

航天发动机喷管零件的成型方法

技术领域

本发明涉及航天发动机喷管领域，且特别涉及一种航天发动机喷管零件
5 的成型方法。

背景技术

推力室是液体火箭发动机中负责将燃料进行混合燃烧，产生高温高压燃气，燃气通过喉部加速排出，获得反推力的部件。推力室一般为拉瓦尔型面
10 结构由圆柱段、收缩段与扩张段构成。为了承受燃气的高温，喷管一般采用再生冷却技术，由铣槽内壁和外壁组成。同时由于燃气温度高达 3500K，壁面热交换功率可到达百兆瓦，故推力室的内壁材料多选用铜合金。

喷管的结构包括棒件、锻件环、平板或圆筒。

现有技术中，棒件、锻件环和平板的加工方法为机械加工，平板和圆筒
15 的加工方法为旋压或拼焊后冲压。其中，棒件、锻件环和平板进行机械加工的具体方法为：取一个棒件、锻环、板件进行减材加工，得到需要的喷管零件，再进行拼焊，该方法的缺点是：材料利用率低，机械加工量巨大，同时受限于材料的厚度局限，很难加工出大尺寸的喷管零件。平板和者圆筒进行旋压加工的具体方法为：将平板或者桶型件进行强旋至模型胎具上的成型过
20 程，该方法的缺点是：1.对于大的直径、轴径比大的零件难以进行加工，易产生裂纹等缺陷导致报废；2.制造过程需要制作第一道次、第二道次、第三道次等一系列的旋压胎，尤其当直径很大时，旋压胎的尺寸会很大；3.在旋压过程中通常伴有热旋压时加热、热处理等加热过程，使得原材料性能发生

变化。平板和者圆筒进行拼焊后冲压加工的具体方法为：将板件先初步弯120°、60°等的瓜瓣板件，再将3块、6块等同样的板件对起来进行纵缝的拼焊从而成为一个周圈完整的零件，在放入成型胎中进行冲压成型，先阶段主要用于不锈钢、钛合金等材料的成型上。该防范的缺点是1.工序较为复杂；

- 5 2.对设备要求高，需要大型的成型胎和冲压设备，焊缝在冲压过程中很容易出现问题 3.产品变形较大，产品一致性差；3.只能加工单收缩、或者单扩张的结构件，无法一次性获得同时具有收缩段与扩张段的零件。

因此，如何提供一种具有工序简单，不受轴径比、尺寸限制，工艺过程可检可测，一体成型，生产质量稳定性高，适合大批量自动化生产的航天发
10 动机喷管零件的成型方法是本领域技术人员亟待解决的技术问题。

发明内容

为了解决至少部分上述技术问题，本发明提供一种航天发动机喷管零件的成型方法，其中，该方法包括如下步骤：步骤一，在板料切割出多个同轴
15 的圆台环；步骤二，对尺寸过大或尺寸相近的所述圆台环进行旋压矫形；步骤三，在所有所述圆台环的大口端和小口端车加工出用于彼此焊接的圆环面；步骤四，按照所述大口端尺寸由小到大或由大到小的顺序，将多个所述圆台环依次焊接成一个整体，其中位于中间的任意一个圆台环的大口端与相邻的一个圆台环的小口端焊接，且小口端与相邻的另一个圆台环的大口端焊
20 接。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，该方法还包括步骤五，已知待加工喷管零件的尺寸信息，根据所述待加工喷管零件的尺寸信息对步骤四得到的整体的内壁和外侧壁进行修形。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，所述圆
25 环面的宽度为25mm~30mm。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，所述步骤三中，将所述圆台环的大口端和小口端车加工出25mm宽的圆环面。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，所述步骤四中采用搅拌摩擦焊接、激光焊接或电子束焊接的方法将多个所述圆台环
5 焊接成一个整体。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，所述板材为铜合金板材、钛合金板材、不锈钢板材或铝合金板材。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，经所述步骤二旋压矫形后，将多个所述圆台环按照大口端的尺寸由小到大顺序同轴
10 排列，相邻的两个所述圆台环的相邻端口的尺寸相同。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，在所述步骤一之前还包括，根据待加工的零件的大口端直径、小口端直径、轴向长度以及管壁厚度，设计切割圆台环的数量和尺寸信息，使得尺寸信息最小的圆台环的小口端直径等于该零件的小口端直径，尺寸信息最大的圆台环的大
15 口端直径等于该零件的大口端直径，多个所述圆台环焊接成整体后的轴向长度等于该零件的轴向长度。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，所述步骤二采取冷旋压对所述圆台环进行矫形。

