

# 飞机结构的动强度问题研究

李家旭<sup>1</sup>, 赵虹<sup>1</sup>, 陈伟<sup>2</sup>, 屈一帅<sup>2</sup>, 陈鑫<sup>3</sup>

(1. 中航飞机股份有限公司汉中飞机分公司设计研究院, 陕西汉中 723200;

2. 中航飞机股份有限公司汉中飞机分公司 808 厂, 陕西汉中 723200;

3. 中航飞机股份有限公司汉中飞机分公司翻译处, 陕西汉中 723200)

**摘要:** 随着飞机的应用频率越来越高, 对于飞机结构的研究成为相关人士关注重要课题。本文是笔者结合自身多年工作经验, 探究在设计飞机结构之中的各种动强度问题, 为相关人士提供理论依据。

**关键词:** 动强度; 飞机结构; 问题

**中图分类号:** V215.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1674-7712 (2014) 04-0229-02

## 一、前言

2011 年 10 月, 成都某航班在快达到双流机场时因天气原因改道重庆迫降, 不能够在规定时间内完成这次航飞任务。事实上, 飞机在飞行中会受到各种因素的影响, 必定会影响到正常飞行。而且从许多飞机事故及故障中发现, 很多都是因为冲击、振动原因造成的, 所以在设计中必须要高度重视结构动强度带来的问题。

## 二、动强度所设计到的内容

按照传统研制中可知, 在飞机结构上要高度重视动强度的问题, 总体来看, 设计动强度所涉及的内容主要有:

其一是设计飞机时就要依据动强度所提要求, 从而确定好怎样对结构进行布局以及构型, 而且要优选出设计中所涉及到的参数, 大多数应用到了结构动力学。

其二刚开始设计之时就要按照动强度所提要求, 优选出刚度、质量以及阻尼较好的措施, 这样才能够有效控制振动, 事实上飞机结构设计时动强度主要要满足以下相关要求。(1) 防止出现有害共振, 必须要控制结构所产生振动频率, 从而实现预期所得固有频率, 依据所提出固有频率而得出基本要求, 例如在设计航炮的支持结构上固有频率, 就必须要考虑到发射的频率以及倍频。(2) 防止出现过度振动, 必须要减小振动的应力; 这就需要控制好结构所产生动强度响应, 必须要满足设计动强度响应要求, 例如对一些重要设备安装时确定位置, 就一定要控制振幅到一定量值下面。(3) 必须要满足动稳定性的要求, 要确保飞机在稳定的边界范围中工作, 例如要确保气动弹性的稳定。

## 三、设计动强度的方法

对于飞机结构的静强度设计上大部分是和材料的性能以及工艺性能, 在动强度上涉及到的主要因素主要是阻尼、刚度、附加子系统以及惯性等等, 在设计飞机结构动强度上, 特别是结构主要为动载荷, 必须要运用动力学思想与方法对载荷形式与类型进行分析, 满足这个要求后就要对动力学的特性进行分析, 例如动响应以及固有频率情况, 之后运用振动控制来设计与调整结构动强度, 通过这些措施来确保飞机结构所必须具备的动强度, 这样才能够满足应用要求, 其设计的流程及设计位置如图 1 所示。

在设计飞机结构动强度必须要应用振动控制学与结构动力学。在这两门学科基础上提出合理的设计思路与方法。

(一) 结构动力学。动力学上主要包含了结构的动力学分析、灵敏度分析以及最优化几个方面, 其中的结构动力学主要包含了三个步骤, 其一就是要构建出有限元模型, 必须要实际飞机的结构构型上进行分析, 构建出初始有限元模型, 一般做法就是要分析静强度, 分析好之后就需要结合实况做一定修改, 为动力学分析打基础。其二振动特征, 其反应的结构所产生动力学特征, 主要是针对动强度所设计, 就是会直接或者是间接的对结构振动特性做适当改变。其三动力的响应分析, 要设计好动强度, 还要分析飞机结构加速度、位移以及应力等各种响应, 依据不同外界激励, 还必须要对结构中各类动响应

