

姿态控制飞轮壳体电子束焊接工艺与检验

张永进 马天驰

摘要: 卫星姿态控制飞轮壳体是宇航飞行器中一种典型的密封薄壳结构, 是飞轮机构的主要结构组成之一。它既要确保长寿命飞轮在三轴稳定卫星上的可靠工作环境, 又是装配飞轮总体和连接星体的主要构件。按现代空间薄壁结构力学理论设计的薄壳结构, 是一种最可行的设计方案, 在工程上为一拉伸焊接结构。由于飞轮机构诸元部件性能的要求和结构上的限制, 壳体经施焊成形后, 不再允许按常规工艺进行热处理以消除残余应力或校形, 并且焊缝质量的检验需用非破坏方法进行。故选用何种焊接工艺和检验方法是予研飞轮壳体中一个重要的技术难点。

本文首先对电子束焊接技术的发展与应用作了扼要介绍, 随后以一种密封式予研飞轮壳体为典型工件, 详述了应用电子束焊接工艺与x射线等检验手段的研制方法和结果。检验中, 测得其焊接跟踪、焊缝形状、气孔分布、熔透性、显微组织、残余应力等, 均达到较满意结果。从而证实了飞轮壳体构件应用电子束焊接工艺和所用的检验方法是可行的。

一、电子束焊接技术的发展与应用

电子束焊接是近十多年来发展起来的一项焊接新工艺。其焊接装置是电子光学与机构学结合的产物。自50年西德蔡司公司首先研制成功50千伏1千瓦电子束焊机, 54年法国西阿基公司利用电子束焊接实现了原子反应堆燃料棒的锆质套以及铀与钼的连接之后, 进一步引起各国重视。据估计, 至74年止, 美苏约分别有700台和400台焊机, 法、英、德约各有100台, 日本有55台。近年来, 电子束焊接在许多工业领域得到日益广泛的应用。我国从60年代开始对焊机研制, 当前开始推广应用, 在航天技术中尤为重视。

所谓电子束焊接, 就是电子在电场中加速, 通过静电场和磁场聚焦, 产生能量密度极高的电子射线, 冲击被焊工件表面, 电子的动能变为热能, 从而产生极大的热量, 使工件熔融并焊接。

从空间机械角度看, 此种热源焊接有如下特性:

1. 能量密度高

电子束焊接的能量密度高达 10^9 瓦/厘米, 约为普通电弧或氩弧的10万倍, 比离子束或激光束还高; 焊接线速度最快, 如焊接1.8毫米厚的高速钢带, 耗用150千伏15毫安功率, 线速度可达5米/秒。由于电子束焊接在真空下进行, 热辐射所产生的损耗最少, 从而节省了向工件输入的能量。图1示出了各种焊接热源所需能量比较。

2. 焊接性能好

因焊接在真空条件下进行, 很少有氧、硫、氢或其它气体, 所以无燃烧、不氧化、焊缝内很少有气孔和夹渣, 使焊缝成型平整、光滑洁净, 呈镜面状; 对高熔点金属如钛合金、钨、钼等, 以及对活泼金属如钽、铍、铝等, 均可较易实施焊接。由于工件受到高能电子束流的

轰击，材料中活泼元素或氧化物得到迅速分解和析除，材质得到脱氧、提纯及表面净化作用，从而使焊缝表面光亮、不易锈蚀和漏率低。同时因焊接速度快，又使结构形变与变化区域均很小。图2示出了对接焊时收缩量、角弯度的比较。

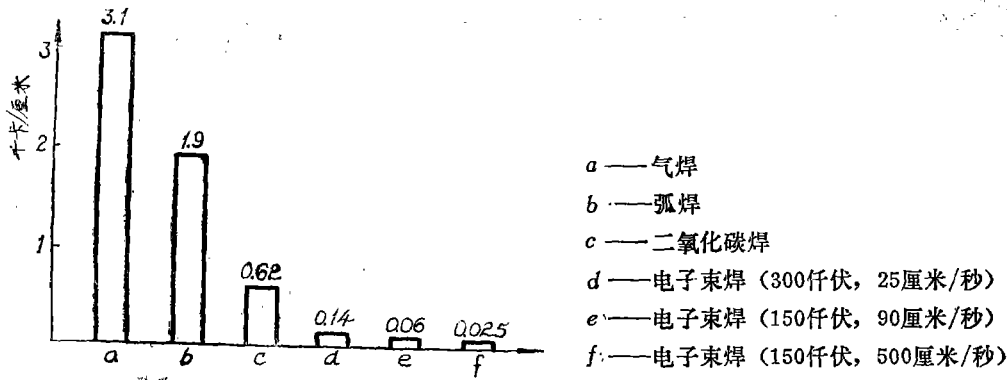


图1 各种焊接热源所需热量比较 (焊接10毫米厚10毫米长不锈钢)

