

飞机结构多层次优化设计技术及 COMPASS

段世慧 刘钢 孙侠生 孙宪学

(中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要: 主要介绍 COMPASS 的主要功能和关键技术。COMPASS 作为一个多学科优化设计软件系统, 分全机、翼面和壁板三个层次进行优化, 综合满足气动、气弹、强度、刚度、振动稳定性和重量等要求。首先, 利用最优准则法(满应力/应变法)处理强度约束获得全机结构的最佳尺寸, 并提出了以分层厚度为设计变量、以应变能原理为基础的复合材料二级优化方法; 其次, 利用数学规划法对翼面结构进行满足刚度、振动、颤振和静弹等要求的多约束优化, 并且能够对机翼进行气动弹性剪裁和载荷弹性修正; 最后, 对加筋壁板进行稳定性分析和优化设计, 寻找满足稳定性要求的最佳型材类型和截面尺寸。大量工程应用表明, COMPASS 方法准确、技术实用、设计效率高, 是飞机结构概念设计和初步设计阶段非常有效的设计手段。

关键词: 多学科; 多层次; 优化设计; 气动弹性剪裁; COMPASS

中图分类号: V214 **文献标识码:** A **文章编号:** 1006-3919(2010)01-0022-08

A multi-level optimization design technology for aeronautical structure in COMPASS

Duan Shihui Liu Gang Sun Xiasheng Sun Xianxue

(Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: The configuration of COMPASS and its key techniques are introduced in this paper. The multilevel optimization strategy is used to meet the challenge of the lighter weight, the longer life and the more reliability of the modern aircraft. The global constraints(deflection, flutter speed ,static aeroelastic divergence speed and efficiencies)and local constraints (stress ,strain, and local buckling) are treated by optimum criteria method and mathematical programming method respectively. Firstly ,a fully stressed/strained design (FSD), in which the thickness ratio of the ply groups of composite laminates is adjusted by the contributions of their strain energy , is proposed. Secondly, wing structures are optimized by mathematic programming method and sensitivity analysis technique to satisfy the multi-constraints such as weight, deformation, torsion, and vibration frequency. Finally, stiffened stringer panels are optimized for

收稿日期: 2009-06-10; 修回日期: 2009-12-21

作者简介: 段世慧(1963—), 男, 博士, 副总师, 研究员, 研究方向: 计算力学及应用软件研究; (710065)
西安市 86 号信箱总师办.

searching optimal geometry and section size satisfying stability demands. According to present method, COMPASS software has been developed and enhanced. Some engineering examples demonstrate the reliability and efficiency of the method. It is shown that COMPASS is a powerful engineering design tool to improve structural efficiency, to enhance aircraft performance, to reduce duration of structural design, and to decrease investment required via multidiscipline structural synthesis.

Key words: multi-disciplinary; multi-level; optimization design; aeroelastic tailoring; COMPASS

1 引言

随着钛合金和复合材料等新材料的大量使用,军机、民机、直升机和无人机等航空航天飞行器的重量正在逐步降低,机动性、隐身性、经济性和舒适性等性能却在大幅提高,典型代表如 F-22、F-35、A380 和波音 787 等^[1]。这些综合性能卓越的飞机得益于一个良好的机体平台,为其提供了可靠的气动、气弹、强度和刚度保证。如何在飞机方案设计阶段,平衡和折衷气动、气弹、强度和刚度等要求,是一个设计人员必须面对和深入思考的问题^[2]。

国外在型号研制中大量采用优化设计技术,并且开发专门的优化设计软件,如美国的 FLOPS、ASTROS^[3]、PASCO、俄罗斯的 ARGON、法国的 ELFINI、德国的 TOSCA、LAGRANGE 等。作为一个与国外类似的专业优化软件,COMPASS (COMPOSITE structural Analysis and Synthesis System) 主要用于飞机复合材料(含金属)结构的分析与优化设计,是一个自包容的多学科(结构、空气动力、气动弹性)软件系统。系统基于有限元分析和优化技术,具有结构静力分析、振动分析、颤振分析、静弹分析、屈曲分析、敏度分析、满应力/应变优化、多约束优化和气动弹性剪裁等功能。COMPASS 作为航空领域特色鲜明的优化设计软件,在军机、民机、直升机、无人机和导弹等多个型号研制中得到应用,对提高结构性能、降低结构重量、缩短研制周期和节省研制费用起到了重要作用。

