

# 返回型卫星壳体制造工艺

陈士祥

(国营五二九厂)

所谓返回型卫星，就是指在完成了轨道飞行任务后，需要把载有有效载荷的回收舱返回地面的这类卫星。从结构来看，这类卫星一般有两个舱体组成，即仪器舱体和再入舱体。其中分别安装着确保卫星正常飞行和执行任务的各种仪器设备，如：能源、遥测、跟踪、姿态控、遥控、程控、温控、遥感、回收等系统设备。在它完成了预定的轨道飞行任务后，再入舱按照指令与仪器舱分离，返回地面。仪器舱遗留在轨道上。再入舱利用大气阻尼将其动能消耗掉，使再入舱从高达7—10公里/秒的轨道速度降到十几米/秒的着陆速度，此时大气阻尼使舱体表面温度达千度以上。

所以，返回型卫星的再入舱壳体，除了要维持合理的气动外形之外，还要着重解决耐高温烧蚀和高温密封的热防护技术。为了尽可能增加卫星的有效载荷，卫星壳体在保证足够的强度和刚度下，结构重量总是愈轻愈好。卫星体的结构与飞机、火箭等飞行器一样，是薄壁结构。目前，在不可返回型的卫星结构中，大都采用薄壁铆接结构或金属夹层结构，由蒙皮、桁条和隔框等零件组成，此种结构可称为蒙皮骨架式薄壁结构。对于返回型卫星，由于要经受较大的制动和落地冲击载荷，星体结构应具有更大的强度和刚度。蒙皮、桁条等壳体构件必须加厚、加粗以至合并起来成为整体壁板结构。因此，在返回型卫星的结构中，不但采用了相当数量的烧蚀材料，高温密封材料以及具有足够高温强度的耐热合金和钛合金材料，而且应用了较多的整体壁板、整体薄壁铸件和曲面机加件等形状复杂的构件。精度要求高，加工难度大。

在返回型卫星结构中，所使用的材料大致可归纳为下列几类：

1. 铝合金
2. 镁合金
3. 不锈钢
4. 高强度合金钢
5. 钛合金
6. 耐热合金
7. 复合材料和塑料

对于这些空间材料，一般可采用常规的工艺方法来进行加工。但对其中一部份材料和异形零件，由于其本身的特殊要求，必须采用特殊工艺才能进行有效的加工。下面根据国内卫星生产的实践，对返回型卫星中一些典型构件的制造工艺作一介绍。

## 一、环形件的加工

由于返回型卫星气动外形的要求，其横向构件均为环形件。它是各舱段中重要的受力构

件，三向强度指标和椭圆度允差要求严格。这些件的材料一般是高强度铝合金或钛合金，直径在1米—2.5米，截面面积在5厘米<sup>2</sup>—40厘米<sup>2</sup>，由于材料、精度、截面形状各异，因此，这类零件的加工方法可有下列几种：

1. 对于小直径大截面的铝合金环形件。(如：直径在1米左右，截面面积在20厘米<sup>2</sup>左右)。由于锻压设备能力可达，可采用整体锻造的方案。这可免去对接焊缝，构件强度得到提高，且均匀一致。但材料利用率低，机械加工余量大，切削残余应力大，因此必须采用有效的尺寸稳定化处理方法，充分消除其应力，以控制零件的变形。这是卫星薄壁框类零件制造中非常重要的一环。稳定化处理得当，不但可保证零件的加工精度，而且可保证零件在储存，装配以至使用过程中有足够的精度。

根据铝合金热处理的特征，可将它分为未经热处理强化和热处理强化两类，造成这两类环形件尺寸不稳定的原因是不同的。因此，采取稳定化处理的方法也不相同，对于热处理不强化铝合金环形件，如：LF6防锈铝，尺寸不稳定是由于加工过程中内应力重新分配，装配或使用过程中内应力松弛的结果。所以，可采用一次退火或二次退火或冷处理(-50℃~-100℃)的方法来求得尺寸的稳定。对热处理强化的铝合金环形件，如：LD10铝镁，尺寸不稳定，除切削内应力外主要是淬火内应力和脱溶造成。所以可选用：*a.* 软介质淬火，*b.* 人工时效，*c.* 机械塑性变形的拉伸或压缩法，*d.* 反淬火法，*e.* 冷处理加回火法等工艺措施来解决尺寸稳定问题<sup>[1]</sup>。

