

钛合金超塑成形 / 扩散连接弹翼结构设计

Superplastic Forming/Diffusion Bonding Titanium Alloy Missile Wing Structure Design

中国空空导弹研究院 张 鹏
北京航空制造工程研究所 廖金华

[摘要] 钛合金超塑成形 / 扩散连接弹翼结构是一种新型的弹翼结构形式,本文以某型空空导弹弹翼结构作为实例,对钛合金超塑成形 / 扩散连接最常见的4层网格结构弹翼进行了力学分析。采用有限元软件,对弹翼成形的板料厚度,纵、横加强梁的分布对弹翼结构的刚度和强度影响规律,以及安装区部位的变形和应力进行了计算和对比,获得了弹翼最优布局方式和不同因素对弹翼变形、应力的影响规律。在满足超塑成形 / 扩散连接工艺和弹翼重量情况下,缩小网格尺寸,提高纵、横加强梁的数量,有助于减小结构的变形、应力水平。对弹翼颤振分析、结构试验提出了设计要求和实现方法。

关键词: 超塑成形 / 扩散连接 弹翼 变形 应力

[ABSTRACT] The missile wing fabricated by Superplastic forming/Diffusion bonding (SPF/DB) is a new structure, in this paper, a kind of titanium four layer missile wing fabricated by SPF/DB is analyzed. Using FEM software, the influence of the thickness of face sheet, the distribution of vertical and horizontal ribbon on the strength and stiffness are analyzed, the deformation and stress around the assemble position are calculated, as a result, the optimal layout of missile wing and the influence of different factors on the deformation and stress are obtained. Premise the missile wing can be fabricated through SPF/DB process, It is noted that reducing the lattice dimension, elevating the number of vertical and horizontal ribbons, will be favor for the reducing the structure deformation and maximal stress. The design request and the realizing method are proposed through the oscillation and structure analysis.

Keywords: Superplastic forming/diffusion bonding Missile wing Deformation Stress

钛合金具有密度小、比强度高、耐腐蚀性好和热强度高的特点,是航空航天飞行器理想的结构材料。传统的钛合金弹翼结构型式有蒙皮骨架、整体式夹芯等结构,但是存在材料利用率低,结构重量大等不足。钛合金超塑成形 / 扩散连接工艺是一种突出的钣金成形技

术,是新型导弹弹翼最具竞争优势的制造技术之一,具有材料利用率高、制造成本低、减重效果明显、结构完整性高等优点。

钛合金超塑成形 / 扩散连接工艺技术,是利用钛合金特定的微观组织、在适当的温度及压力下,其延伸率可超过 100%、甚至可达 1000% 的特性,进行超塑成形;在相同条件下,通过原子间相互扩散而起到连接作用。钛合金超塑成形 / 扩散连接是在超塑温度和压力下,利用专用的设备,用惰性气体将工件在封闭的模具内吹塑成形的工艺方法,成形过程见图 1。

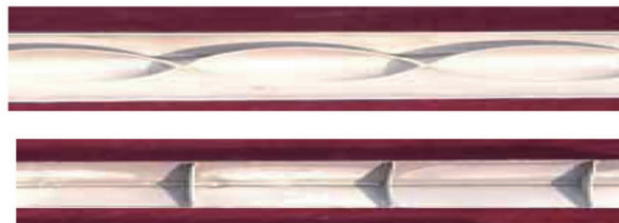


图1 SPF/DB结构成形过程图

Fig.1 Process diagram of SPF/DB structure

对于具有高机动性能要求的导弹,弹翼环境载荷比较严酷,其钛合金超塑成形 / 扩散连接弹翼材料常用 Ti-6Al-4V (TC4),采用4层板结构,形成上下蒙皮加内部纵向、横向分布的加强梁构造。通过调整4层钛板的厚度、加强梁的分布实现重量轻、强刚度大的弹翼结构。

弹翼与弹身多采用插入式螺钉连接结构,为保证弹翼安装部位的强度和刚度要求以及结构的整体性,需要安装区部位在板料超塑成形 / 扩散连接进行前预埋入实心钛板来实现控制。