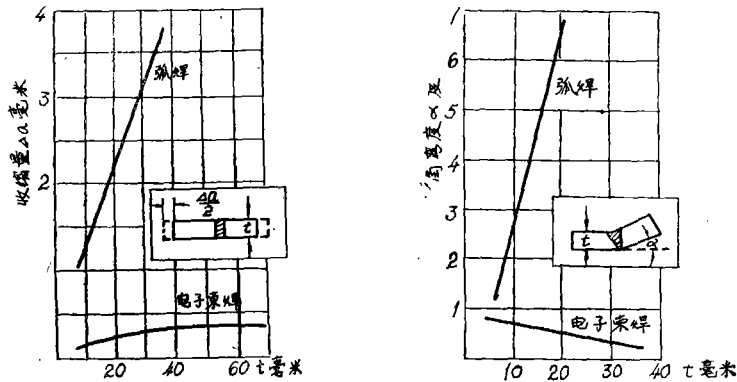


图2 对接焊时收缩量、角弯度的比较 (焊接不锈钢)

3. 焊接参数调整方便，易于自动控制

焊接功率是由加速电压和束流的乘积决定的。这很容易实现人工调整或自动控制。近几年来，国外有些焊机已开始采用电子计算机控制，实现了高质量高效率的焊接。

此外，基于上述特性，还可实现异种金属间的焊接，像铜与不锈钢、钢与硬质合金、铝与钢等。

由于电子束焊接具有上述特性，近十多年来在宇航、原子能、汽车、电子等工业部门得到迅速的应用。例如，美国向月球发射的土星5号飞船，其第一级壳体 ($\phi 10$ 米 $\times H 42$ 米)和燃料仓等均为电子束焊接技术的成功应用；弹道火箭高压气瓶、火箭发动机机壳、飞机机翼、汽轮机隔板、大型高耐漏容器以及电站锅炉联箱等等，亦为电子束焊接技术的应用成果。

总之，现在各方面的研究、设计和工艺人员，均在积极地引用电子束焊接这一新工艺，这就是国外一些文献中提到的像飞轮壳体这样的薄壳结构主要应用电子束焊接的根据，也是我们积极引用它的论据。

当然，从设备制造和工艺角度来看，当前电子束焊接技术尚存在一些问题，使这一新工艺的进一步推广受到了限制，这些问题有：

1. 设备造价高，工件的大小形状和焊接位置受到焊接工作室和电子枪位置的一定限制。
2. 具有残留磁性的材料，易使电子束流发生偏转，焊接前必须完成对工件的去磁工序。
3. 含气量多或含有大量高蒸气压元素的材料，施焊时易使焊缝中产生大量气孔、裂纹等缺陷，或使蒸气压高的元素气化散失，改变了工件材料成份。

但是，上述这些限制，大都可以随着焊机的研究、设计和工艺上的进一步改进，而逐步得到克服。

二、壳体焊接的实作工艺

1. 结构形状与尺寸

壳体结构，形状与尺寸，于图3和图4分别示出。

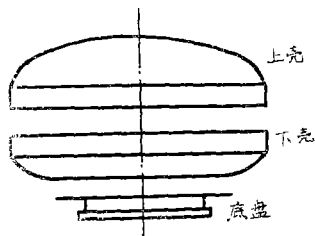


图3 壳体结构

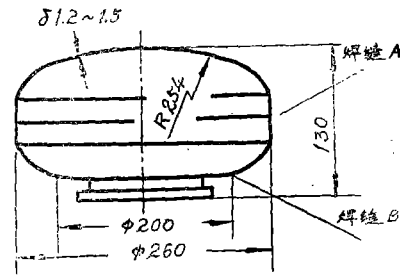


图4 壳体形状与尺寸

由二图看出，三个构件间将施二条环形焊缝，其中焊缝A为 $\phi 260$ 毫米，焊缝B为 $\phi 200$ 毫米。焊接成形后，内空间在超高真空条件下，其结构要满足稳定性和漏气率不得高于 10^{-10} 托升/秒的技术要求。为此，所设计的焊缝结构与配合如图5所示。