大量工程应用表明^[4],COMPASS 优化设计技术可行,工程实用性强,设计效率高,是工程技术人员进行复合材料飞机结构设计的有效手段。

2 多层次优化设计框架

飞机设计的一般过程是全机—部件—细节分别设计,按照这个过程 COMPASS 的优化设计分为 3 个层次:全机满应力优化主要解决应力/应变约束,翼面多约束优化主要考虑刚度、振动、颤振和静弹等约束,加筋板稳定性优化主要用于提高壁板失稳能力,前一个层次的优化结果作为后一个层次的设计初值,若通过三个层次优化仍不能得到满足要求的最优解,则回到第一个层次在更改初始设计后重新开始新一轮优化设计。图 1 给出了 COMPASS 的多层次优化设计框架。如果优化对象不是全机而是机翼,也可按上述多层次优化设计思路,进行机翼满应力优化、机翼多约束优化和加筋板稳定性优化。

3 多层次优化设计技术

3.1 全机满应力(应变)优化

在处理全机结构强度优化问题时, COMPASS 采用两种最优准则法进行减重设计, 即满应力法(金属材料)和满应变法(复合材料), 又称 FSD (Full Stress/Strain Design)。它采用强度比迭代公式进行“满应力/满应变”设计, 主要用于飞机结构初步设计/详细打样设计阶段, 给出满足结构静强度约束条件(应力、应变、屈曲)的总体尺寸分布与铺层, 也可作为数学规划法设计提供初值。该方法实用、高效, 一般只需有限步迭代即可得到优化解。采用“关键元”设计概念, 在每个设计区中, 选取有代表性的元素作为关键元, 按关键元的应力/应变状态进行强度比计算, 使计算量大大减少, 图 2 描绘了关键元和设计区。

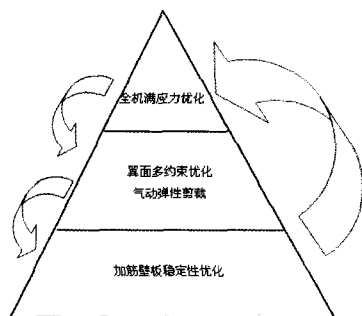


图1 多层次优化设计框架

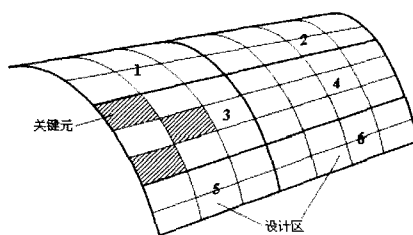


图2 设计区与关键元示意图

满应力优化设计基本公式为

$$A_i^{(k+1)} = \xi_i^{(k)\beta} \cdot A_i^{(k)} \quad (1)$$

式中, A_i 为单元可调尺寸, k 为迭代次, β 为松弛系数。其中应力(应变)比 $\xi_i = \max_{(P)} \left\{ \xi_i^{(P)} \right\}$ 。

$$\xi_i^{(P)} = \left(\frac{R_{i\text{工作}}}{\bar{R}_i} \right)^{(P)} \quad (2)$$

其中, p 为载荷工况号, $R_{i\text{工作}}$ 为工作应力(应变), \bar{R}_i 为许用应力(应变)。

对于复合材料层合板设计, 采用应变能原理进行二级优化^[5], 可以充分发挥结构承载减重的效益, 使材料分配趋向合理。基本做法是: 当由应变比迭代式(1)求出层合板总厚度 $A_i^{(k+1)}$ 后, 再对层合板各分层尺寸进行第二层次的优化, 设计变量为板的分层厚度, 分层定义见文献[6]。

$$A_{ij}^{(k+1)} = A_i^{(k+1)} \cdot \left(e_{ij} / \sum_{j=1}^n e_{ij} \right)^{(k)} \quad (3)$$

式中, A_{ij} 为第 i 个板元第 j 个分层厚度, e_{ij} 为第 i 个板元第 j 个分层的应变能, $\sum_{j=1}^n e_{ij}$ 为总应变能, n 为分层数。

求得分层尺寸 $A_{ij}^{(k+1)}$ 后, 再按比例分到各个单层, 即假定同一分层内各单层等比例变化, 且铺层顺序不变, 完成 $(k+1)$ 迭代次的铺层设计。单层尺寸 $A_{ijs}^{(k+1)}$ 由下式确定

$$A_{ijs}^{(k+1)} = A_{ijs}^{(k)} \cdot \frac{A_{ij}^{(k+1)}}{A_{ij}^{(k)}} \quad (4)$$