弹翼结构在结构构成、载荷传递和边界条件等方面都比较复杂,用解析方法求解难以解决,需要采用数值方法(特别是有限元方法)来求解。本文以某型空空导弹弹翼为例,研究钛合金超塑成形 / 扩散连接4层网格结构弹翼,应用有限元软件建立了参数化有限元模型,对钛板厚度、加强梁分布等不同参数的结构进行了强度和刚度的数值模拟,给出了数值结果并对结果进行对比分析,总结出了不同结构参数对数值模拟结果的影响。对弹翼颤振分析、结构试验提出了设计要求和实现方

法。

1 几何模型

弹翼采用 UG6.0 进行结构参数化建模,弹翼边框、安装区部位采用实体建模,加强梁、面板采用片体建模;几何模型由 4mm 宽实体边框、36mm × 20mm 的安装区结构、面板、4 条横向加强梁、4 条纵向加强梁等构成。

2 弹翼设计分析

采用 UG NX6.0 有限元模块 NX Nastran 进行网格划分,采用 Ansys 进行边界施加和分析计算。超塑成形 / 扩散连接 4 层网格结构弹翼的面板,加强梁部分厚度都远小于其他二维参数,所以一般选用二维有限单元,实体边框、接头部位采用三维实体单元对模型进行离散化。在加强梁的部位,因其和面板扩散连接成为一体,连接界面已经消失,因此认为它们成为一个整体,在建模时按整体处理,不在结构上区分。

所有结构均采用六面体单元 solid45 和四边形单元 shell63 进行网格划分,材料弹性模量均为 115e9Pa,泊松比均为 0.3。弹翼有限元模型见图 2。

2.1 边界条件

为了便于对弹翼不同布局结构进行对比分析,对弹翼安装区和两连接孔进行约束,保持边界条件一致。载荷按全空域飞行中弹翼表面承受的最大气动载荷状态施加,弹翼前半迎风区(安装座轴心前弹翼区域)均布施加 3340N 载荷,后半区(安装座轴心后弹翼区域)均布施加 2220N 载荷。

2.2 计算工况

计算工况 1:如图 1 所示,纵、横梁各 4 条;采用板厚 0.6mm 的四层板成形,面板和加强梁壁厚均为 1.2mm。

计算工况 2:在计算工况 1 的基础上,采用板厚 0.4mm 的四层板成形,面板和加强梁壁厚均为 0.8mm。

计算工况 3:在计算工况 1 的基础上,采用板厚 0.8mm 的四层板成形,面板和加强梁壁厚均为 1.6mm。

计算工况 4:在计算工况 1 的基础上,去掉横梁 2、3。

计算工况 5:在计算工况 1

的基础上,去掉纵梁 2、3。

将所有工况计算数据进行对比,上述工况计算结果如表 1 所示,应力是去除应力集中区域得到的结果。

对表 1 数据进行对比分析:(1)对比工况 1~3,增加板厚可减小弹翼的弯曲和扭转变形,减小应力水平,提高弹翼的刚度和强度,但弹翼重量也会相应增加,两者变化比率相当。工况 1 变形和应力见图 3。(2)对比工况 1、4、5,增加纵梁、横梁的数量,改变加强梁的布局形式可显著减小弹翼的弯曲和扭转变形,减小应力水平,提高弹翼的刚度和强度,而且弹翼重量无显著增加。

综上所述,在进行弹翼结构设计时,根据弹翼的设计重量要求、具体结构尺寸、制造工艺综合考虑弹翼成形板厚,纵向、横向加强梁的数量和布局形式,通过适当分配增加纵向、横向加强梁的数量优化布局达到提高弹翼的强度和刚度,减小弹翼设计重量。

3 弹翼与安装座的连接

弹翼与安装座采用插入式连接结构,用连接螺钉紧固。连接螺钉根据计算目的进行简化,所有螺钉简化为圆柱体,弹翼上载荷通过接触传给安装座和连接螺钉。接触问题属于不定边界问题,由于表面非线性和边界不定性,所以求解接触问题是一个反复迭代的过程^[1]。

对于接触或将要接触的 4 个物体,其界面接触状态可分为无分离、绑定、滑动接触等几种。本文中研究对

表1 各工况计算结果

计算工况	弹翼重量 / kg	弹翼最大应力 / MPa	弹翼弯曲变形 / mm	弹翼扭转变形 / (°)
1	0.400	719	3.33	2.24
2	0.293	1100	5.01	3.37
3	0.514	593	2.48	1.67
4	0.388	911	3.93	2.64
5	0.388	>900	6.41	4.31

