



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105003356 A

(43) 申请公布日 2015. 10. 28

(21) 申请号 201510418896. X

(22) 申请日 2015. 07. 16

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路 15
号

(72) 发明人 仲峰泉 邢云绯 张新宇

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理
事务所(普通合伙) 11390

代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.

F02K 9/44(2006. 01)

F02K 9/58(2006. 01)

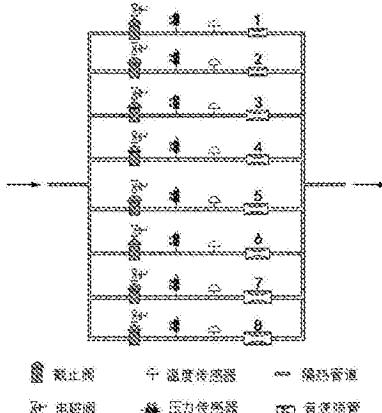
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种高温高压燃料流量的控制装置及其构造
方法

(57) 摘要

本发明公开了一种高温高压燃料流量的控制装置，其能够实现流量的连续调节，实现流量的精确控制，并且结构简单，制造成本低，易于实现。其包括一系列不同喉道直径的音速喷管，通过阀门控制各个音速喷管的开启，燃料的流量与喉道直径的平方呈正比，该系列音速喷管的喉道面积按照 2^k 倍的关系逐次增大，从而确保最大喉道面积与最小喉道面积的连续变化，并且变化量的精度等于最小喉道面积，从而获得 $1/2^{k-1}$ 的流量控制精度。还提供了这种高温高压燃料流量的控制装置的构造方法。



1. 一种高温高压燃料流量的控制装置,其特征在于:其包括一系列不同喉道直径的音速喷管,通过阀门控制各个音速喷管的开启,燃料的流量与喉道直径的平方呈正比,该系列音速喷管的喉道面积按照2倍的关系逐次增大,从而确保最大喉道面积与最小喉道面积的连续变化,并且变化量的精度等于最小喉道面积,从而获得 $1/2^{N-1}$ 的流量控制精度。

2. 根据权利要求1所述的高温高压燃料流量的控制装置,其特征在于:所述阀门为电磁阀和截止阀。

3. 根据权利要求2所述的高温高压燃料流量的控制装置,其特征在于:每个音速喷管通过隔热管道连接在一起,每条隔热管道上均设有温度传感器和压力传感器。

4. 根据权利要求3所述的高温高压燃料流量的控制装置,其特征在于:该系列音速喷管数量小于等于8个,各个音速喷管的喉道直径分别为 $d_1=d_1$ 、 $d_2=1.414d_1$ 、 $d_3=2d_1$ 、 $d_5=2.828d_1$ 、 $d_6=4d_1$ 、 $d_7=5.66d_1$ 、 $d_8=8d_1$ 。

5. 根据权利要求4所述的高温高压燃料流量的控制装置,其特征在于:根据公式(5)得到 d_1 :

$$d_1 = \sqrt{\frac{\dot{m}_{\max}}{2^N C}} \quad (5)$$

其中 \dot{m}_{\max} 为该控制装置可以控制的最大流量,C为流量系数,N为音速喷管数目。

6. 根据权利要求4所述的高温高压燃料流量的控制装置,其特征在于: $d_1 \geq 0.5\text{mm}$ 。

7. 一种根据权利要求3所述的高温高压燃料流量的控制装置的构造方法,其特征在于:包括以下步骤:

- (1) 开始;
- (2) 基于燃料种类与管道入口压力、温度来确定流量系数C;
- (3) 根据流量的调节精度要求来确定音速喷管数目N;
- (4) 基于最大流量需求确定最小音速喷管的喉道直径 d_1 ;
- (5) 确定各音速喷管的喉道直径 d_i ;
- (6) 确定控制各个喷管流通的截止阀尺寸;
- (7) 结束。

一种高温高压燃料流量的控制装置及其构造方法

技术领域

[0001] 本发明属于航天、航空发动机燃料输运与控制的技术领域,具体地涉及一种高温高压燃料流量的控制装置,以及这种控制装置的构造方法。

背景技术

[0002] 碳氢燃料(如煤油)是航天、航空发动机的主要燃料形式,并且在很多发动机运行中充当了冷却介质。这一类燃料首先充当冷却介质冷却发动机壁面,而后再经过压力、流量调节被喷注到燃烧室混合、燃烧的运行方式被称为燃料冷却或者再生冷却技术。例如,钱学森在其论著《星际航行概论》中介绍了美国H-1液体火箭发动机在喷管喉道区域采用燃料冷却技术。近几十年来,再生冷却技术也被运用于高超声速吸气式发动机。例如,1971年,Lander在《飞机杂志》发表的论文中详细描述了碳氢燃料在高超声速飞行器热防护领域的应用前景。与火箭发动机的燃料冷却相比,超燃冲压发动机由于燃料总量少,但需要冷却的面积却很大;因此,燃料的温升幅度大,在冷却结构出口燃料处于高温、高压状态。燃料的高温、高压状态给流量调节与控制带来了极大的困难。