其中, A_{ijs} 为第 i 个板元第 j 个分层的第 s 个单层。

3.2 翼面多约束优化

考虑以杆、梁面积和板厚度为设计变量, 以结构重量为目标, 以刚度、强度、气动弹性为

约束的优化模型如下

求变量 $X = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_{NDV}\}$, $i=1, 2, \dots, NDV$

使得 $f(X) \rightarrow \min$

并满足 $g_j(X) \leq 0$, $j=1, 2, 3, \dots, NCON$

$$x_i^L \leq x_i \leq x_i^U$$

其中, 目标函数 $f(X)$ 为结构重量; $g_j(X)$ 是不等式约束, 包括最大位移约束、最小发散速度约束、最小颤振速度约束、操纵效率约束等; x_i^L 和 x_i^U 分别是设计变量的下限与上限; NDV 是设计变量个数; $NCON$ 分别是不等式约束的个数。

COMPASS 利用显示求导方法进行敏度计算, 可计算的导数包括: 重量、位移、扭角、频率、颤振速度和静弹效率, 在响应分析计算的同时可以得到响应关于设计变量的导数。

对于上述非线性最优化问题, COMPASS 采用近似技术建立原问题的近似模型, 并利用数学规划法求解。目前, 在 COMPASS 的优化算法库中, 包含了罚函数法、可行方向法、序列二次规划法、线性规划法和对偶法等, 可根据实际问题选择具体的优化方法。图 3 是 COMPASS 的优化设计流程。

3.3 机翼载荷弹性修正

目前的飞机结构静力分析中, 结构受到的载荷值都是确定不变的, 即结构是按刚性载荷设计, 这样设计出的结构一般是比较保守的。在飞行过程中, 机翼变形使翼面气动载荷重新分布, 这种变化的载荷对结构设计结果有较大的影响^[7]。因此, 在结构优化设计中, 必须考虑气动与结构之间的相互作用, 对每一轮迭代都要进行载荷计算, 按新载荷对结构进行优化。气动与结构间的相互作用如图 4 所示。

为了考虑柔性机翼的气动载荷计算问题, 采用面元法计算翼面气动载荷, 采用有限元方法计算结构变形, 利用插值技术实现有限元网格变形与气动网格变形的转换, 采用载荷等效的三角形方法完成气动载荷到有限元节点载荷的转换。采用结构与气动联合迭代求解, 达到稳定的结构变形与气动载荷。

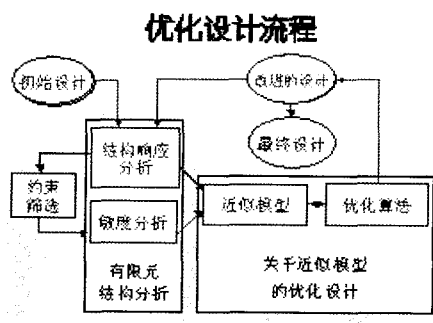


图 3 COMPASS 的优化设计流程

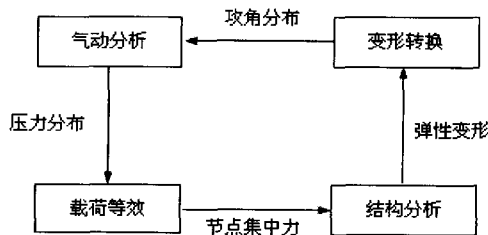


图 4 气动与结构之间的耦合

3.4 复合材料翼面气动弹性剪裁

复合材料的使用有利于翼面结构性能的改善和提高^[8]。利用复合材料的可设计性, 可以通过改变弯曲和扭转刚度, 达到控制气动弹性性能的目的。美国在 F-15 机翼的初步设计中采用气动弹性剪裁程序 TSO, 完成翼盒蒙皮的多项式求解和铺层方向的计算, 收到了比较好的效果^[9]。为了在机翼初步设计阶段, 迅速给出满足约束条件(刚度、强度、气动弹性)的结构设计方案,

COMPASS 发展了复合材料机翼气动弹性剪裁技术,除了一般的铺层厚度优化外,还提出了以多项式系数和铺层方向为变量的优化方法,丰富和完善了机翼气动弹性剪裁手段。

为了减少设计变量的数目,COMPASS 采用多项式形式描述板的厚度。目前,多项式的形式有等值、线性、二次和三次几种,能够比较好地拟合厚度分布。如板厚的完全三次多项式

$$t(\xi, \eta) = D_1 + D_2\xi + D_3\eta + D_4\xi^2 + D_5\xi\eta + D_6\eta^2 + D_7\xi^3 + D_8\xi^2\eta + D_9\xi\eta^2 + D_{10}\eta^3 \quad (5)$$