在某些实施方式中，所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，所述步骤二
20 中，旋压矫形面积小于等于所述圆台环面积的40%。

本发明实施例的航天发动机喷管零件的成型方法至少具有如下之一的有益效果：

本发明所述的航天发动机喷管零件的成型方法，解决现有技术中生产航天
25 发动机喷管内壁与外壁的尺寸限制，材料利用率低，对生产设备要求高，批量化生产一致性的问题。

本发明所述的航天发动机喷管零件的成型方法，工序简单，不受轴径比、

尺寸限制，工艺过程可检可测，可一体成型，生产质量稳定性高，适合大批量自动化生产等的优点。

本发明所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，计算割取具有合适锥角的圆台环，材料利用率高，利用车加工保证加工的精度，同时大大减少机器加工的量。

本发明所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，制造中没有加热过程，材料的性能不发生改变；利用搅拌摩擦焊接将各个圆台环焊接成一整体，不产生熔化相，组织均匀性好，材料性能不受损失。

本发明所述的航天发动机喷管零件的成型方法中，在合金板料尺寸足够的情况下，可以加工得到大型尺寸、大轴径比的喷管零件。

附图说明

图1是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法的流程图；

图2是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法中的合金板料；

图3是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法中步骤一中的线切割加工示意图；

图4是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法中步骤一中合金板料切割出的圆台体的结构示意图；

图5是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法中步骤二中旋压矫形过程的示意图；

图6是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法中步骤三中车加工过程示意图；

图7是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法中步骤四中焊接过程的示意图；

图8是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方

法中步骤五修形过程的示意图；

图9是本发明其中一个实施方式中所述的航天发动机喷管零件的成型方法生产的喷管钟型铜内壁的结构示意图。

5 附图标记：

1 代表板料，2 代表线切割道次位置，3 代表圆台环，4 代表旋正轮，5 代表车加工刀具，6 代表焊接工具，7 代表焊接成的整体，8 代表修形后的整体。

10 **具体实施方式**

现详细说明本发明的多种示例性实施方式，该详细说明不应认为是对本发明的限制，而应理解为是对本发明的某些方面、特性和实施方案的更详细的描述。

15 应理解本发明中所述的术语仅仅是为描述特别的实施方式，并非用于限制本发明。另外，对于本发明中的数值范围，应理解为具体公开了该范围的上限和下限以及它们之间的每个中间值。在任何陈述值或陈述范围内的中间值以及任何其他陈述值或在所述范围内的中间值之间的每个较小的范围也包括在本发明内。这些较小范围的上限和下限可独立地包括或排除在范围内。

20 除非另有说明，否则本文使用的所有技术和科学术语具有本发明所述领域的常规技术人员通常理解的含义。虽然本发明仅描述了优选的方法和材料，但是在本发明的实施或测试中也可以使用与本文所述相似或等同的任何方法和材料。本说明书中提到的所有文献通过引用并入，用以公开和描述与本发明相关的技术和/或材料。在与任何并入的文献冲突时，以本说明书的内容为准。

25 在不背离本发明的范围或精神的情况下，可对本发明说明书的具体实施方式做多种改进和变化，这对本领域技术人员而言是显而易见的。本申请说

说明书和实施例仅是示例性的。

关于本文中所使用的“包含”、“包括”、“具有”、“含有”等等，均为开放性的用语，即意指包含但不限于。

关于本文中所使用的“和/或”，包括所述事物的任一或全部组合。

5 以下通过具体实施方式，并结合附图对本发明作进一步说明。

如图1至图9所示，本发明提供一种航天发动机喷管零件的成型方法，其中，该方法包括如下步骤：

步骤一，在板料1切割出多个同轴的圆台环3；

步骤二，对尺寸过大或尺寸相近的圆台环3进行旋压矫形；

10 需要进行旋压矫形的圆台环3包括以下两种情况：一，圆台环3尺寸过大，可先加工成近似圆台环3然后进行旋压矫形；二，如果计算出的各段锥形桶型件尺寸过于相近，在一块板料上会干涉，无法在一块板料上切出，需要对切割出圆台环3进行旋压矫形。步骤二进行旋压矫形是小范围、小变形量的矫形过程，可采用冷旋压或者热旋压。即旋压的塑性变形量可以在40%以内，
15 通过很少道次的旋压即可完成。旋压时可采用加热或者不加热，在旋压轮设置好合适的进给速度，旋压主轴设置好合适的转速，根据加工精度要求也可设置所需要的旋压贴胎模具。

