

固体火箭发动机燃烧室壳体纤维缠绕模具设计

何喜营, 王志刚, 杨跃东, 赵海娥

(兵器工业第203研究所, 西安 710065)

摘要: 介绍一种固体火箭发动机燃烧室壳体纤维缠绕芯模的设计。这项工作的目的在于提供一种可重复使用的纤维缠绕芯模。它采用的方法是钢模分瓣法。这种芯模的关键技术是芯模的组装和脱模。这项工作的意义在于提高纤维缠绕固体火箭发动机燃烧室壳体的比强度, 节约生产成本, 提高工作效率。

关键词: 固体火箭发动机燃烧室壳体; 纤维缠绕; 模具设计

中图分类号: V435; V462 **文献标识码:** A

文章编号: 1674-6457(2009)03-0038-04

The Design of the Fibre Winding Mold of the Solid Rocket Motor Combustion Chamber Shells

HE Xi-ying, WANG Zhi-gang, YANG Yue-dong, ZHAO Hai-e

(No. 203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China)

Abstract: This article introduces a designing means of mold of the fibre winding solid rocket motor combustion chamber shell. The purpose of this work lies in providing a mold which can be reused. The mold has valving structure. The key techniques of this mold are assembly and unloading of mold. The intention of this research lies in increasing the specific intensity of the fibre winding solid rocket motor combustion chamber shell, economizing on manufacture cost and promoting work efficiency.

Key words: solid rocket motor combustion chamber shell; fibre winding; mold design

固体火箭发动机是火箭弹或导弹的动力装置, 它由燃烧室、推进剂药柱、喷管和点火器4个部分组成。燃烧室既是固体推进剂储藏室, 又是推进剂燃烧室。在发动机工作时, 燃烧室要承受推进剂燃烧所产生的烧蚀、压力和冲刷力, 因此, 发动机壳体要有一定的耐压强度和刚度。为了提高固体发动机燃烧室的强度及减轻发动机消极质量, 燃烧室壳体由最初的钢(合金钢)制逐步发展到采用玻璃纤维及高性能碳纤维缠绕成形。火箭发动机壳体缠绕不同于一般筒体缠绕, 这是因为固体火箭发动机壳体的结构形状一般都是半封闭或两端带有收口形状的圆筒形结构(如图1所示)。这种结构的产品必然给缠绕模具的设计带来一定的难度。

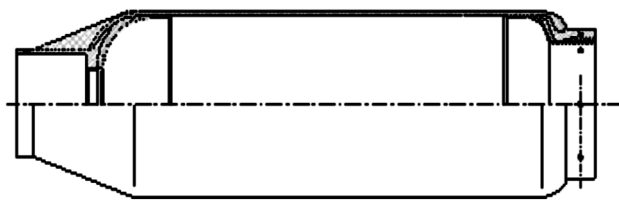


图1 典型的纤维缠绕固体火箭发动机燃烧室壳体结构

Fig. 1 Typical configuration of the fibre winding solid rocket motor combustion chamber shell

文中就纤维缠绕燃烧室模具设计的一般要求、方案选择和关键结构的设计, 运用有限元分析方法, 提出了一种燃烧室壳体缠绕成形钢制模具的设计方法。

收稿日期: 2009-05-13

作者简介: 何喜营(1953-), 男, 陕西长安人, 高级工程师, 主要研究方向为复合材料成形。

1 燃烧室壳体缠绕模具设计的一般要求

缠绕芯模是火箭发动机壳体缠绕成形的模具,壳体内型面的几何形状和尺寸靠模具保证,因此,模具设计应满足下列要求^[1]。

- 1) 模具的几何形状、尺寸精度、尺寸稳定性和表面质量都应满足壳体内型面的要求;
- 2) 模具的强度、刚度和整体性应满足缠绕工艺的使用要求,即能满足缠绕张力、外载荷及交变载荷的作用;
- 3) 模具本身应满足壳体基体树脂固化温度及