式中, t 是板厚, (ξ, η) 是单元形心的无量纲坐标, 系数 D_1, \dots, D_{10} 是广义设计变量。某机翼简化模型蒙皮厚度分布如图 5 所示。

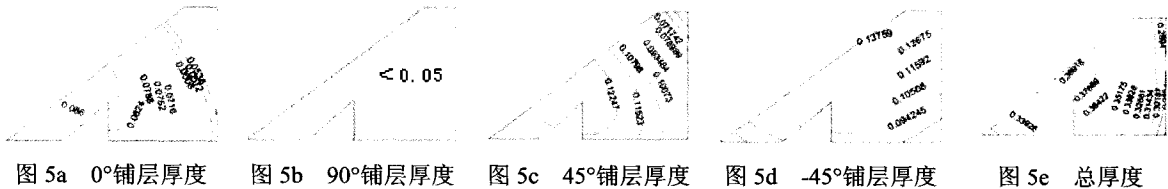


图 5 机翼蒙皮铺层厚度

改变复合材料弯扭刚度的另一有效途径是改变铺层主方向。利用复合材料的方向刚度性特点, COMPASS 提出以铺层主方向角为设计变量进行剪裁, 综合改善变形、振动和气弹响应。某机翼(图 6)蒙皮铺层主方向对结构响应的影响见图 7。

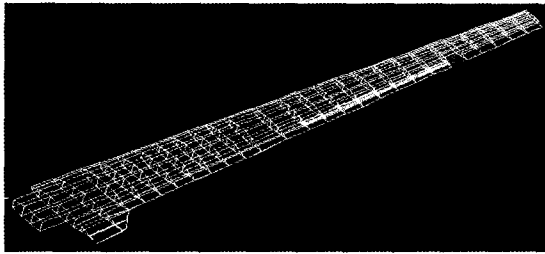


图 6 常规式布局机翼有限元模型

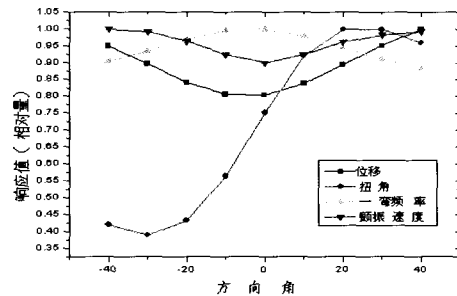


图 7 结构响应随铺层主方向的变化

3.5 加筋壁板稳定性优化

COMPASS 系统包含型材数据库, 库中存有目前工程上常用的几种型材, 这些型材对增强结构抗失稳能力至关重要。经过全尺寸结构满应力优化和部件多约束优化后, 结构单元如杆、梁和板的总体尺寸基本上都确定了, 而对于承受压缩载荷作用的加筋板还必须进行稳定性分析, 并以提高临界失稳应力为目标, 采用优化设计手段从数据库中

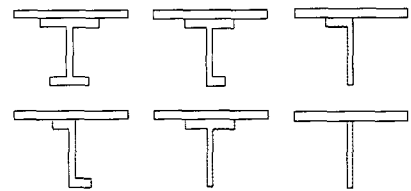


图 8 工程中常用的几种型材

中选择符合稳定性要求的型材类型及尺寸参数。COMPASS 型材数据库中部分型材如图 8 所示。

COMPASS 在处理壁板稳定性问题时, 分别计算蒙皮的局部屈曲与压剪复合以及压杆的总体欧拉屈曲, 只是在算压杆的欧拉屈曲时将杆(筋条)和蒙皮看成一体。

为了获得具有更好抗失稳能力的加筋板, 可以采用优化设计手段对筋条个数、筋条尺寸和蒙皮厚度等参数进行优化, 寻求满足结构设计要求、重量轻、参数优的加筋板设计方案。对于工程上常用的几种型材, 其尺寸都是一系列满足工艺标准的值, 因此对于取值不连续的型材, 必须采用离散优化设计方法进行优化。加筋板离散优化的 0-1 规划数学模型如下

$$\begin{aligned}
 & \min f(\delta) \\
 & s.t. \quad g_j(\delta) \leq 0, (j = 1, 2, 3, \dots, m) \\
 & \quad \sum_{r=1}^{R_i} \delta_{ir} = 1, (i = 1, 2, 3, \dots, n) \\
 & \quad \delta_{ir} \in \{0, 1\}, (i = 1, 2, 3, \dots, n; r = 1, 2, 3, \dots, R_i)
 \end{aligned}$$