2. 对于大直径大截面的铝合金环形件(如：直径在2米以上，截面面积在40厘米左右)。往往由于锻压设备能力的限制，而无法采用整体锻造，则可采用整环轧制，这是目前环形件制造中较为先进的方法之一。它最初用于火车轮箍和轴承环的制造，近年来才引进到航空工业中，制造优良材料和特殊型面的环形件。利用整环轧制，生产率高，表面质量高，金属流线与受力方向一致，在载荷作用下能保持环形，这对密封舱结构是很重要的。在我国某些型号的飞行器结构中采用了这种整体环形轧制件。

3. 对于大直径小截面的钛合金环形件(如：直径在2米左右，截面面积在5厘米<sup>2</sup>左右，而壁厚仅为5毫米)。既不能使用整体锻造，也不宜采用整环轧制，而利用直线型材弯曲后，闪光对焊成环形件，最为合适。它同真空离心铸造相比，可大大节省材料和机加工作量，如：一个1.6米直径的净重为9公斤的钛合金环形件，采用真空离心铸造其毛坯为45公斤，加上浇冒口等浇铸系统需料近100公斤，而采用压弯后闪光对焊成环形的工艺方案，需料为20公斤，对焊接头的强度一般达基材的97%，接头冶金组织近于锻造，对于昂贵的钛合金材料，采用这种方法制造环形件，既经济又能保证质量。

环形件制造工艺中突出的问题，是零件在加工和存放期间其圆形发生变形。这种变形主要由于零件在切削、焊接、成形、热处理等加工中产生的残余应力所造成，也由于金属流线方向性的影响。在加工中采用减小切削量，合理装卡及相应的稳定化处理等工艺措施，其圆度一般都能控制在1毫米以内。

## 二、曲面机加件加工

出于操作和装配关系的需要，在返回型卫星的锥形舱体上开有多种形状和尺寸的门窗。这与飞船上的门窗结构完全类同，从美国 Gemini 的座舱结构中可清楚地看出这种结构形式。如：图1。

