



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101915182 B

(45) 授权公告日 2013. 05. 22

(21) 申请号 201010200277. 0

审查员 张祥

(22) 申请日 2010. 06. 09

(73) 专利权人 北京航空航天大学
地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

(72) 发明人 张建华

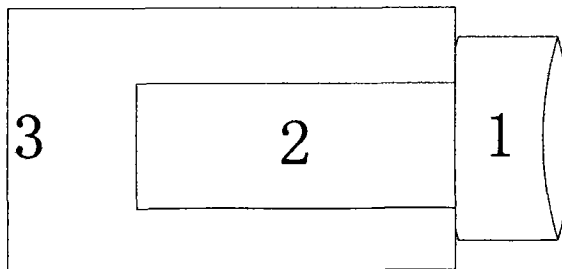
(51) Int. Cl.
F02K 9/32 (2006. 01)

(56) 对比文件
WO 2009134499 A2, 2009. 11. 05, 说明书第 11 页, 权利要求书第 1-2 页.
US 2004144886 A1, 2004. 07. 29,
CN 1343282 A, 2002. 04. 03,
CN 201497435 U, 2010. 06. 02,
CN 2646402 Y, 2004. 10. 06,
CN 101545416 A, 2009. 09. 30,

权利要求书2页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称
一种固体燃料火箭发动机

(57) 摘要
本发明涉及一种固体燃料火箭发动机, 包括: 壳体; 推进剂, 其置放于所述壳体中, 且包括多个燃料球芯块; 喷嘴组, 其与所述壳体结合, 且包含数个独立喷嘴, 所述数个独立喷嘴在具有中心轴线的轴向对称形状的中心体周围分布成环状; 球芯块支撑体, 其为中空结构, 且设置在所述壳体的中间, 从而将所述多个燃料球芯块限制在所述球芯块支撑体和所述壳体之间的燃烧室中; 其中, 所述球芯块支撑体表面上具有贯穿至所述球芯块支撑体中空内部的喷孔体, 以允许燃料球芯块燃烧产生的气体通过所述喷孔体流至喷嘴, 同时防止燃料球芯块通过喷嘴组排出或堵塞喷嘴组。



1. 一种固体燃料火箭发动机,包括:

壳体;

推进剂,其置放于所述壳体中,且包括多个燃料球芯块;

喷嘴组,其与所述壳体结合,且包含数个独立喷嘴,所述数个独立喷嘴在具有中心轴线的轴对称形状的中心体周围分布成环状;

球芯块支撑体,其为中空结构,且设置在所述壳体的中间,从而将所述多个燃料球芯块限制在所述球芯块支撑体和所述壳体之间的燃烧室中;

其中,所述球芯块支撑体表面上具有贯穿至所述球芯块支撑体中空内部的喷孔体,以允许燃料球芯块燃烧产生的气体通过所述喷孔体流至喷嘴,同时防止燃料球芯块通过喷嘴组排出或堵塞喷嘴组;所述喷孔体呈倒锥形,自球芯块支撑体的表面向中空内部延伸而截面直径逐渐收缩,延伸的长度与喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径相当,而喷孔体在球芯块支撑体的中空内部的端面直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.5 ~ 0.6 之间;喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径小于所述喷嘴组中独立喷嘴的喉部断面的直径,且所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴组中所有独立喷嘴的喉部断面面积之和的 2 ~ 2.5 倍。

2. 如权利要求 1 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所述喷孔体的倒锥形由连接所述球芯块支撑体表面的上部子锥体和与所述上部子锥体连接的下部子锥体组成,所述下部子锥体的锥角大于所述上部子锥体的锥角。

3. 如权利要求 2 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所述上部子锥体和所述下部子锥体的高度相同,且所述上部子锥体和所述下部子锥体之间的截面的直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.85 ~ 0.9 之间。

4. 如权利要求 1 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴组中所有独立喷嘴的喉部断面面积之和的 2.2 ~ 2.3 倍。

5. 一种固体燃料火箭发动机,包括:

壳体;

推进剂,其置放于所述壳体中,且包括多个燃料球芯块;