[0003] 众所周知,目前各类流量控制装置主要通过多层金属结构的限流元件来实现流量的连续调节。因此,流量控制器只能工作在较低的温度范围内(常温至200℃)。当流体温度过高、压力过大时,限流元件将失效甚至损坏。目前,国内外对于高温、高压燃料如何实现流量的精确控制处于研究阶段,尚未形成成熟的技术与器件。因此,研制燃料在高温、高压条件下的流量控制装置具有重要的应用价值。

发明内容

[0004] 本发明的技术解决问题是:克服现有技术的不足,提供一种高温高压燃料流量的控制装置,其能够实现流量的连续调节,实现流量的精确控制,并且结构简单,制造成本低,易于实现。

[0005] 本发明的技术解决方案是:这种高温高压燃料流量的控制装置,其包括一系列不同喉道直径的音速喷管,通过阀门控制各个音速喷管的开启,燃料的流量与喉道直径的平方呈正比,该系列音速喷管的喉道面积按照2倍的关系逐次增大,从而确保最大喉道面积与最小喉道面积的连续变化,并且变化量的精度等于最小喉道面积,从而获得 $1/2^{喷管数目-1}$ 的流量控制精度。

[0006] 本发明基于流量与喉道直径的关系以及等比数列原理,通过不同尺寸的音速喷管组合来实现流量的连续调节,实现流量的精确控制,并且结构简单,制造成本低,易于实现。

[0007] 还提供了这种高温高压燃料流量的控制装置的构造方法,包括以下步骤:

[0008] (1)开始;

[0009] (2)基于燃料种类与管道入口压力、温度来确定流量系数C;

[0010] (3)根据流量的调节精度要求来确定音速喷管数目N;

[0011] (4)基于最大流量需求确定最小音速喷管的喉道直径 d_1 ;

- [0012] (5) 确定各音速喷管的喉道直径 d_i ;
- [0013] (6) 确定控制各个喷管流通的截止阀尺寸;
- [0014] (7) 结束。

附图说明

- [0015] 图 1 是收缩 / 扩张管道的流动示意图。
- [0016] 图 2 是根据本发明的一个优选实施例的控制装置的结构示意图。
- [0017] 图 3 是基于等比数列特征的喉道面积变化的示意图。
- [0018] 图 4 是根据本发明的构造方法的流程图。

具体实施方式

[0019] 碳氢燃料的临界温度一般在 330℃ 左右。当温度高于临界值时，燃料将进入气态或者超临界态。处于气态或者超临界态的燃料具有一个重要的特征，即通过变截面管道可以加速，从而在管道截面最小处形成声速流动。图 1 给出了收缩 / 扩张管道的流动特征。对于最小截面（即喉道）形成声速的管道流动，其质量流量与喉道直径具有确定的数学关系，如公式 (1) 所示。

$$[0020] \dot{m} = \frac{P_0 \pi d^2}{4 \sqrt{RT_0}} f(\gamma) \quad (1)$$

[0021] 其中， d 是变截面管道（也称为音速喷管）喉道直径； P_0 、 T_0 是变截面管道入口处压力与温度； R 是燃料常数； $f(\gamma) = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{1+\gamma} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$ ， γ 是燃料的比热比，一般取 1.1，因此 $f(\gamma) = 0.628$ 。

[0022] 由公式 (1) 可知，当管道内压力、温度相同时，燃料的流量与喉道直径的平方呈正比，即

$$[0023] \dot{m} = C d^2 \quad (2)$$

[0024] 其中，

$$[0025] C = 0.4932 \frac{P_0}{\sqrt{RT_0}} \quad (3)$$

[0026] 该系数由温度、压力与燃料种类决定。

[0027] 这就给控制流量提供了新思路。如果采用不同直径的音速喷管，通过优化组合与喷管的开关，可以实现流量从小到大的连续调节，并且能够保证流量调节的快响应和精度。该技术的核心是如何优化组合不同尺寸的喷管，从而实现流量的连续调节。