在整个型材数据库中, 通过采用数学规划方法可以从离散化的可能解中找出满足要求的加筋板设计。

4 ARJ21 机翼盒段优化设计

ARJ21 是我国自主开发的支线客机。在该机翼结构初步设计中, 为了以最小的重量代价获得满足特定设计要求下的合理的尺寸分布, 采用 COMPASS 进行结构优化设计^[10]。

4.1 模型描述

计算模型为前、后梁之间的机翼盒段, 全金属结构。带有中央翼用来模拟根部的弹性支持, 机翼的半展长约为 1330mm。

该模型共 525 个节点, 1957 个元件。其中, 外翼的上/下蒙皮元(含起落架蒙皮)为 366 个、前/后梁腹板和突缘各为 42 个和 84 个、上/下长桁 278 个。肋腹板和肋缘条各为 149 个和 347 个。结构有限元模型见图 9。

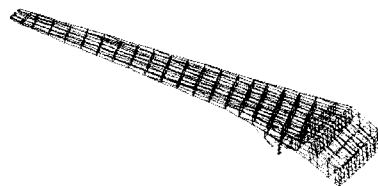


图 9 带中央翼的机翼盒段

有限元模型由第一飞机设计研究院提供, 优化时将模型的 NASTRAN 数据文件转换成 COMPASS 的 CUF 数据文件, 并自动生成设计区、关键元、设计变量初值和上下限及应力许用值等优化数据, 构成 COMPASS 优化数据模型。本次优化分两步: 满应力优化和位移优化, 在满应力优化中已考虑了上蒙皮和上长桁的失稳, 故不再进行加筋板稳定性细节优化。

4.2 满应力优化设计

本模型 FSD 采用按元设计的方法(即每个单元就是一个设计区, 一个关键元, 一个变量。局部有三角板元的地方, 将其划归到相邻的四边形膜元设计区), 以挖掘结构最大的减重效果。设计部位为外翼部分的上/下蒙皮、上/下长桁、前/后梁腹板、前/后梁突缘、肋腹板和缘条、起落架梁及腹板, 共 853 个关键元, 亦即 853 个设计变量。

由于设计方提供了 3 种许用值, 因此按高、中、低 3 种情况进行满应力优化。机翼满应力优化结果见表 1。

表 1 中重量为外翼的结构重, 不包括中央翼部分。低、中、高许用值的设计结果分别减重 69.6 kg、123.0 kg、167.4 kg, 分别占初始重的 8.4%、14.8%、20.2%。可见许用值的给定对结构减重效果有显著的影响。

表 1 中指定点位移, 三者相差较大。许用值越高, 结构减重越明显, 位移却越大(高值时位移达 2.1m 以上, 扭角为 8.03°)。显然以中、高许用值的结果为基础进行广义位移约束优化而使位移达到 1.5m 左右, 则问题要严重得多。在这方面, 应对减重效果和位移设计要求统筹考虑。因此本模型的位移约束优化设计, 是在低许用值设计结果的基础上进行的。

表 1 不同许用值的设计迭代过程

迭代次		0	1	2	3	4	5	6	7	8	优化后控制点位移	
结构重量 (kg)	低许用值	830.16	781.58	767.46	764.12	763.41	762.80	761.90	761.17	760.55	$U_{前}$	1810.3 mm
											$U_{后}$	1872.0 mm
											θ	6.91°
	中许用值	830.16	757.16	730.41	719.76	713.95	710.14	707.12			$U_{前}$	1974.2 mm
											$U_{后}$	2041.1 mm
											θ	7.48°
	高许用值	830.16	737.24	701.83	686.44	677.68	671.96	667.80	664.83	662.72	$U_{前}$	2126.3 mm
											$U_{后}$	2198.2 mm
											θ	8.03°

4.3 广义位移约束设计

满应力设计虽可获得明显的减重效果，但设计结果却使指定位移和扭角大于设计指标。为此，必须通过广义位移约束优化设计，使设计最终满足设计要求。

广义位移约束设计必须在 FSD 基础上进行，即将 FSD 结果作为广义位移约束设计的起始点，数值上是把 FSD 尺寸作为后者的下限值。这样，当位移指标满足时，也同时满足 FSD 要求。