一个喷嘴,其与所述壳体结合,所述喷嘴包括靠近所述壳体的第一部分和远离所述壳体的第二部分,且所述第一部分和所述第二部分之间为作为过渡部的所述喷嘴的喉部,所述第一部分和所述第二部分均分别由三个侧面合围而成,其中两个侧面为直板而另一个侧面为弧形板;

球芯块支撑体,其为中空结构,且设置在所述壳体的中间,从而将所述多个燃料球芯块限制在所述球芯块支撑体和所述壳体之间的燃烧室中;

其中,所述球芯块支撑体表面上具有贯穿至所述球芯块支撑体中空内部的喷孔体,以允许燃料球芯块燃烧产生的气体通过所述喷孔体流至喷嘴,同时防止燃料球芯块通过喷嘴排出或堵塞喷嘴;所述喷孔体呈倒锥形,自球芯块支撑体的表面向中空内部延伸而截面直径逐渐收缩,延伸的长度与喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径相当,而喷孔体在球芯块支撑体的中空内部的端面直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.5 ~ 0.6 之间;喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径小于所述喷嘴的喉部断面的直径,且所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴的喉部断面面积

的 2 ~ 2.5 倍。

6. 如权利要求 5 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所述喷嘴的所述第一部分中的所述弧形板与所述第二部分的所述弧形板位于不相对应的位置上。

7. 如权利要求 5 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所述喷孔体的倒锥形由连接所述球芯块支撑体表面的上部子锥体和与所述上部子锥体连接的下部子锥体组成,所述下部子锥体的锥角大于所述上部子锥体的锥角。

8. 如权利要求 5 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所述上部子锥体和所述下部子锥体的高度相同,且所述上部子锥体和所述下部子锥体之间的截面的直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.85 ~ 0.9 之间。

9. 如权利要求 5 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴的喉部断面面积的 2.2 ~ 2.3 倍。

10. 如权利要求 6 所述的固体燃料火箭发动机,其中,所述喷嘴的第一部分的弧形板的弧度小于所述第二部分的弧形板的弧度。

一种固体燃料火箭发动机

技术领域

[0001] 本发明涉及一种火箭发动机,尤其是涉及一种固体燃料火箭发动机。

背景技术

[0002] 推进系统是航天系统的关键子系统,而推进系统产生动力的主要部件是发动机。发动机总体设计目的就是要使得航天器获得最佳的总体性能,同时保证具有尽量高的品质指标。

[0003] 然而,目前常用的的固体火箭发动机存在燃料燃烧不够充分,喷嘴易于堵塞,以及效率不高等缺陷。

发明内容

[0004] 为了克服现有技术的缺陷,根据本发明的一个实施方案,本发明提供了一种固体燃料火箭发动机,包括:

[0005] 壳体;

[0006] 推进剂,其置放于所述壳体中,且包括多个燃料球芯块;

[0007] 喷嘴组,其与所述壳体结合,且包含数个独立喷嘴,所述数个独立喷嘴在具有中心轴线的轴向对称形状的中心体周围分布成环状;

[0008] 球芯块支撑体,其为中空结构,且设置在所述壳体的中间,从而将所述多个燃料球芯块限制在所述球芯块支撑体和所述壳体之间的燃烧室中;

[0009] 其中,所述球芯块支撑体表面上具有贯穿至所述球芯块支撑体中空内部的喷孔体,以允许燃料球芯块燃烧产生的气体通过所述喷孔体流至喷嘴,同时防止燃料球芯块通过喷嘴组排出或堵塞喷嘴组;所述喷孔体呈倒锥形,自球芯块支撑体的表面向中空内部延伸而截面直径逐渐收缩,延伸的长度与喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径相当,而喷孔体在球芯块支撑体的中空内部的端面直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.5 ~ 0.6 之间;喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径小于所述喷嘴组中独立喷嘴的喉部断面的直径,且所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴组中所有独立喷嘴的喉部断面面积之和的 2 ~ 2.5 倍。

[0010] 本发明的固体燃料火箭发动机中,所述喷孔体的倒锥形由连接所述球芯块支撑体表面的上部子锥体和与所述上部子锥体连接的下部子锥体组成,所述下部子锥体的锥角大于所述上部子锥体的锥角。

[0011] 本发明的固体燃料火箭发动机中,所述上部子锥体和所述下部子锥体的高度相同,且所述上部子锥体和所述下部子锥体之间的截面的直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.85 ~ 0.9 之间。