[0028] 如图 2 所示，这种高温高压燃料流量的控制装置，其包括一系列不同喉道直径的音速喷管，通过阀门控制各个音速喷管的开启，燃料的流量与喉道直径的平方呈正比，该系列音速喷管的喉道面积按照 2 倍的关系逐次增大，从而确保最大喉道面积与最小喉道面积的连续变化，并且变化量的精度等于最小喉道面积，从而获得 $1/2^{n-1}$ 的流量控制精度，

如图 3 所示。

[0029] 本发明基于流量与喉道直径的关系以及等比数列原理,通过不同尺寸的音速喷管组合来实现流量的连续调节,实现流量的精确控制,并且结构简单,制造成本低,易于实现。

[0030] 另外,如图 2 所示,喷管上游安装截止阀与电磁阀,通过电磁阀控制截止阀的开关,从而控制喷管流通与否。同时,喷管上游安装压力、温度传感器以测量压力、温度,作为控制流量的输入参数(即 C 的确定)。另外,喷管外壁均需要隔热保温,以确保燃料在通过喉道时温度不变。

[0031] 每个音速喷管通过隔热管道连接在一起,每条隔热管道上均设有温度传感器和压力传感器。

[0032] 另外,该系列音速喷管数量小于等于 8 个,各个音速喷管的喉道直径分别为 d_1 、 $d_2 = d_1$ 、 $d_3 = 1.414d_1$ 、 $d_4 = 2d_1$ 、 $d_5 = 2.828d_1$ 、 $d_6 = 4d_1$ 、 $d_7 = 5.66d_1$ 、 $d_8 = 8d_1$,就可以

实现流量从最大值 $\dot{m}_{\max} = \sum_{i=1}^{N=8} Cd_i^2 = 128Cd_1^2$ (当所有喷管上游的阀门打开) 到最小流量

$\dot{m}_{\min} = Cd_1^2$ (仅喷管 1 前的阀门打开) 的完全连续调节,并且最小调节量为 Cd_1^2 。由此可见,调节精度 ϵ 与喷管数目 N 的关系为:

$$[0033] \quad \epsilon = \frac{\dot{m}_{\min}}{\dot{m}_{\max}} = \frac{1}{2^{N-1}} \quad (4)$$

[0034] 由公式 (4) 可知,当喷管数为 8 时调节精度为 0.78%,优于 1%。当然,如果进一步增加喷管,还可以获得更大的调节范围与更高的调节精度。这里给出的喷管组合方案已经可以满足目前实际工程问题对燃料连续调节的要求。

[0035] 另外,根据公式 (5) 得到 d_1 :

$$[0036] \quad d_1 = \sqrt{\frac{\dot{m}_{\max}}{2^N C}} \quad (5)$$

[0037] 其中 \dot{m}_{\max} 为该控制装置可以控制的最大流量, C 为流量系数, N 为音速喷管数目。

[0038] 需要注意的是,音速喷管的喉道直径不能无限小,在确保公式 (1) 成立的前提下,一般 $d_1 \geq 0.5\text{mm}$ 。

[0039] 如图 4 所示,还提供了这种高温高压燃料流量的控制装置的构造方法,包括以下步骤:

[0040] (1) 开始;

[0041] (2) 基于燃料种类与管道入口压力、温度来确定流量系数 C;

[0042] (3) 根据流量的调节精度要求来确定音速喷管数目 N;

[0043] (4) 基于最大流量需求确定最小音速喷管的喉道直径 d_1 ;

[0044] (5) 确定各音速喷管的喉道直径 d_i ;

[0045] (6) 确定控制各个喷管流通的截止阀尺寸;

[0046] (7) 结束。

[0047] 根据前文介绍的设计步骤与公式,可依次确定 C、N 以及 d_i 。举例说明:

[0048] 1) 小流量、高控制精度:

[0049] 燃料入口温度 700K、压力 3MPa, 燃料为正癸烷, 流量控制装置的最大流量为 1kg/s, 调节精度优于 1%。

[0050] 首先, 根据燃料种类确定正癸烷的 R 值为 58.7。依据公式 (3) 确定系数 C 为 7299.2。

[0051] 已知调节精度 ϵ 为 1%, 因此根据公式 (4) 可以确定 $N \geq 8$, 即取 $N = 8$ 。

[0052] 该装置控制的煤油最大流量 1kg/s, 因此基于公式 (5), 确定最小喷管喉道直径为 0.732mm 毫米。

[0053] 基于等比数列关系, 可以确定各喷管的喉道直径分别为:

[0054] $d_2 = 0.732$ 、 $d_3 = 1.035$ 、 $d_4 = 1.464$ 、 $d_5 = 2.07$ 、 $d_6 = 2.928$ 、 $d_7 = 4.14$ 、 $d_8 = 5.856$ (单位: 毫米)。