固化方式的要求;

- 4) 具有良好的制造工艺性;

- 5) 对组装模具来说,必须有可重复性,并容易组装和脱模。

2 模具设计的选材方案

对如图1所示的燃烧室缠绕模具设计有2种方案:一种是采用一次性易碎、易熔模具,如石膏模具、石蜡模具等;另一种就是采用钢结构,把模具预制成几块模瓣,在缠绕固化成形后,分别把模瓣从壳体内取出。此结构一般适用于中小型固体火箭发动机燃烧室壳体模具的设计,2种方案的优缺点对比见表1。

表1 石膏结构模具与钢结构模具优缺点对比

Table 1 Contrasting of excellence and disadvantage of gypsum and steel mold

材料	石膏结构	钢制结构
优点	材料来源广泛,价格低廉,成形工艺简单,模具制造周期短,容易制造复杂形状模具,较适合于大型产品的制作。	模具强度与刚度高,导热性高,有利于缠绕产品的高温固化
缺点	石膏在复合的过程中会发生脱水反应,可能造成模具的分层;强度较低,产品内径一致性不高;高温环境下石膏的强度下降更厉害,可以放出13%的水分,影响制品的凝胶固化。	模具的设计比较复杂,单个模具制造成本比较高,制造周期较长
成品	制品表面比较粗糙;制品的尺寸受到主观因素影响较大,在模具的制造过程中容易受设备精度、操作人员技能等的影响,产品一致性、重复性较差,不适合于批量生产。	成形制品的内表面质量高、内径尺寸精度好,产品质量一致性好,可重复利用,对于批量生产,制作综合成本低。

有试验表明^[2]:石膏模具比钢制模具拉伸强度低15%,剪切强度低18%,空隙率高28%,固化度低3%。

综合考虑本制品应用的实际情况等因素,选择钢质组合结构模具作为纤维缠绕燃烧室壳体成形模具,材料为45#钢(GB/T 699-1999)。

虑分瓣模具各主要结构的强度、刚度、制品尺寸精度及机械加工性能的优化。另外在设计时还需考虑缠绕模具各部件的定位,组装与拆卸的难易程度以及组装后模具的装配精度等问题。针对图1所示的固体火箭发动机燃烧室壳体设计的缠绕模具结构如图2所示。

3 钢制分瓣模具的设计

3.1 钢制分瓣模具设计的总体思路

针对如图1所示的固体火箭发动机燃烧室结构,设计模具首先要考虑在缠绕纤维固化后,模具能够从壳体中取出;其次要考

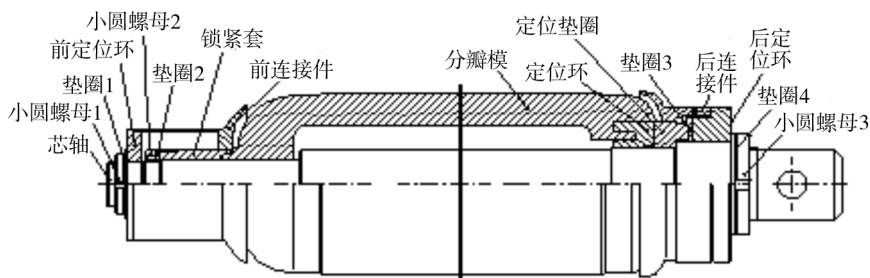


图2 钢制火箭发动机燃烧室壳体纤维缠绕组合模具

Fig. 2 The steel combination mold with valving structure for the fibre winding solid rocket motor combustion chamber shell

组合模具芯轴上的零件有较高的定位基准,分瓣模之间的缝隙在模具组装时应尽可能小些,以保证壳体内腔平整及容易脱模。壳体两端零件与模具的连接部位也应有较高的尺寸精度和形位精度。