[0012] 本发明的固体燃料火箭发动机中,所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴组中所有独立喷嘴的喉部断面面积的 2.2 ~ 2.3 倍。

[0013] 根据本发明的又一个实施方案,本发明提供了一种固体燃料火箭发动机,包括:

[0014] 壳体；

[0015] 推进剂，其置放于所述壳体中，且包括多个燃料球芯块；

[0016] 一个喷嘴，其与所述壳体结合，所述喷嘴包括靠近所述壳体的第一部分和远离所述壳体的第二部分，且所述第一部分和所述第二部分之间为作为过渡部的所述喷嘴的喉部，所述第一部分和所述第二部分均分别由三个侧面合围而成，其中两个侧面为直板而另一个侧面为弧形板；

[0017] 球芯块支撑体，其为中空结构，且设置在所述壳体的中间，从而将所述多个燃料球芯块限制在所述球芯块支撑体和所述壳体之间的燃烧室中；

[0018] 其中，所述球芯块支撑体表面上具有贯穿至所述球芯块支撑体中空内部的喷孔体，以允许燃料球芯块燃烧产生的气体通过所述喷孔体流至喷嘴，同时防止燃料球芯块通过喷嘴排出或堵塞喷嘴；所述喷孔体呈倒锥形，自球芯块支撑体的表面向中空内部延伸而截面直径逐渐收缩，延伸的长度与喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径相当而喷孔体在球芯块支撑体的中空内部的端面直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.5 ~ 0.6 之间；喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径小于所述喷嘴的喉部断面的直径，且所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴的喉部断面面积的 2 ~ 2.5 倍。

[0019] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中，所述喷嘴的所述第一部分中的所述弧形板与所述第二部分的所述弧形板位于不相对应的位置上。

[0020] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中，所述喷孔体的倒锥形由连接所述球芯块支撑体表面的上部子锥体和与所述上部子锥体连接的下部子锥体组成，所述下部子锥体的锥角大于所述上部子锥体的锥角。

[0021] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中，所述上部子锥体和所述下部子锥体的高度相同，且所述上部子锥体和所述下部子锥体之间的截面的直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.85 ~ 0.9 之间。

[0022] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中，所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴的喉部断面面积的 2.2 ~ 2.3 倍。

[0023] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中，所述喷嘴的第一部分的弧形板的弧度小于所述第二部分的弧形板的弧度。

[0024] 本发明提供的固体燃料火箭发动机能够极大地提高燃料的燃烧效率，确保喷嘴不被堵塞，并且提高火箭发动机的效率。

附图说明

[0025] 图 1 为本发明所述的固体燃料火箭发动机的结构示意图。

具体实施方式

[0026] 下面结合附图对本发明做进一步的详细说明，以令本领域技术人员参照说明书文字能够据以实施。

[0027] 如图 1 所示，本发明的固体燃料火箭发动机，包括：壳体 3；推进剂，其置放于所述壳体中，且包括多个燃料球芯块；推进剂介于壳体 3 和球芯块支撑体 2 之间的区域内，换言之

之,在壳体 3 和球芯块支撑体 2 之间置放有多个燃料球芯块。喷嘴组 1 与所述壳体 3 结合,且包含数个独立喷嘴,所述数个独立喷嘴在具有中心轴线的轴向对称形状的中心体周围分布成环状。球芯块燃烧产生的气体通过喷嘴喷出。

[0028] 球芯块支撑体 2,其为中空结构,且设置在所述壳体的中间,从而将所述多个燃料球芯块限制在所述球芯块支撑体和所述壳体之间的燃烧室中。球芯块燃烧产生的气体正是通过球芯块支撑体 2 中间的中空部分到达喷嘴组一侧的。

[0029] 其中,所述球芯块支撑体 2 表面上具有贯穿至所述球芯块支撑体 2 中空内部的喷孔体(图中未示出),以允许燃料球芯块燃烧产生的气体通过所述喷孔体流至喷嘴,同时防止燃料球芯块通过喷嘴组排出或堵塞喷嘴组;所述喷孔体呈倒锥形,自球芯块支撑体的表面向中空内部延伸而截面直径逐渐收缩,延伸的长度与喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径相当,而喷孔体在球芯块支撑体的中空内部的端面直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.5~0.6 之间;喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径小于所述喷嘴组中独立喷嘴的喉部断面的直径,且所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴组中所有独立喷嘴的喉部断面面积之和的 2~2.5 倍。这些数据是经过发明人反复试验确定,能够使得火箭发动机取得良好的燃烧效果。