[0055] 2) 大流量、低控制精度:

[0056] 燃料入口温度 700K、压力 5MPa, 燃料为航空煤油, 要求流量控制装置的最大流量为 10kg/s, 控制精度为 5%。

[0057] 首先, 根据燃料种类确定煤油的 R 值为 54。依据公式 (3) 确定系数 C 为 12683.7。

[0058] 已知调节精度 ϵ 为 5%, 因此根据公式 (4) 可以确定 $N \geq 6$, 即取 $N = 6$ 。

[0059] 该装置控制的煤油最大流量 10kg/s, 因此基于公式 (5), 确定最小喷管喉道直径为 3.51mm 毫米。

[0060] 基于等比数列关系, 可以确定各喷管的喉道直径分别为:

[0061] $d_2 = 3.51$ 、 $d_3 = 4.96$ 、 $d_4 = 7.02$ 、 $d_5 = 9.92$ 、 $d_6 = 14.04$ (单位: 毫米)。

[0062] 本发明最主要的优点是: 基于高温燃料流量与喷管喉道直径之间的数学关系以及等比数列原理, 提出了可连续调节流量的多喷管组合方案, 使得连续、高精度控制高温、高压燃料流量成为可能, 从而弥补了目前的流量控制器无法精确控制高温燃料流量的缺陷。该发明对于航天、航空发动机系统的燃料控制技术以及发动机性能的改进均具有重要的意义。

[0063] 以上所述, 仅是本发明的较佳实施例, 并非对本发明作任何形式上的限制, 凡是依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化与修饰, 均仍属本发明技术方案的保护范围。