在图5中，焊缝A为对接结构，并于内缘配以圆环垫条。其作用，一是可保证焊缝外形无凹陷，增加熔透深度，以利提高焊缝气密性与强度；二是可满足施焊时不得向内掉渣的技术要求；三是可保证上壳与下壳配合时的同圆度。焊缝B为搭放对接结构，设计上视底盘构件尺寸较厚而产生。显然，其结构可达到焊缝A的同样作用。

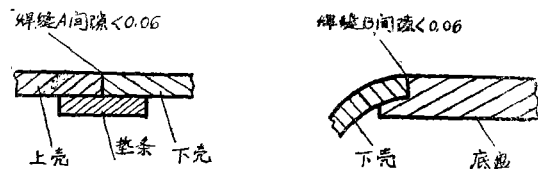


图5 焊缝结构与配合

2. 壳体焊接特征

由于设计上所选用材质为国产新型变形铝合金LF6，其物理性能为熔点低，热胀系数较大；整体焊接成形后变形允差较严格，又不允许经热处理消除残余应力或校形；加上漏气率要求严格以及不得漏渣等技术要求，所以，该壳体工件首次应用电子束焊接工艺，其特征归结为：熔点低，深度浅，密封严，精密焊接。此外，由于工件的形状与尺寸特征，设计了一套

专用自动夹具，保证工件在工作室内实现良好焊接跟踪。

3. 实作焊接工艺与初步结果

所用电子束焊接机为一机部桂林电器科学研究所研制产品，其型号与规格如下：

型号：HDZ—6A

规格：7.5仟瓦，焊深20~25毫米（不锈钢）；

深宽比为15:1；

工作室气压为 10^{-4} 托。

经一定数量的试片试焊后，确定了LF6材质可焊性良好。对于厚度为1.0~1.5毫米板件的热变形量，即收缩量与角弯度，经初步调节焊接参数，便得到较满意结果。此外，焊缝表面形状与质量亦较理想。因此，确定使用上述低压级焊机对予研壳体进行了焊接。施焊中，结合气密性检验和外观质量检查，经6套壳体焊接，逐步确定出如下工艺参数：

加速电压：40仟伏；

电子束电流：15~25毫安；

焊接速度：250~300厘米/分；

工作室真空度： 10^{-2} ~ 10^{-4} 托

束流纵向角度： 45° ~ 90° ；

壳体焊接质量初步结果：

焊接成形后，每套壳体均进行气密性试验。真空度分别在 2.2×10^{-5} ~ 3.9×10^{-6} 托条件下，稳定10~20分钟后，均得到通过。

4. 检漏试验结果

检漏条件：设备为ZLS型氦质谱检漏仪（成都仪器厂产品）。

灵敏度： 3×10^{-11} 托升/秒；

真空度： 3×10^{-6} 托，2小时以上；

环境条件：常温，常压，无污染气体；

试验件数：共4套壳体（1*，2*，3*厚度为1.5毫米，5*为1.2毫米）；

检漏结果：2*，3*，5*壳体结果相同——漏气率低于 3×10^{-11} 托升/秒，稳定10分钟无漏。

1*壳体真空度为 3×10^{-6} 托时，无漏，当真空度为 3×10^{-6} 托，持续2小时后，有三处漏点：

①处漏点，位于焊缝B，漏率低于 1×10^{-6} 托升/秒；

②、③处漏点，位于焊缝A，漏率低于 1×10^{-7} 托升/秒。

三、焊缝质量检验结果与分析

飞轮予研壳体应用电子束焊接成形后，对焊缝A的质量及附近基体，使用 x 光探伤、扫描电镜、 x 射线应力测定等手段进行了质量检验。

1. 焊缝的 x 射线透照

根据1*壳体检漏结果，在真空度为 3×10^{-6} 托时，焊缝A漏率比较高（ 1×10^{-7} 托升/秒），故取其含漏点的1/4壳体，按1:1比例对焊缝A进行了 x 射线透照，透照条件与结果如图6所示。

根据2*，3*，5*壳体的检漏结果较理想，故将2*壳体的焊缝A按1:1比例分八段进行

图6 1*四分之一壳体焊缝的x射线透照

x射线透照条件:

