术 1.4.1环境振动测试方法 1.4.2振动数据分析 1.4.3冲击测试方法 1.4.4动应变振动测试方法 1.5飞机噪声载荷预计技术 1.5.1航空声环境 1.5.2动力装置噪声预计方法 1.5.3边界层压力脉动噪声预计方法 1.5.4空腔噪声预计方法 1.5.5武器发射噪声预计方法 1.5.6舱内噪声预计方法 1.5.7噪声载荷预计软件简介 1.6空腔噪声载荷CFD预计方法 1.6.1空腔噪声载荷的背景 1.6.2空腔流动特征 1.6.3计算方法 1.6.4验证 1.7飞机声载荷测试技术 1.7.1地面试验声载荷测量方法 1.7.2航空声飞行试验声载荷测量方法 1.7.3空腔噪声测试方法 1.7.4飞机舱内噪声测试技术 1.7.5飞机外场噪声测试技术 参考文献 第2章飞机动强度综合设计技术 2.1概述 2.2飞机动强度设计准则、判据和流程 2.2.1飞机动强度设计准则、判据 2.2.2飞机动强度设计流程 2.3飞机结构振动疲劳设计、试验技术 2.3.1飞机振动疲劳分析方法 2.3.2飞机振动疲劳载荷谱编制方法 2.3.3飞机抗振动疲劳设计技术 2.3.4振动试验验证技术 2.4飞机结构抗声疲劳设计与试验技术 2.4.1飞机结构的声疲劳问题 2.4.2飞机结构抗声疲劳设计过程简介 2.4.3飞机结构抗声疲劳设计方法 2.4.4飞机结构声疲劳试验技术 参考文献 第3章飞机结构动力学设计技术 3.1概述 3.2基于频率和响应飞机部件的设计技术 3.2.1结构频率优化方法 3.2.2响应优化设计方法 3.2.3武器发射响应分析 3.2.4复合材料机翼的动态特性 3.2.5发射导弹时的载荷情况 3.2.6冲击载荷的响应计算结果 3.2.7冲击响应的分析讨论 3.3飞行器结构动力学建模分析与试验综合建模技术 3.3.1飞行器结构动力学建模基本步骤 3.3.2模型修改 3.3.3结构动力学模型修正 3.3.4参数性模型修正的灵敏度分析 3.3.5基于实测频响函数的飞行器结构综合建模方法 3.4飞机结构阻尼建模技术 3.4.1描述飞机结构阻尼的模型 3.4.2飞机结构阻尼模型的试验建模方法 3.4.3附加集中阻尼器后的阻尼模型 3.4.4考虑阻尼时飞机结构的动力学分析 3.4.5有阻尼飞机结构的物理一状态混合空间中的实模态综合技术 3.5考虑阻尼的飞行器结构动力学优化设计技术 3.5.1针对提高结构阻尼特性的优化设计技术 3.5.2模态阻尼优化设计及配置 3.5.3附加阻尼材料的优化设计技术 3.6多约束条件下动力学综合优化设计技术 3.6，l多约束条件动力学综合优化设计模型的建立和分析 3.6.2频率和振型约束下的结构动力学优化设计 3.6.3多约束条件下的约束阻尼结构的拓扑优化 3.7分析软件简介 3.7.1自由度匹配 3.7.2模型评估 参考文献 第4章液压／燃油管系结构动强度分析与试验技术 4.1概述 4.2管系结构动力学建模和分析技术 4.2.1流固耦合动力学建模和分析技术 4.2.2环境振动动力学建模和分析技术 4.3管系结构动强度分析技术 4.3.1液压／燃油直管结构固有频率计算 4.3.2振动疲劳寿命分析技术 4.4管系结构动强度试验技术 4.4.1基于环境振动的管系结构动强度试验技术 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 4.5管系结构振动控制技术 4.5.1液压／燃油管系结构动强度设计原则 4.5.2液压／燃油管系结构振动控制技术 4.6管系振动故障模式及排除方法 4.6.1管系振动故障模式 4.6.2管系振动故障排除方法 4.6.3国内已有管系振动故障实例分析 参考文献 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 5.1概述 5.2s形进气道气动载荷特点分析及其风洞试验技术 5.2.1s形进气道气动载荷特点及预计方法 5.2.2s形进气道脉动压力风洞试验研究 5.3s形进气道结构动力学优化分析技术 5.3.1典型结构动力学有限元建模技术 5.3.2典型结构振动特性分析技术 5.3.3典型结构噪声响应分析技术 5.4s形进气道典型结构件振动疲劳寿命分析与验证技术 5.4.1典型结构振动疲劳试验件设计方法 5.4.2典型结构振动疲劳寿命分析技术 5.4.3典型结构件振动疲劳试验验证技术 参考文献 第6章双垂尾防抖振动力学设计与验证技术 6.1概述 6.2双垂尾抖振机理风洞试验研究技术 6.2.1风洞试验模型 6.2.2风洞及试验设备 6.2.3风洞试验过程 6.2.4风洞试验结果与分析 6.2.5风洞试验结论 6.3双垂尾抖振影响参数风洞试验研究技术 6.3.1风洞试验模型 6.3.2风洞及试验设备 6.3.3测量方法 6.3.4风洞试验过程 6.3.5风洞试验结果与分析 6.3.6风洞试验研究结论 6.3.7边条翼布局双垂尾抖振响应工程估算软件 6.4垂尾抖振响应计算技术 6.4.1垂尾抖振载荷的cFD计算方法 6.4.2垂尾抖振响应计算基本理论 6.4.3抖振响应计算基本步骤 6.4.4抖振响应计算的Nastmn二次开发实现方法 6.4.5计算程序简介和算例 6.5双垂尾抖振被动减缓技术 6.5.1刚度修改的被动减缓方法 6.5.2垂尾局部刚度修改前后的算例对比 6.5.3双垂尾抖振被动减缓风洞试验技术 6.6双垂尾抖振主动控制技术 6.6.1双垂尾抖振主动控制技术发展 6.6.2双垂尾抖振主动控制技术及试验验证 6.7后机身结构动态疲劳试验技术 6.7.1动态疲劳试验技术研究的必要性 6.7.2国