注:弹翼扭转变形为弹翼最大弯曲变形点相对于安装座轴心的转角。

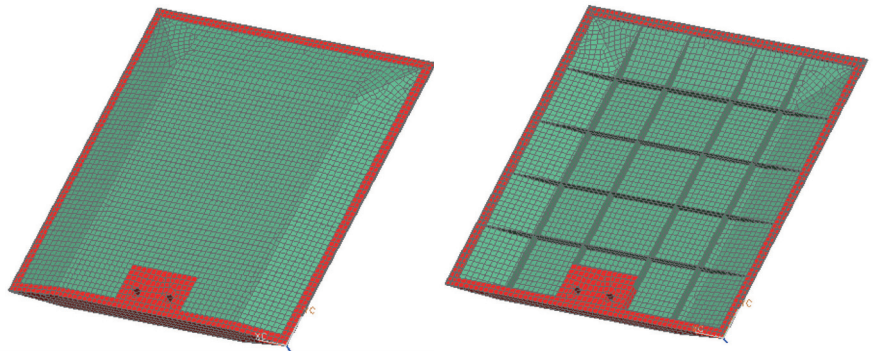


图2 弹翼有限元模型及内部结构有限元模型
Fig.2 FEM model of missile wing and the inner mesh

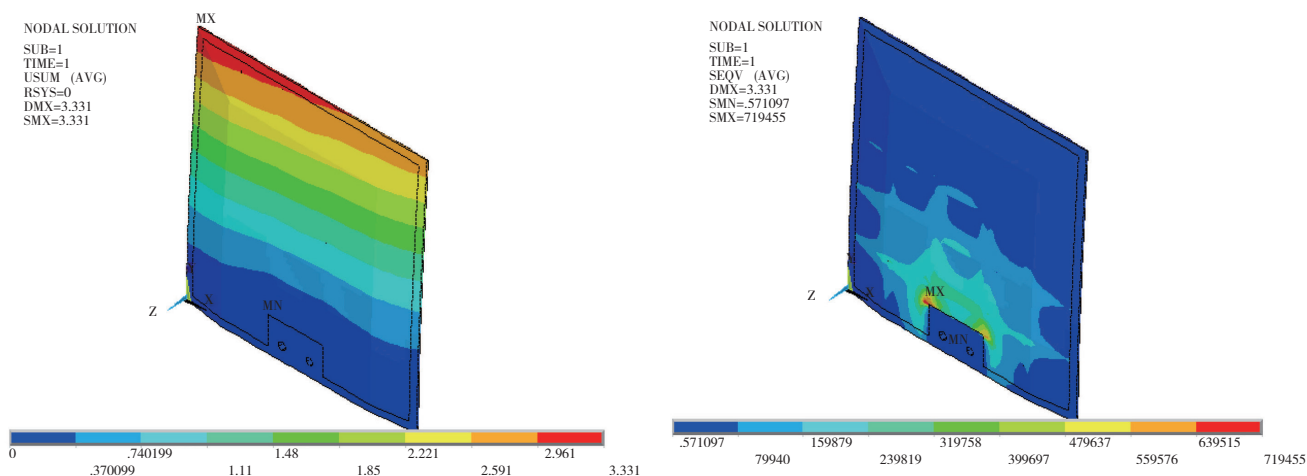


图3 工况1的计算结果

Fig.3 Calculation result of load case one

象使用4种接触关系,连接螺钉与安装座螺纹连接部分采用绑定接触,连接螺钉头与安装座、弹翼与安装座采用滑动接触。

安装座、连接螺钉均采用六面体单元 solid45 单元进行网格划分,材料弹性模量均为 210GPa,泊松比均为 0.29。对安装座底端进行约束。连接螺钉预紧力矩采用 $6\text{N}\cdot\text{m}$,弹翼载荷采用 2.1 节设计载荷。弹翼计算状态按计算工况 1。计算结果表明弹翼与安装座连接后,支撑刚度低于弹翼固支状态,计算弹翼最大变形为 6.0mm,应力为 754.6MPa。弹翼有限元模型及计算结果见图 4。

4 弹翼的颤振分析

弹翼完成静力强刚度布局设计后,一般需要进行弹翼、弹翼与弹身的组合体的颤振计算,要求在所有飞行状态下,其颤振临界速度应大于最大飞行速度^[2],其设计裕量应满足导弹结构设计规范的要求。