PYIII—M2x光机, 50千伏, 5毫安

焦距1100毫米, 曝光时间2分钟

Kodar底片, 无增感, 塑料底片盒。

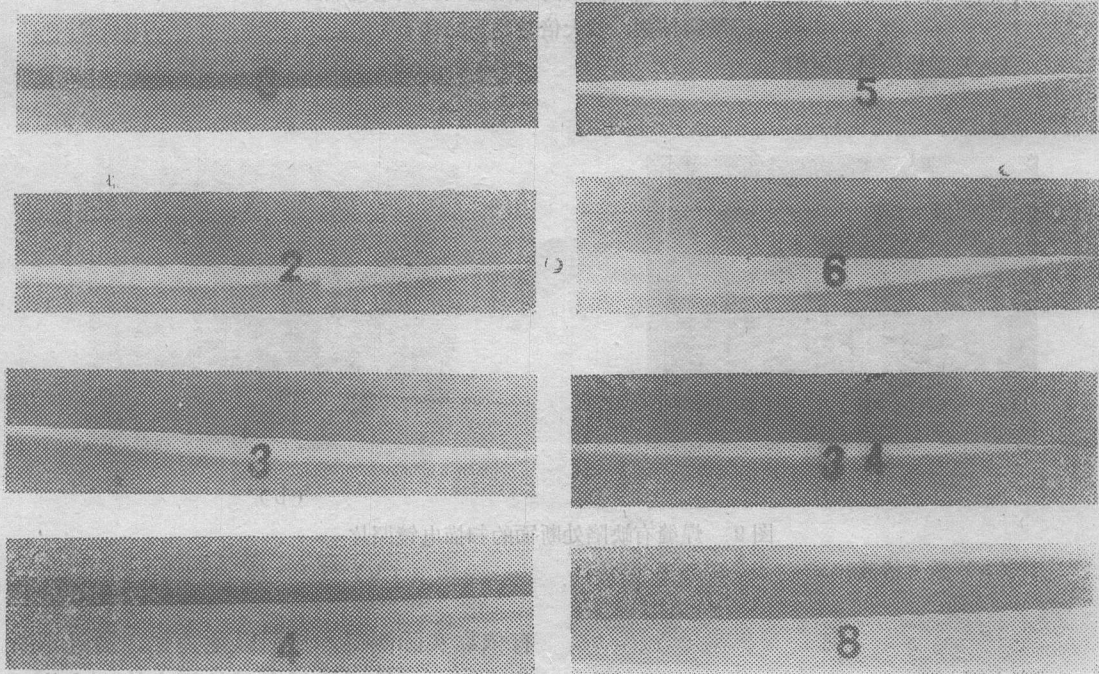


图7 2*整体壳体焊缝的x射线透照(分八段透照)

x射线透照条件:

PYIII—M2x光机, 55千伏, 5毫安, 焦距1100毫米,

曝光时间5分钟, 柯达底片, 无增感, 塑料底片盒。

了x射线透照。透照条件与结果如图7所示。

2. 显微组织的拍照

在1*壳体焊缝A上取制了横断切片, 经三酸处理后, 使用扫描电镜分别对无缺陷的基体和焊缝熔化区进行了拍照, 如图8所示。

在该切片上, 又对有缺陷的熔化区部位进行了拍照, 如图9所示。

3. 焊缝及附近基体的残余应力测定

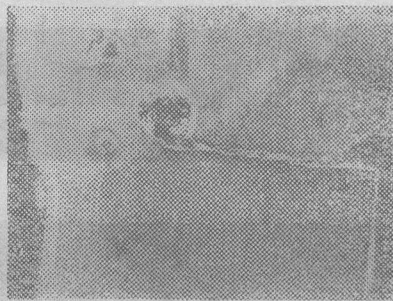
壳体经160℃热拉伸和电子束焊接成形后, 均未进行热处理消除内应力或校形, 因此, 在无外载荷作用下的壳体残余应力, 从结构设计角度要求, 其绝对值应越小越好, 或者不得大于某规定值。但是, 鉴于初次研制, 其应力计算十分困难, 甚至无法求得准确结果。该规定值只



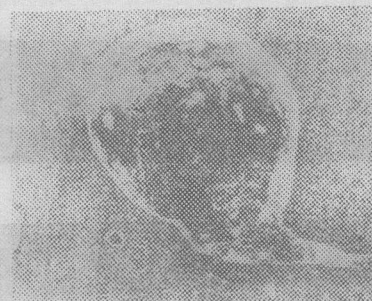
图8 基体与焊缝熔化区的显微组织扫描电镜照片
三酸腐蚀剂, 放大倍数均为3000x

(a) 基体的显微组织

(b) 焊缝熔化区的显微组织



(a)