步骤三，在所有所述圆台环3的大口端和小口端车加工出用于彼此焊接的圆环面；所述圆环面的宽度为25mm~30mm；例如，圆环面的宽度为25mm、
20 26mm、27mm、28mm、29mm或30mm，圆环面作为步骤四焊接的对接面。

步骤四，按照所述大口端尺寸由小到大或由大到小的顺序，将多个所述圆台环3依次焊接成一个整体7，其中位于中间的任意一个圆台环的大口端与相邻的一个圆台环的小口端焊接，且小口端与相邻的另一个圆台环的大口端焊接。

25 将尺寸最大的两个相邻的圆台环3连接段刚性装夹，并选取合适的焊头转速、进给速度进行焊接，后依次装入尺寸第二大、第三大的圆台环3并对接好进行焊接，直到各段都焊接在一起。

本发明中由一块厚的板料1进行线切割成多个同轴的圆台环3，对其中部分圆台环3进行旋压矫形，加工所有圆台环3的对接面，将所有圆台环3对接在一起，利用搅拌摩擦焊接法将相邻的圆台环3连接成一个整体7，最后通过数控车加工出内外型面，得到航天发动机喷管零件。

- 5 上述方案中，该方法还包括步骤五，对步骤四得到的整体7的内壁和外侧壁进行修形。步骤五中，已知待加工喷管零件的尺寸信息，所述步骤五中，根据所述待加工喷管零件的尺寸信息，对所述整体7进行修形。

在对数控车加工前，数据库中预存有待加工喷管零件的第一三维数据和待加工喷管零件各个点数据，扫描步骤四获得的整体7得到该整体7的第二三维数据，对比第二三维数据和第一三维数据，利用数控车加工对整体7的具体点进行加工，使得整体7的内壁和外壁与代加工喷管零件完全相同。

上述方案中，所述步骤四中采用搅拌摩擦焊接、激光焊接或电子束焊接的方法将多个所述圆台环3焊接成一个整体7。在焊接过程中，不需要对材料进行加工，在加工过程中，材料性能不会改变，且材料不变形，保证加工精度。

上述方案中，所述步骤三中，将所述圆台环3的大口端和小口端车加工出25mm宽的圆环面。圆环面作为相邻的圆台环3焊接的对接台，便于将圆台环3焊接成一个整体7。

上述方案中，所述板材为铜合金板材、钛合金板材、不锈钢板材或铝合金板材。

上述方案中，经所述步骤二旋压矫形后，将多个所述圆台环3按照大口端的尺寸由小到大顺序同轴排列，相邻的两个所述圆台环3的相邻端口的尺寸相同。

按照大口端尺寸由小到大的顺序，将所有圆台环3排列好，相邻的两个圆台环3，其中一个圆台环3的大口端与另一个圆台环3的小口端对应设置，且该大口端的尺寸与对应的小口端的尺寸相同，便于将相邻的两个圆台环3进行焊接。

上述方案中，在所述步骤一之前还包括，根据待加工的零件的大口端直径、小口端直径、轴向长度以及管壁厚度，设计切割圆台环3的数量和尺寸信息，使得尺寸信息最小的圆台环3的小口端直径等于该零件的小口端直径，尺寸信息最大的圆台环3的大口端直径等于该零件的大口端直径，多个所述

5 圆台环3焊接成整体7后的轴向长度等于该零件的轴向长度。

例如，如图9所示，需要加工一个喷管钟型铜内壁，其尺寸信息为：大端直径为 $\Phi 800\text{ mm}$ ，小端直径为 $\Phi 200\text{ mm}$ ，轴向长度 600 mm ，壁厚为 5 mm 。可以选取直径为 830 mm ，厚度为 150 mm 的合金板料，通过轴向长度除以板厚计算需要切割出4个圆台环件（不能整除时，进一法原则取整）。同时，

10 圆台环内外型面锥角通过将此 150 mm 内喷管内壁向内侧外侧各扩充 1 mm - 10 mm 的截面包络四边形，进而得出各件内外侧型面直径与锥角。

上述方案中，所述步骤二采取冷旋压对所述圆台环3进行矫形。所述步骤二中，旋压矫形面积小于等于所述圆台环3面积的40%。旋压矫形是对圆台环3进行小范围、小角度的矫形。

15

在不背离本发明的范围或精神的情况下，可对本发明说明书的具体实施方式做多种改进和变化，这对本领域技术人员而言是显而易见的。由本发明的说明书得到的其他实施方式对技术人员而言是显而易见的。本申请说明书和实施例仅是示例性的。