[0030] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所述喷孔体的倒锥形由连接所述球芯块支撑体表面的上部子锥体和与所述上部子锥体连接的下部子锥体组成,所述下部子锥体的锥角大于所述上部子锥体的锥角。

[0031] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所述上部子锥体和所述下部子锥体的高度相同,且所述上部子锥体和所述下部子锥体之间的截面的直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.85~0.9 之间。

[0032] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴组中所有独立喷嘴的喉部断面面积之和的 2.2~2.3 倍。

[0033] 本发明还提供了一种固体燃料火箭发动机,包括:壳体;推进剂,其置放于所述壳体中,且包括多个燃料球芯块;一个喷嘴,其与所述壳体结合,所述喷嘴包括靠近所述壳体的第一部分和远离所述壳体的第二部分,且所述第一部分和所述第二部分之间为作为过渡部的所述喷嘴的喉部,所述第一部分和所述第二部分均分别由三个侧面合围而成,其中两个侧面为直板而另一个侧面为弧形板;球芯块支撑体,其为中空结构,且设置在所述壳体的中间,从而将所述多个燃料球芯块限制在所述球芯块支撑体和所述壳体之间的燃烧室中。

[0034] 其中,所述球芯块支撑体表面上具有贯穿至所述球芯块支撑体中空内部的喷孔体,以允许燃料球芯块燃烧产生的气体通过所述喷孔体流至喷嘴,同时防止燃料球芯块通过喷嘴排出或堵塞喷嘴;所述喷孔体呈倒锥形,自球芯块支撑体的表面向中空内部延伸而截面直径逐渐收缩,延伸的长度与喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径相当,而喷孔体在球芯块支撑体的中空内部的端面直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.5~0.6 之间;喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径小于所述喷嘴的喉部断面的直径,且所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴的喉部断面的 2~2.5 倍。

[0035] 这种火箭发动机未采用喷嘴组,而是只采用了一个喷嘴。

[0036] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所述喷嘴的所述第一部分中的所述弧形板

与所述第二部分的所述弧形板位于不相对应的位置上。

[0037] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所述喷孔体的倒锥形由连接所述球芯块支撑体表面的上部子锥体和与所述上部子锥体连接的下部子锥体组成,所述下部子锥体的锥角大于所述上部子锥体的锥角。

[0038] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所述上部子锥体和所述下部子锥体的高度相同,且所述上部子锥体和所述下部子锥体之间的截面的直径为喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面直径的 0.85 ~ 0.9 之间。

[0039] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所有喷孔体在球芯块支撑体的表面上的截面面积之和为所述喷嘴的喉部断面面积之和的 2.2 ~ 2.3 倍。

[0040] 本发明所述的固体燃料火箭发动机中,所述喷嘴的第一部分的弧形板的弧度小于所述第二部分的弧形板的弧度。

[0041] 本发明公开的固体燃料火箭发动机是申请人经过大量的试验,对各种结构和参数进行改进,而最终确定的方案。这种固体燃料火箭发动机具有相当高的燃烧效率,并且不易堵塞喷嘴。

[0042] 尽管本发明的实施方案已公开如上,但其并不仅仅限于说明书和实施方式中所列运用,它完全可以被适用于各种适合本发明的领域,对于熟悉本领域的人员而言,可容易地实现另外的修改,因此在不背离权利要求及等同范围所限定的一般概念下,本发明并不限于特定的细节和这里示出与描述的图例。

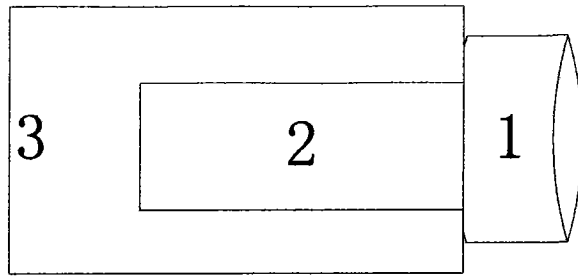


图 1