弹翼、弹翼与弹身的组合体颤振分析应结合导弹工程样机,在获得弹翼准确的支撑刚度或弹翼、导弹模态试验结果基础上进行颤振建模和分析。设计阶段可采用类式弹翼结构的支撑刚度建模,应用 MSC.Nastran 对弹翼进行颤振分析,颤振速度在 0km 高度大于 3.5Ma (结果见图 5),满足导弹飞行动压的要求。

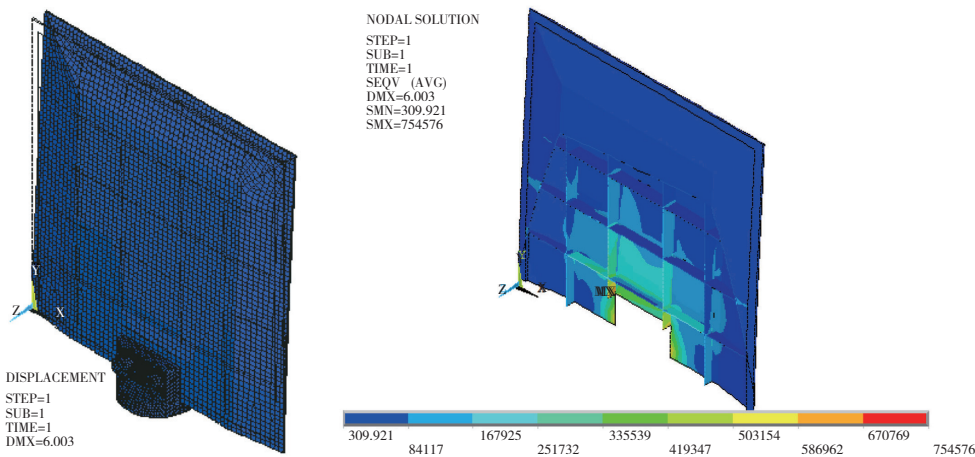


图4 弹翼与安装座连接后的计算结果

Fig.4 Chattering result of V-g, V-w graph (H=0km, M=3.5)

5 弹翼结构试验

弹翼完成结构设计后,应进行弹翼初样结构样机工艺设计和制造,初样样机用于弹翼结构地面试验。地面试验中应模仿弹翼空中飞行中实际受力和振动状态。地面试验分为静力强刚度试验和弹翼的模态试验。

在地面静力强刚度试验中,弹翼应采用气囊加载、帆布带等分区加载形式,模拟实际的分区气动载荷,对弹翼结构各组成部分进行全面的强刚度试验考核。对计算工况 1 结构类式弹翼,采用帆布带分区加载,弹翼通过安装座与试验工装连接,载荷采用 2.1 节中设计载荷,舵面实测最大位移 6.3mm,比弹翼与安装座的连接计算结果 6.0mm 大,这主要是由于弹翼根部用于安装,根部载荷外移,加载力矩偏大导致。

弹翼的模态试验应在弹翼样机与导弹弹身、导弹伺

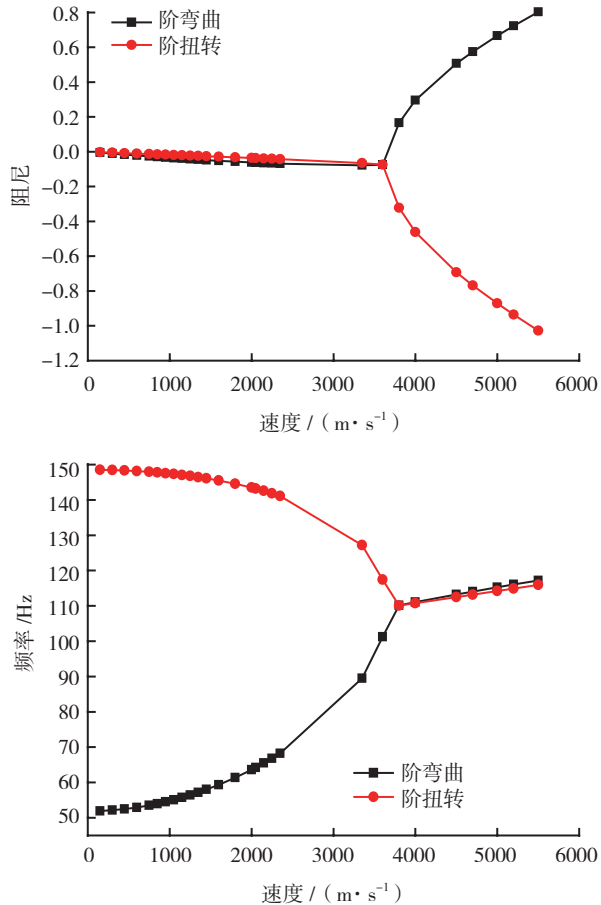


图5 弹翼颤振计算的V-g、V-w图 (H=0km, M=3.5)
Fig.5 Chattering result of V-g、V-w graph
(H=0km, M=3.5)