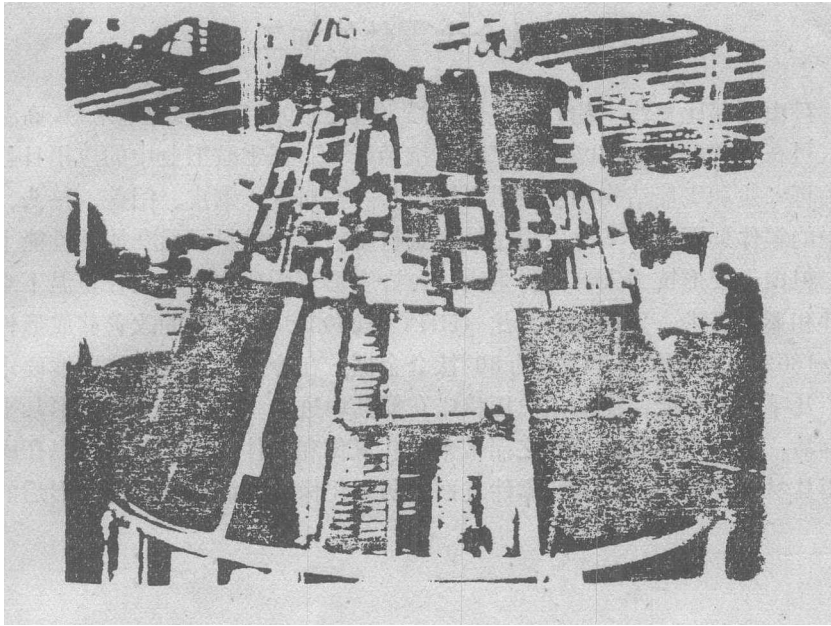


图1 美国Gemini飞船的座舱骨架结构

由于舱体要求气密，所以在门、窗框上布有密封槽，如：图2所示。这类机加件一般尺

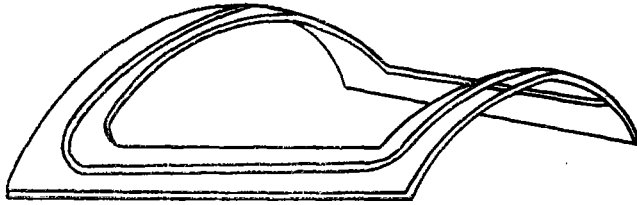


图2 布有密封槽的门框

寸较大，密封槽加工精度要求较严，长度可达数米，在圆角处又呈双曲面型，所以很难应用常规的工艺方法进行加工。国外对于这种零件已广泛采用大型多坐标数控机床来加工。许多航空工厂专门组织了数控加工工段或车间来加工飞行器的壁板、大梁、隔框等形状复杂，精度要求高的零件。

我国在不具备这种机床的情况下，加工这种带有双曲面型密封槽的零件，尤如加工大型船用螺旋桨叶片，在工艺上是很困难的。对这种零件开始曾利用过大型立车与仿型铣头组合加工密封槽，但大量工作仍需人工控制，以至槽的尺寸及光洁度很难达到要求。经过多次试验，摸索了厚板在压弯后上下拉伸和压缩量的变化规律，利用展开方法，对曲面零件进行加工，具体程序如下：将一定厚度的曲面零件，通过精确计算，展开为平面曲线零件，利用二坐标数控铣床或仿型铣床，对平面零件的曲线外形和上面的曲线密封槽进行铣加工，然后再将平面零件压弯成曲面零件。为了确保正确的曲率，还可利用工装对压弯后的零件进行热校形。利用展开法来加工卫星壳体中的曲面零件是行之有效的。

### 三、钛合金零件的加工

钛合金材料由于其比重小(约4.5),强度高(可达140—160公斤/毫米<sup>2</sup>),高温、低温机械性能良好(可在-273℃~+500℃内工作),抗蚀好<sup>[3]</sup>。在宇航工业中的应用日趋广泛,在返回型卫星的再入舱和飞船结构中更是不可缺少。一些口框、蒙皮、门盖、接头、端框等处于高温环境中的零件如图3,多数采用了钛合金材料。这种材料虽然在使用性能上显示了较大的优越性,但由于变形抗力大,回弹量大,允许变形范围狭窄,一般在室温下难以形成,不易达到尺寸和形状要求,采用加热方法(550℃—650℃),可明显的改善其成形性能,如图3中所示的 $\phi 1602$ 毫米壁厚为5毫米的80°钛合金框,在冷态下加工成椭圆度要求在1毫米以内的圆框,几乎是不可能,而使用热压机床在模具中进行多次预成形和棱形加工,达到上述要求就比较容易。但由于模具加热随之而带来了防氧化和零件污染问题,所以在成形过程中应充分注意模具材料的选择,模具和零件表面的防氧化保护,润滑及零件成形后的处理。

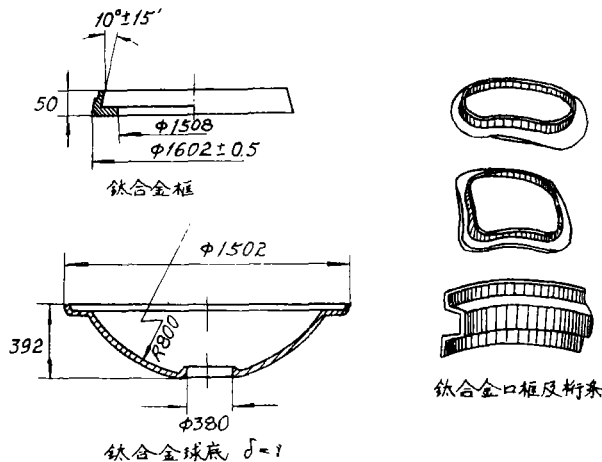


图3 钛合金件

模具材料必须选择在高温下不软化或不产生变形的材料,如:优质高硅铸铁、优质球墨铸铁、不锈钢、陶瓷材料等。对于生产数量在20个以内,加热温度不超过550℃时,亦可考虑使用高碳钢做模具,但在模具表面必须喷以高温保护漆(西安油漆厂生产)。零件表面也应涂上保护漆和润滑剂,为防止钛零件表面沾污,润滑剂通常应为非氯化物,一般用胶体石墨、胶体二硫化钼、带石墨的膨润土润滑脂等<sup>[4]</sup>。