进行计算, 减少结构振动水平, 增强结构动强度。

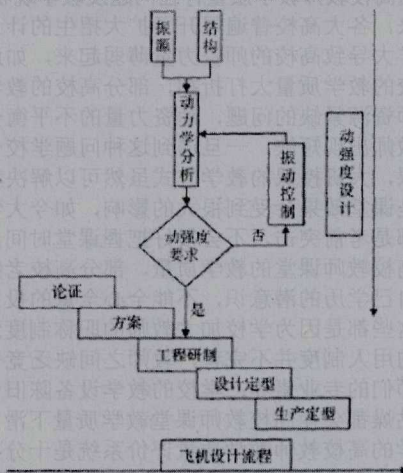


图1 设计的流程及设计位置

分析灵敏度, 对于结构的动力学而言, 灵敏度是重要内容之一, 所谓灵敏度就是结构发生振动所体现出的特性与动力响应, 因为变更结构参数必定会影响到变化程度, 就会影响到设计结构的动力学的目标, 必定会对选择设计给予一定指导措施。这些结构参数主要包含了结构刚度、阻尼及惯性参数, 同时还包含了附加子系统各种参数, 分析结构的灵敏度主要内容就是特征灵敏度, 其分析方法主要有摄动法与导数法等等, 主要包含了三种情况: 其一是孤立模态情况; 其二强度问题, 高度重视特征值的情况; 其三耦合模态的情况。其中最优化的方法, 就是要依据所设计的指标来选定目标函数, 比如固有振型或者动响应、固有频率, 同时要构建出目标函数; 在设计之时必定会受到许多环境条件所限, 这样按此能够确保设计具备合理性、可靠性以及可实现性, 就转为非线性的规划问题, 从而确定出结构参数组合方案, 确保动力学的性能和目标值最靠近, 实现优化目标; 最常见方法就是频响优化与多频优化。

(二) 控制振动设计。对于飞机结构的振动控制主要划分成了被动控制与主动控制, 而主动控制还被称为有源控制, 本文就对控制这两种振动做分析。

在工程之中比较常见控制振动设计比较多, 主要有隔振、减振、吸振以及缓冲设计, 也就是在主系统上进行相应减振、隔振以及缓冲各种子系统, 达到有效控制主系统所产生振动或者运转时因冲击所耗散、传递以及转移振动的能量。分析时从能量转换角度看, 减振也就是将各个子系统所产生阻尼通过合理措施耗散, 从而分散振动的能量。

其二就是要降低系统振动, 隔振就是对隔振的子系统进行控制, 防止传递振动能量, 这样有效减小了系统振动; 所谓缓冲就是降低缓冲的子系统所传递的冲击能量, 这样就能有效控制系统冲击; 而吸振是对子系统能量进行吸振从而

(下转第231页)



相对滑动引起观测结果的变化。

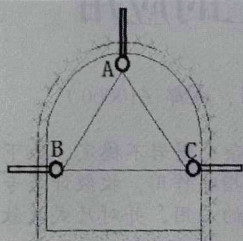


图5 正确的收敛标点  
安装示意图

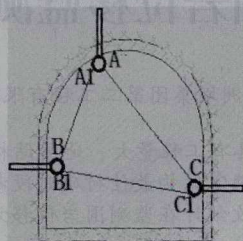


图6 错误的收敛标点  
安装示意图

#### 六、收敛监测成果分析

(一) 收敛计温度修正及实例分析。(1) 温度修正值。收敛计钢尺膨胀系数(K)是:  $K=11.6 \times 10^{-6} \text{ mm/}^\circ\text{C}$ 。若钢尺长度为L, 温度变化为 $\Delta T$ , 则 $\Delta L=L \cdot K \cdot \Delta T$ 。若初始温度 $T_0$ , 当前温度为 $T_1$ , 令 $\Delta T=(T_1-T_0)$ , 则长度的相对变化为:  $\Delta L=L \cdot K \cdot (T_1-T_0)$ 。当温度升高 $T_1 > T_0$ , 钢尺膨胀 $\Delta L$ 是正值。因此, 当 $T_1 > T_0$ 对 $R_1$ 的修正值为正, 与之相反。 $R_1$ 的修正值是 $L \cdot K \cdot (T_1-T_0)$ 。若令 $L=R_0$ , 那么要求的对 $R_1$ 的修正值是 $+R_0 \cdot K \cdot (T_1-T_0)$ , 所以, 如果有距离的相对变化 $\Delta D$ , 在初始温度 $T_0$ 下的初始读数 $R_0$ 和温度 $T_1$ 下的读数 $R_1$ , 那么:  $\Delta D_{\text{apparent}}=R_1-R_0$ , 实际的由于温度的修正:  $\Delta D_{\text{true}}=R_1-R_0+R_0 \cdot K \cdot (T_1-T_0)$  (2) 实例分析论证。索普拉多拉水电站进场交通洞K0+920断面进行收敛监测, 在 $20^\circ\text{C}$  ( $T_0$ )时读取的初始读数 $R_0=10.4823\text{m}$ , 在温度为 $0^\circ\text{C}$  ( $T_1$ )时读数为 $R_1=10.4965\text{m}$ , 则相对变化是:  $R_1-R_0=0.0142$ 或者 $+14.20\text{mm}$ 。要求的温度修正值为:  $\Delta D_{\text{apparent}}=+(10.48 \times 1000) \times 11.6 \times 10^{-6} \times (0-20) \text{ mm} = -2.43\text{mm}$