服机构总装后完成,采用实测的结构频率、模态完成弹翼的颤振特性评估。

弹翼通过设计载荷下(一般为使用载荷的1.15~1.5倍)地面静力强度考核,其颤振临界动压裕量评估满足相应要求(临界动压不低于实际飞行最大动压的1.15倍),可正式装机进行飞行试验考核,满足实际使用后最终确定弹翼的结构。

6 结论

本文给出了超塑成形/扩散连接四层网格结构弹翼的设计方法。对某型空空导弹弹翼设计的5种结构布局工况进行了对比分析计算,采用接触算法对弹翼根部连接部分进行了分析,确定了初步的弹翼结构方案,对弹翼颤振分析、结构试验提出了设计要求和实现方法。

结果表明,通过增加弹翼纵、横加强梁数量、增加成形板料厚度都可以有效减小弹翼的应力和变形水平,但通过增加纵向、横向加强梁的数量和优化布局形式可最大程度减小弹翼设计重量,提高弹翼的强度和刚度。

参考文献

- [1] 张永杰,孙秦. 层合板预紧螺栓搭接孔边应力分析. 北京: 科学出版社,2007.
- [2] 赵永辉编著. 气动弹性力学与控制. 应用力学学报,2009, 26(2):389-391.

(责编 杰一)

(上接第86页)

对于新型材料铝锂合金来说,在实际加工过程中,仅从切削力的角度来讲,其加工工艺可以采用与常规的高强度铝合金如7085的相同的加工工艺。

3 结论

(1)通过对铝锂合金进行的高速切削试验得出了高速铣削铝锂合金的切削力与切削速度和每齿进给量的关系曲线。试验发现高速铣削铝锂合金过程中,切削力随着每齿进给量的提高而增大,随着转速的提高,由于受到多种因素的共同影响,切削力变化趋势不明显,呈现出先稍有增大后又逐渐减小的趋势。

(2)通过试验将铝锂合金与7085、ly12和6061几种常用铝合金的切削力进行对比,发现几种材料切削力变化规律相似,数值差别不大;铝锂合金的切削性能与7085比较接近。本研究为新型航空材料铝锂合金的实际加工生产过程中切削参数的选择以及加工规范的制定提供重要的参考数据。

参考文献

- [1] 何宁, Schulz H, Abele E. 高速加工理论与应用. 科学出版, 2010.
- [2] 张荣霞,曾元松. 铝锂合金的发展、工艺特性及国外应用现状. 航空制造技术,2007(增刊):438-441.
- [3] 尹登峰,郑子樵. 铝锂合金的研究开发的历史现状. 材料导报,2003(2):19-23.
- [4] 邱惠中. 铝锂合金的发展概况及其应用. 宇航材料工艺, 1993(4):38-45.
- [5] 刘斌,陈铮铮. 铝锂合金的发展与应用. 现代机械,2001(4): 71-75.
- [6] Lytle M T, Weft J A. The plastic anisotropy of an Al-Li-Cu-Zr alloy extrusion in unidirectional deformation. Metal Mater Trans A, 1996, 27 (11): 3503-3511.
- [7] Li H Y, Yi T G, Zeng Z D, et al. Effect of aging time on strength and microstructures of an Al-Cu-Li-Zn-Mg-Mn-Zr alloy. Materials Science and Engineering A, 2008 (498): 314-320.
- [8] Gupta R K, Nayan N, Sharma S C. Development and characterization of Al-Li alloys. Materials Science and Engineering A, 2006, 420: 228-234.
- [9] Recht R F. A Dynamic Analysis of High-speed Machining. ASME, High Speed Machining,1984. PED(12): 83-93.
- [10] 吴自浩. 高速铣削铝合金刀具选型及模糊综合评判. 电子机械工程,2005(2):44-48.

(责编 小城)