表 2 不同设计阶段的结构重量、位移与扭角

阶段	初始结构	FSD	位移优化	设计约束
W (kg)	830.163	760.546	885.575	
$U_{前}$ (mm)	1810.4	1812.6	1509.9	≤ 1510.0
$U_{后}$ (mm)	1869.7	1874.3	1550.0	≤ 1550.0
θ (°)	6.64	6.91	4.5	≤ 4.5

从表 2 可以看出，经过满应力优化和位移优化，最终的结构设计既符合强度设计要求，又满足刚度设计指标。尽管结构增重 55.4 kg，但构件尺寸分布合理了，设计指标达到了，这样的结构重量代价是必须要付出的。

5 结论

COMPASS 涵盖了气动、气弹和结构等多个学科，采用多层次优化设计技术，实现了从全机结构总体优化—翼面结构部件优化—加筋板细节优化，综合强度、刚度、振动、颤振、静弹、稳定性和重量设计要求，为设计人员提供一个有价值的飞机概念和初步设计软件。技术达到国外同类软件水平，工程实用性强，设计效率高，大量工程应用表明 COMPASS 在减轻结构重量、提高结构性能、缩短研制周期和降低研制成本方面能发挥重要作用。

参考文献

- [1] 燕瑛, 任成明. 飞行器复合材料结构设计、制造与分析技术的发展[J]. 航空制造技术, 2007, 12: 64-67.
- [2] G Andersen, V Venkayya. The roll of conceptual and preliminary design in airframe MDO[J]. AIAA-96-4137-CP: 1829-1834.
- [3] Peter J Rohl, Dimitri N Mavris, Daniel P Schrage. A multilevel wing design procedure centered on the ASTROS structural optimization system[J]. AIAA-94-4411-CP: 1377-1387.
- [4] 孙宪学, 孙侠生, 段世慧, 等. 优化设计系统 COMPASS 的发展及其工程应用[J]. 计算力学学报, 1997, 14 (增刊): 653-656.
- [5] 李为吉, 孙保华. 复合材料结构的多级优化设计方法[A]. 第四届全国复合材料会议文集, 广州, 1986.
- [6] 段世慧, 孙宪学, 黄琦, 等. 一种考虑拉弯耦合的复合材料层板的优化设计方法[J]. 计算力学学报, 2002, 19(3): 349-352.
- [7] G Tzong, H H Chen, K C Chang, T Wu and T Cebeci. A general method for calculating aero-structure interaction on aircraft configurations[J]. AIAA-96-3982-CP.
- [8] 张志民. 复合材料结构力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- [9] William E Triplett. Aeroelastic tailoring studies in fighter aircraft design[J]. AIAA 1979-0725:72-78.
- [10] 孙宪学. ARJ21 机翼结构优化设计[R]. 中国飞机强度所技术报告, 623S-200410-01.

(编辑 高珂佳)

简讯

某火箭气瓶用金属减振器通过研制试验考核

在某新型号火箭研制过程中, 北京强度环境研究所承担用于该火箭各种气瓶减振的金属减振器的研制任务。按照设计要求, 该减振器降低气瓶所受振动的量级, 改善其力学环境。目前为止, 该金属减振器已通过振动试验考核, 满足设计要求。

金属减振器是以金属橡胶材料为弹性阻尼元件的一种新型减振器。金属橡胶材料由金属丝经过螺旋成型拉长, 相互缠绕模压而成, 因具有类似橡胶的弹性得名, 可用于减振、密封、过滤、阻尼和节流等领域。它既具有所选金属的固有特性, 又具有类似于橡胶的弹性和阻尼特性, 在空间环境下不挥发, 耐高低温, 不怕空间辐射和粒子撞击, 选择合适的金属原料还可适应腐蚀环境, 不易老化。

北京强度环境研究所从2000年开始研制金属减振器, 拥有由研究员、高级工程师和工程师等组成的专业研制组, 生产试制车间和完备的试验设备, 可以根据研制需要进行线振动、角振动、高低温等试验, 已经成功研制了某型号金属减振器, 国内首次成功应用于导弹惯导系统, 达到了国内领先水平, 并于2002年11月通过了国防科工委组织的国家科学技术成果鉴定。金属减振器除了在惯性组合等电子设备上成功应用外, 在发动机等高温恶劣环境中应用也取得了圆满成功。北京强度环境研究所研制的金属橡胶减振器的常规性能等同或优于橡胶减振器, 而在贮存寿命, 高低温环境下的工作性能, 耐腐蚀等方面则有着明显的优势, 特别适合在恶劣的航空航天环境中使用。

(供稿 苏里)