实际的由于温度的修正:  $\Delta D_{\text{true}}=+14.20-2.43=+11.77\text{mm}$

#### (二) 典型断面收敛变形过程图

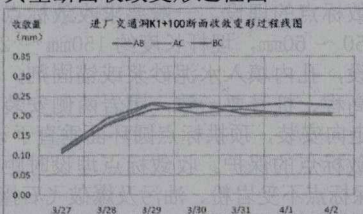


图7 进场交通洞K1+100断面收敛变形过程图

(上接第229页)

转移了振动能量, 有效控制好主系统振动。

其三主动控制振动, 在这个方面一般划分成了开环控制和闭环控制的类型, 这几个部分主要是由测量系统、控制对象、控制器以及执行结构与能源共五个大的部分所组成, 其核心就是控制律, 工程应用关键就是设计与实施测量系统与执行机构。而每项控制技术都必须采取相应主动控制技术。

比如某飞机的机翼有限元模型如图2所示:

该模型主要是由安定面、襟翼及舵面共同组成, 其结构属于板杆结构。在飞行过程时, 当发射导弹时必定会给机翼一个冲击载荷, 造成机翼结构发生动强度问题。因此对机翼根部使用了固支约束, 让加强肋承受冲击荷载, 采用正弦函数形式对冲击载荷进行模拟, 其作用的时间为 $0.1\text{s}$ , 计算分析时间为 $2\text{s}$ 。本文分析的应力响应计算结果如图3:

#### 四、结束语

总而言之, 随着飞机是使用率不断增大, 必须要确保飞机结构的设计。在设计飞机结构时必须考虑到动强度的问题, 并结合实际情况采用合理的设计措施, 必须要做到几个方面措施: 其一要分析初始结构, 给之后工作打好基础条件。

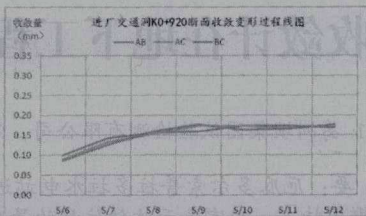


图8 进场交通洞K0+920断面收敛变形过程图

#### 七、钢卷尺收敛计未来发展趋势与经济效益

(一) 提高精度。随着围岩环境安全要求越来越高, 以往钢尺张力靠机械对正存在误差, 精度已不再适应测量要求, 极有必要对加载张力精度的提高进行研究。

(二) 采用球铰结构。球铰定向有利于仪器的大倾角测量, 同时作为整体系统设计更加牢固不易变形。

(三) 增大测量量程。随着监测断面和跨度的不断增大, 测量量程的增大也将成为必然。

(四) 采用电动张紧机构。电动张紧机构可提高仪器的自动控制能力, 大大减少操作人员的工作强度, 缺点是不方便携带。

(五) 选用新型材料。收敛计制造采用最新科技材料和新化学处理方法增强防腐能力, 保证强度, 减轻重量。

总之, 结构新颖, 操作简便, 测量精度高, 体积小重量轻是未来收敛计的发展方向, 研制出性能更加优异的收敛计是大势所趋。

#### 八、结束语

索普拉多拉水电站进场交通洞收敛量测工作持续数月, 各典型断面爆破前后均量测一次, 当每次爆破开挖岩体时监测断面围岩位移量均突变增大, 极有规律, 证明钢卷尺收敛计的可靠性。收敛计是围岩变形的设备中较为简单, 方便实用的仪器。结构新颖、操作简便、测量精度高、体积小重量轻是其发展趋势。性能更加优异的收敛计将为施工质量, 优化支护参数, 降低施工成本, 提高安全生产水平有重要意义。

[作者简介] 高江 (1985.05-), 云南曲靖人, 葛洲坝集团试验检测有限公司技术负责人, 本科, 助理工程师, 研究方向: 大坝安全监测; 周天荣 (1988.05-), 女, 湖北黄冈人, 葛洲坝集团第二工程有限公司科长, 本科, 助理经济师, 研究方向: 工程造价。

其二要依据结构及边界的实际情况, 并进行适当简化之后就建立出有限元模型。其三根据要求做相应动力学分析; 其四依据各种条件对结构再设计, 并且分析结构达到满意为止。

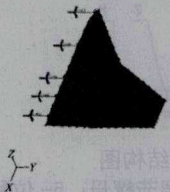


图2 有限元模型

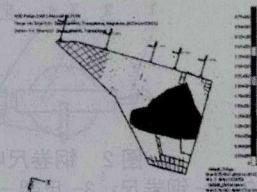


图3 0.01s时机翼应力响应

#### 参考文献:

- [1] 邴正能. 飞机结构学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册—第九册 载荷、强度、刚度 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [3] 龚庆祥. 航空器振动故障与实例分析汇编 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.