内外现状 6.7.3飞机尾翼和后机身动态疲劳试验方法 参考文献 第7章飞机内埋弹舱抗振动疲劳设计与控制技术 7.1概述 7.2内埋弹舱结构振动／声耐久性设计技术 7.2.1现代飞机内埋弹舱的结构特点 7.2.2内埋弹舱的动载荷模型及分布动载荷动态标定 7.2.3含运动部件的内埋弹舱动力学分析 7.2.4内埋弹舱动力学分析和结构寿命分析流程 7.3内埋弹舱振动／噪声主动控制技术 7.3.1国内外研究现状 7.3.2振动主动控制的分类 7.3.3结构振动主动控制的控制算法 7.3.4内埋弹舱结构振动控制风洞验证试验 参考文献 第8章半主动起落架及缓冲系统设计技术 8.1概述 8.1.1简介 8.1.2半主动控制技术发展与现状 8.2半主动起落架缓冲系统结构设计技术 8.2.1缓冲器工作特性 8.2.2缓冲系统特性分析 8.2.3半主动起落架缓冲系统结构设计 8.2.4半主动控制系统 8.2.5半主动控制起落架系统最优控制 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 8.3.1着陆载荷预计技术 8.3.2滑跑载荷预计技术 8.4半主动起落架缓冲性能试验验证技术 8.4.1试验目的 8.4.2试验设备 8.4.3试验参数 8.4.4试验内容 8.4.5落震试验 参考文献

章节摘录

版权页： 插图： 1.4.2.2数据分析方法 测试数据若以周期性振动为主，应采用频谱分析；测试数据若以随机振动为主，应采用功率谱分析。
对于同一频带内同时含有周期分量与随机分量，且两者均不能忽视时，应采用计算法或截取法将他们分离。
为抑制“泄漏”，分析时一律加“汉宁（Hanning）窗”处理。
推荐名义带宽为B=5Hz左右（上限频率为2kHz）。
1.4.2.3振动数据归纳方法 所有提供归纳的飞机振动测量数据均应经过适当的测量和分析，而且符合《飞机飞行振动环境测量数据处理一般技术要求》等相关技术文件要求；要求根据被测量飞机的技术要求和飞行任务剖面对数据归纳中划分的每一种状态分别给出它们在飞机总寿命中所占的时间。
在归纳数据前应对同时含有正弦和随机两种分量的混合数据进行等效转换。
飞机设备安装区域划分应以飞机实际结构、气动布局和设备安装情况为基础进行区域划分，也可以参照《军用飞机强度和刚度规范》中有关规定进行。
测量数据归纳，应按以下步骤进行：①一定状态下，同一个测量点多个测量数据归纳；②一定状态下，同一区域中的数据归纳；③同一区域中所有状态的数据归纳。
按规范要求给出标准振动环境条件。
1.4.3冲击测试方法 加速度测试是当前冲击测试中最普遍的测试方式，根据测试目的的不同，可采用不同的加速度传感器进行测试。
飞机的冲击环境测试，一般使用压阻式加速度计，布置在飞机承力结构上，以结构的冲击振动水平作为飞机结构和成品附件环境冲击振动的设计载荷。
1.4.4动应变振动测试方法 由于飞机的全机或部件结构动力学动载荷标定还没有成熟技术，全机或部件的动应变测试研究尚在探索阶段。
目前在飞机上进行的动应变测试仅能针对特定结构进行。
根据随时间的变化规律，动态应变可以分为不同的类型，随时间变化的规律可以用明确的数学关系描述的称为确定性动态应变，包括周期动应变和非周期性动应变；其他的则属于非确定性的，包括非周期性动应变和随机性动态应变。
测量动态应变时，必须将应变随时间变化的过程记录下来，然后利用适当的方法分析研究。
动态测量与静态测量的基本原理是相同的，在粘贴技术／温度补偿／防潮处理／对导线的处理和接桥方法上也是相同的，但在构造与记录方面上不同：动态应变仪是多通道的，且每一通道独立。

编辑推荐

《现代战斗机结构动强度设计技术指南》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。

版权说明

本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问:http://www.tushu007.com