零件成形后应及时进行消除内应力的热处理,以免因残余应力而引起裂纹,然后酸洗,洗涤,干燥,包裹。以防再次受到污染。

对于锻造钛合金机加件,由于钛的导热系数低,易使切削过热,加工硬化倾向严重,易使刀具磨损,所以机加工钛合金远比钢为困难,尤其是锻件表面的氧化鳞皮和皮下吸氧层(厚度约0.13—0.65毫米),它们均是易脆的硬化层,机械加工十分困难。为改善这类锻件的切削性能,必须首先进行消除应力的热处理,然后对毛坯进行喷砂,酸洗去除表面氧化皮,在切削过程中宜采用低切削速度,大进给量,使刀刃离开表面硬化层。可取得良好的加工效果。

## 四、钣金零件的加工

在返回型卫星的舱体结构中,有不少形状复杂,尺寸较大的铝合金冲压件,如:大直径薄壁封顶零件,窗口壳体及球形内壳体零件等。单纯利用冷冲压方法,往往由于难以掌握其回弹量而需反复试验和修正模具,才能加工符合要求的零件,或者由于最小弯曲半径的限制,而无法加工出满意的角度型面零件,根据蠕变成形的原理,在卫星壳体制造工艺中,对复杂的钣金零件采用了热校形加工方法。这种工艺方法不但可用来减小成形工序中引起的尺寸容差和畸变,减小零件内部的残余应力,还可以消除预成形时产生的角度和半径的回弹翘曲和畸变,而且能把室温下最小弯曲半径减小,利于零件成形和达到最终型面的要求。所以这种方法已成为解决大尺寸复杂钣金零件成形精度的重要手段。其具体工艺过程如下:零件先在考虑了回弹量的模具中预成形,尔后夹持在与零件外形尺寸相同的模胎里,在热处理炉子中快速升温到一定温度(视材料牌号而定),保温一段时间(视零件尺寸厚度而定),出炉空冷,即可得到机械性能,尺寸精度均能符合要求的零件。

这种热校形工艺从热处理的角度来看,类同于材料的高温退火处理,为了保证零件在热校形过程中有细小的晶粒,不降低零件的强度,必须掌握下列几点<sup>[5]</sup>:

1. 校形零件其预成形变形度,必须超过临界变形度,因为变形度在3—25%的范围内再结晶退火会导致晶粒突然增大,从而降低材料的强度。
2. 校形时加热速度愈快愈好,加热速度缓慢,会使加工硬化的组织产生部份回复,使再结晶核心减小,等到加热到再结晶温度时就容易产生粗大晶粒。
3. 校形时保温时间要短,以防发生聚合再结晶而降低材料的强度。

以上介绍的只是返回型卫星壳体制造中部份典型件工艺。就卫星体制造来说,所涉及的工艺范围是相当广泛的。如:大面积镀金工艺,薄壁密封舱组焊工艺,烧蚀材料加工工艺,镁合金薄壁框梁铸造工艺,温控涂层工艺等等。随着卫星体结构中新型构件和新型材料的不断采用,如:记忆合金,钛合金、碳/环氧复合材料等。一些新工艺也不断扩大应用,如:超塑性成形,钛管高温钎焊以及铝、钛、镁、钛合金的特殊表面处理工艺等,都将逐步应用于卫星生产中,使卫星壳体的结构加工质量得到不断提高。

### 参 考 文 献

- [1] 钱耀华; 国外机械, 1965, 9 27.
- [2] 陈烈民; 双子座飞船结构图册, 中国人民解放军京字171部队1973年.
- [3] Titanium Alloys Handbook, AD-758335, 1972年.
- [4] 国外航空工业资料编译部; 钛和钛合金的钣金冲压成形, 国防工业出版社, 1970.
- [5] 铝合金热处理编写组; 铝合金热处理, 冶金工业出版社, 1972年.