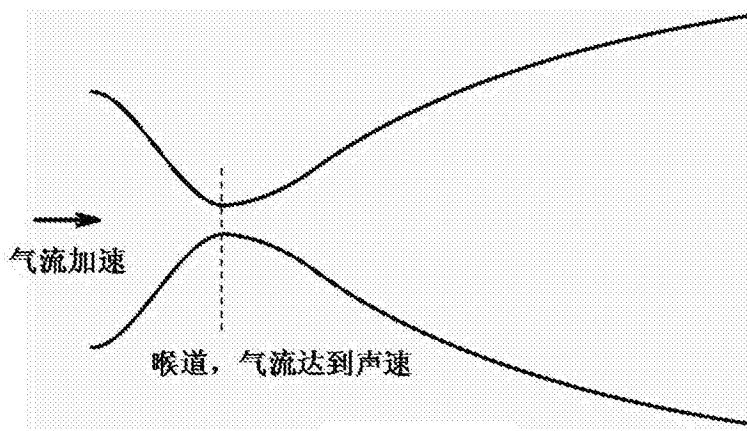


图 1

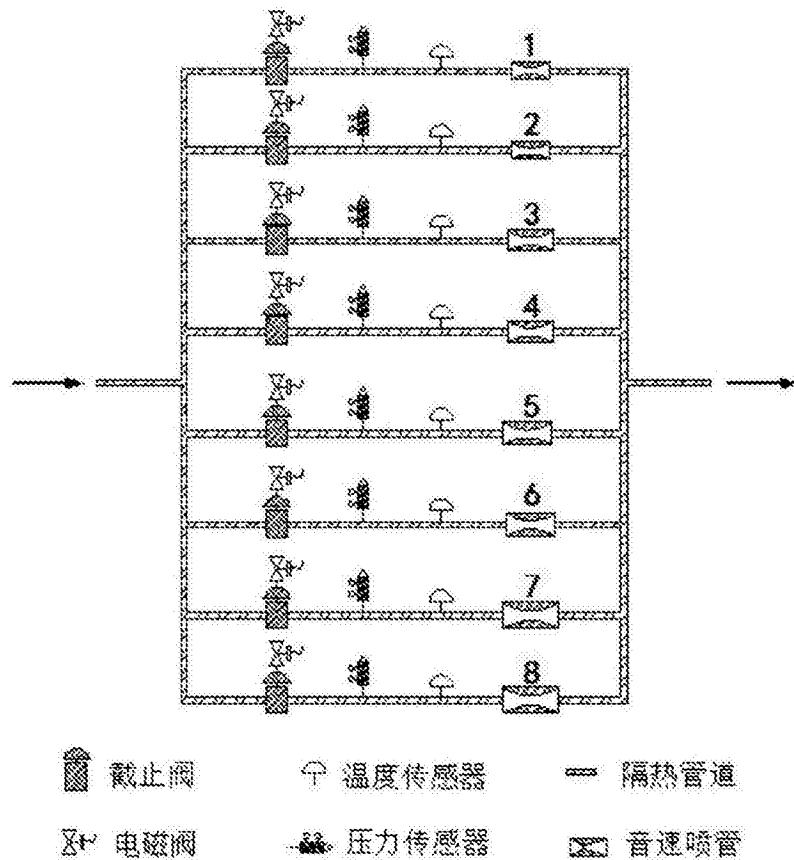


图 2

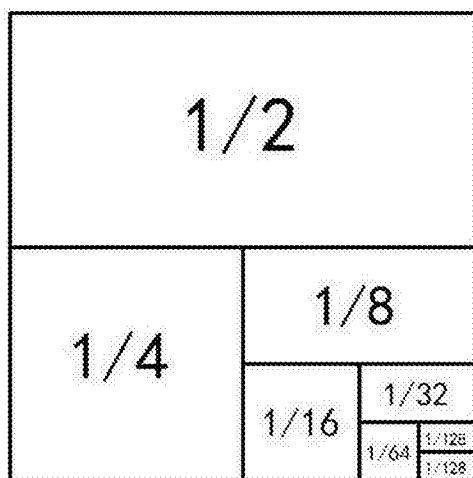


图 3

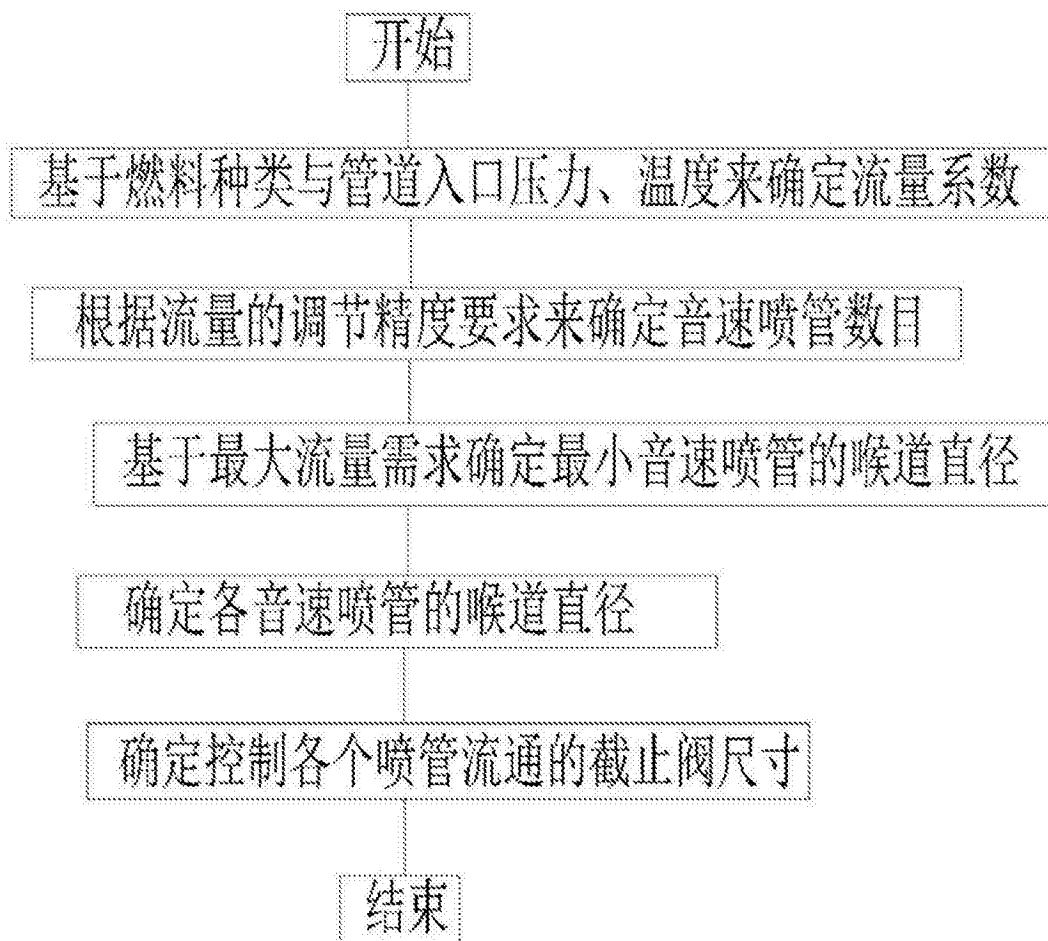


图 4