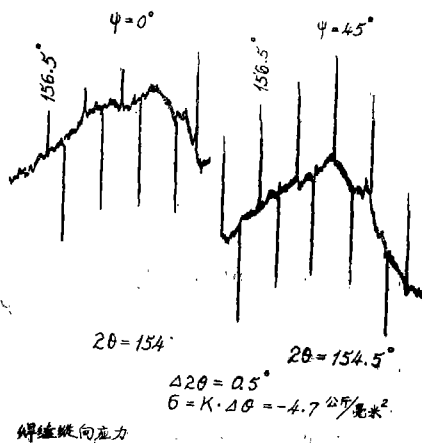


(b)

图9 焊缝有缺陷处断面的扫描电镜照片

(a) 放大倍数80x

(b) 气孔, 放大倍数240x



焊缝纵向应力 (位置№7)

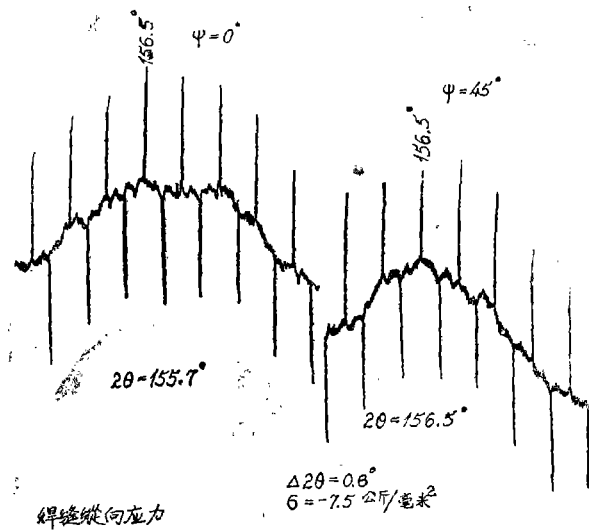
有依靠实际测得, 然后以此为据, 通过不断改进工艺, 最后取得合理的规定值。为此, 选用残余应力测定手段具有重要意义。

现以2#壳体为测定件, 测定位置为沿用图7所划分的八段。用x射线法测定了第2段的纵向应力和横向应力, 第7段的纵向应力、横向应力及附近的基体应力。其测定条件和结果如图10所示。

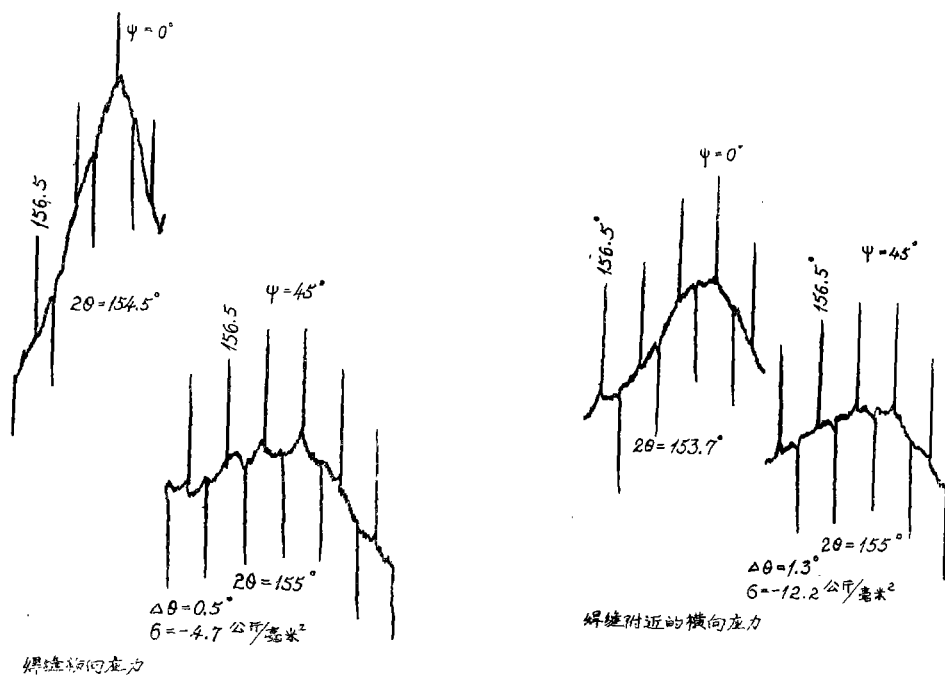
4. 焊缝质量的简要分析

据焊缝质量检验结果, 经分析得出如下要点:

(1) 由图6和图7看出, 焊缝宽度较适当, 焊接跟踪与形状较好, 尽管1#壳体耐漏较低, 但均无明显缺陷, 焊缝气孔分布状况大体相同。在图7中, 有的部位如2段和



焊缝纵向应力 (位置№2)



焊缝横向应力 (位置№7)

焊缝附近的横向应力 (位置№7)

图10 测试条件XYL-73型×射线应力测定仪, CrK₂, 30千伏,
5毫安; 测定(222)Al线, 应力常数K = -9.4公斤/毫米²度

7段气孔分布较密集, 其它部位则较稀疏。表明可能由于焊接前的清洗处理不够严格、或者由于夹具精度不够好, 影响了焊接参数有相对改变所致。

(2) 由图8看出, 焊缝熔化区的显微组织与基体的比较, 材质的致密度有明显增高。这是由于熔池温度经急冷, 使得材料组织晶粒细化。这种现象是电子束焊接的特征之一, 也是一大优点, 从而使焊缝的强度限得到提高。由该图还看出, 焊接熔透性也较好。

(3) 由图9明显看出, 在有缺陷的焊缝中, 一颗气泡形成气孔的典型状态。该气泡直

径约为0.225毫米，放气管径最小处约为0.0162毫米，放气出口为喇叭口形状，其口径与气泡直径相近。从图中还可看出，气泡距焊底较近。从此可以推断，如有类似气泡距焊底过近，则可能由于应力、化学腐蚀等影响因素，将造成气泡与焊底贯通，从而形成焊缝漏孔，破坏了气密性。这种潜在缺陷，应该从焊接工艺角度给予关注和设法消除。

(4) 图10为测得的几段焊缝的横向、纵向及附近基体的残余应力。由于测定区域及其点数均很少，其值约为 $-4.7 \sim -12.2$ 公斤/毫米²，负号表示压应力，未发现有拉应力的数据。这种经电子束焊接产生的残余应力状态，虽然其绝对值较小，但仍直接影响着壳体的使用可靠性。因为壳体内空间的使用真空度受飞轮机构性能的限制不会太高，如一种设计方案为1~50托，所以在卫星轨道上的超高真空环境中，壳体一直承受着均布内载荷作用，至使壳体产生拉应力，就与原有残余应力相叠加。这时在原有残余拉应力区便产生更大拉应力状态。这就要求该结构在设计和工艺上，在考虑优化时更要充分考虑到因存在残余拉应力所影响到的可靠性。当壳体在地面抽空时，壳体将承受均布外载荷作用，这时在原有残余压应力区便产生更大的压应力状态，同样影响到结构的可靠性。然而，上述考虑还应顾及下述分析，即受外载荷作用下的薄壳结构，在弹性和一定塑性范围内，其内应力的实际分布将随实际结构而定。故依靠实验测定实际应力分布状态，是予研薄壳结构中不可缺少的环节。

四、结 论

1. 所设计的卫星姿态控制飞轮壳体，应用电子束焊接工艺完成最后一道焊接成形工序是可行的；

2. 经电子束焊接成形的密封壳体焊缝，其质量的检定，应用氦质谱检漏仪、 x 光透照、扫描电镜观察、 x 射线应力测定等检验方法是可行的；

3. 由于飞轮壳体为初步予研构体，引用电子束焊接工艺又属首次，因此，对于将来壳体产品的制造，其焊接最佳工艺参数，尚待进一步试验确定；

4. 电子束焊缝的质量检验方法，直接关系到飞轮壳体的结构可靠性。为此，一些检验方法，如 x 射线应力测定，必须按具体构件特性，进行系统的测试试验。

致谢

在飞轮壳体的研制中，电子束焊接与工艺参数的选定，系由一机部桂林电器科学研究所甘春雷、林松山等同志实施的，该所的领导和电子束焊机研究室的同志均给予了大力支持；真空检漏试验，是由沈阳真空技术研究所完成的；焊缝区残余应力测定，是由长春汽车研究所协助完成的；长春光机所测试中心、实验工厂等单位和个人，也都给予了很大帮助，谨对上述单位和个人表示衷心谢意。

参 考 文 献

- [1] 中科院自动化所，空间科学技术参考资料汇编，(1978)
- [2] 桂林电科所情报室，电工译文，1期(1974)
- [3] 航空材料手册编写组，航空材料手册，(1972)
- [4] 周承倜，薄壳弹塑性稳定性理论，(1979)