在模具设计时应充分考虑燃烧室壳体固化后各分瓣模能从极孔中取出,其要点是分瓣模的设计。当燃烧室壳体缠绕成形后,先从极孔中取出关键模瓣,其余各模瓣才能取出。

3.2 缠绕模具主要受力情况

在缠绕过程中,模具主要受缠绕纤维张力、模具自重及由于模具轴向旋转产生的惯性力。

在固体火箭发动机燃烧室壳体钢制模具设计中,纤维张力影响较小,设计时主要考虑模具自重和旋转产生的惯性力。

3.3 钢制分瓣模具芯轴的设计

芯轴是分瓣模的一个主要承力零件,在纤维缠绕时装夹在缠绕机的卡盘和顶尖之间,其主要作用是确定缠绕制品的轴心和给缠绕模具各零部件提供定位功能。芯轴的直径受前连接口部直径的限制。分瓣模和锁紧套必须具有足够的强度和刚度,壁厚设计要合理。设计者需合理分配芯轴、分瓣模和锁紧套的结构比例。

模具的各零部件对芯轴会产生一定的径向拉(压)力,同时通过传递作用,当这些力的合力到达一定程度后,芯轴可能会出现严重的永久变形。这样对制品固化后的脱模及重新组装模具都会带来一定的影响,甚至是破坏性影响,并且还可能影响到后续产品的精度,所以在芯轴的设计中,芯轴的刚度与强度设计是十分重要的。

为了简化芯轴设计的复杂性,芯轴设计的要点有以下几点。

- 1) 把芯轴看成是由卡盘和顶尖两端支撑的双支撑梁;
- 2) 芯轴上受到的载荷看作为均布载荷。
- 3) 锁紧套锁紧分瓣模定位在芯轴上,分瓣模重力集中在芯轴上的两处。

图3,4给出了芯轴在模具组装完成后的变形及受力状态。

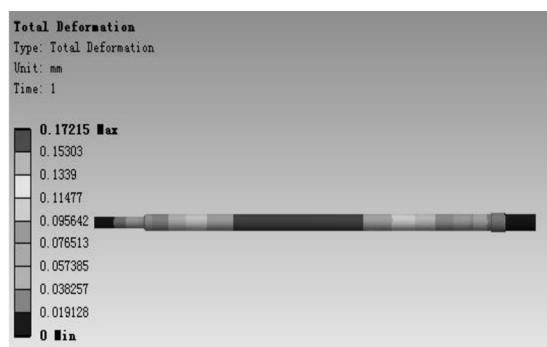


图3 芯轴在模具组装完后的变形

Fig.3 The distortion of axis after mold combination

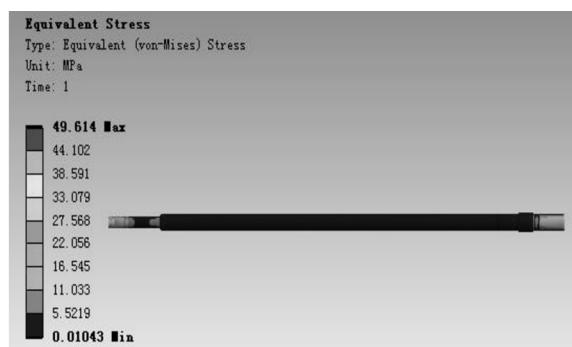


图4 芯轴在模具组装完后的受力

Fig.4 The stress of axis after mold combination

3.4 分瓣模的设计

分瓣模是固体火箭发动机燃烧室壳体缠绕成型的主要部件。分瓣模的几何形状、组装后的尺寸精度、尺寸稳定性及表面质量都应满足燃烧室壳体内型面的要求。设计合理与否直接影响到模具装配精度、成形制品的尺寸及成形固化后模具能否顺利的从缠绕制品中脱模。分瓣模设计的关键是设计好各分瓣模之间的角度关系,主要设计依据是燃烧室壳体后连接件的出口直径。同时还应充分考虑各瓣模强度、刚度及组装定位与加工等因素。在不影响上述要求的前提下,分瓣的个数应尽可能地少。模具的模瓣共有8瓣。

运用有限元分析法对模瓣在重力和转动惯量双重作用下的变形和应力状态进行分析。其中转速设计为环向缠绕时的转速,设为 6.28 rad/s 。模瓣由锁紧套等零件固定在芯轴上,各模瓣之间相互接触,给定摩擦系数为0.15。

通过对分瓣模截面切面节点的提取,分瓣模在

工作的过程中,模瓣中最小的一瓣的变形与应力最大。图5,6给出了在模具转动工作时,最小模瓣的变形及受力情况。

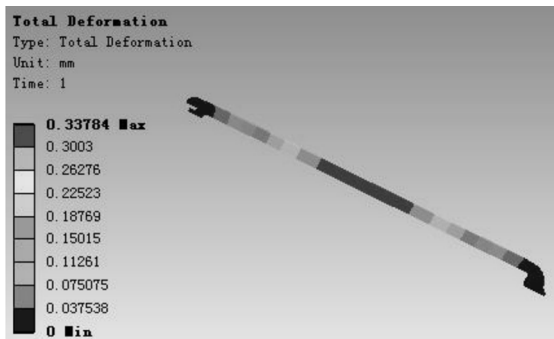


图5 模具转动工作时模瓣的变形情况

Fig.5 The distortion of axis at mold turning



图6 模具转动工作时模瓣的受力情况

Fig.6 The stress of axis at mold turning

3.5 模具其他部位的设计

模具上其他零件都是根据实际需要而设置的。从图2可以看出,锁紧套、锁紧螺母和定位环是必不可少的。在设计锁紧套和定位环时,要考虑到它们与分瓣模锁紧锥度的配合问题。前定位环和模具前段的螺母是为定位发动机壳体前连接件而设置的。定位垫圈、后定位环和后螺母是为定位发动机燃烧室壳体后连接件而设置的。

4 模具的组装

在模具上的各个零部件,其中包括固体火箭发动机燃烧室壳体前后人脱层、前后绝热层、前后连接件和中绝热层都准备好的情况下,就可以组装模具了。模具组装时,先把芯轴垂直放置,一次安装定位垫圈、定位环,然后把分瓣模按照顺序安装在定位环

上,再用锁紧套把分瓣模锁紧在芯轴上,并用锁紧螺母锁紧。然后把组装好的零部件水平放置在工作台架上,从前段依次安装好人脱层、前绝热层、前连接件。前连接件用前定位环定好位后,用小圆螺母压紧固定;再从后端依次安装后人脱层、后绝热层;后连接件和后定位环是连接在一起组装的;然后用小圆螺母压紧固定;最后装上中绝热层,模具就组装完毕。

5 脱模

固体火箭发动机燃烧室壳体在组装好的模具上缠绕、固化成行之后,再经过必要的机械加工就可以脱模了,其步骤如下。

- 1) 拧掉前、后两个压紧螺母,拆除前、后定位圈;
- 2) 从前段拧掉锁紧螺母,拔出锁紧套;
- 3) 从后端抽出芯轴,然后依次拔出定位垫圈和定位环;
- 4) 从后端按顺序依次取出各分瓣模。

6 结语

固体火箭发动机燃烧室壳体缠绕成形模具的设计,要从材料、结构、成形工艺及脱模等多方面综合考虑。芯轴、分瓣模结构在成形过程中承受主要载荷,设计合理与否直接影响壳体成品的质量。同时,能够顺利脱模是模具设计过程中需要考虑的关键因素。

参考文献:

- [1] 丘哲明,陈明义. 固体火箭发动机材料与工艺[M]. 北京:宇航出版社,1995:213-220.
- [2] 刘锡礼. 玻璃钢产品设计(下册)[M]. 哈尔滨:中国玻璃钢工业协会、哈尔滨市科学技术协会,1985:334-342.