



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116104664 A

(43) 申请公布日 2023. 05. 12

(21) 申请号 202111317268.4

(22) 申请日 2021.11.09

(71) 申请人 北京动力机械研究所

地址 100074 北京市丰台区云岗西路17号
院

申请人 北京理工大学

(72) 发明人 张义宁 周林 涂胜甲 解豪品

滕宏辉

(51) Int. Cl.

F02K 9/97 (2006.01)

F02K 9/95 (2006.01)

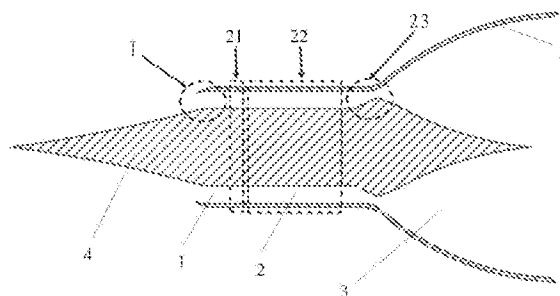
权利要求书2页 说明书8页 附图4页

(54) 发明名称

一种组合爆震发动机及设计方法

(57) 摘要

本发明提出一种组合爆震发动机及设计方法,组合爆震发动机包括内柱和壳体,内柱上设置可调凸台结构,可调凸台结构由不少于两个可调分级结构构成,沿来流方向,各可调分级结构的长度依次增加,在旋转爆震燃烧模式下,可调分级结构倾角一致,在斜爆震燃烧模式下,沿来流方向,各可调分级结构的倾角依次减少。本发明采用独特的设计思路,使组合爆震发动机兼顾旋转爆震和斜爆震燃烧模式。



1. 一种组合爆震发动机设计方法, 组合爆震发动机包括内柱和壳体, 内柱和外壳之间形成环形流道, 其特征在于: 所述内柱的后部设置可调凸台结构, 可调凸台结构设计包括以下步骤,

确定可调凸台结构的结构和级数,

所述可调凸台结构由不少于两个可调分级结构构成, 沿来流方向, 各可调分级结构的长度依次增加, 在旋转爆震燃烧模式下, 可调凸台结构的各可调分级结构的倾角一致, 可调凸台结构末端与壳体之间形成旋转爆震喷管喉道, 在斜爆震燃烧模式下, 调整各可调分级结构的倾角, 沿来流方向, 各可调分级结构的倾角依次减少;

确定各级可调分级结构的长度和倾角初始值;

在第二马赫数下, 进行斜爆震数值仿真, 对各级可调分级结构倾角和长度进行优选, 得到最优的各级可调分级结构长度和与马赫数相关的最优各级可调分级结构倾角;

在第一马赫数下, 根据各级可调分级结构的长度, 进行旋转爆震数值仿真, 获得旋转爆震燃烧模式下喷管喉道高度, 从而确定可调凸台结构的倾角;

在第三马赫数下, 进行斜爆震数值仿真, 确定斜爆震燃烧模式下与马赫数相关的各级可调分级结构的倾角。

2. 根据权利要求1所述的一种组合爆震发动机设计方法, 其特征在于: 所述内柱包括前部的整流锥、中部的圆柱结构、后部的可调凸台结构和末端收缩结构, 所述的前部整流锥、中部圆柱结构和末端收缩结构, 在第一马赫数下, 采用旋转爆震发动机内柱设计原理进行设计。

3. 根据权利要求2所述的一种组合爆震发动机设计方法, 其特征在于: 所述中部的圆柱结构, 直径范围为 $[D_z, D_{\max}]$, 其中 $D_z > (D_{\min} + D_{\max}) / 2$, D_{\min} 、 D_{\max} 为依据旋转爆震原理确定的内柱中段的直径D的最小、最大值。

4. 根据权利要求2所述的一种组合爆震发动机设计方法, 其特征在于: 所述中部的圆柱结构在旋转爆震燃烧模式下包括燃料喷注区域和环形燃烧室段组成, 在斜爆震燃烧模式下, 环形燃烧室段转换为斜爆震燃料掺混段, 在第二马赫数下, 根据斜爆震燃烧室设计原理, 确定满足斜爆震燃烧的燃料喷注区域的设计参数和斜爆震燃料掺混段长度。

5. 根据权利要求2所述的一种组合爆震发动机设计方法, 其特征在于: 所述可调凸台结构的倾角和各级可调分级结构倾角与马赫数相关, 是对应于不同马赫数的一系列的倾角值。

6. 根据权利要求1所述的一种组合爆震发动机设计方法, 其特征在于: 所述各级可调分级结构的长度和倾角初始值, 所述的各级可调分级结构的倾角初始值设置如下, 第一级可调分级结构的倾角初始值范围为 $40^\circ \sim 50^\circ$, 最末级可调凸台结构倾角初始值范围为 $25^\circ \sim 35^\circ$, 中间级的倾角初始值在第一级和最末级之间选择; 所述的各级可调分级结构的长度初始值设置如下, 第一级可调分级结构的长度初始值范围为 $0.05D \sim 0.15D$, 最末级可调分级结构的长度初始值范围为 $0.3D \sim 0.5D$, 中间级的长度初始值在第一级和最末级之间选择; 其中D为内柱中部直径。

7. 根据权利要求1所述的一种组合爆震发动机设计方法, 其特征在于: 所述在第三马赫数下, 进行斜爆震数值仿真前, 先确定斜爆震燃烧模式下各级可调分级结构倾角的初始值, 再经过数值仿真优化, 确定斜爆震燃烧模式下与马赫数相关的各级可调分级结构的倾角。

8. 根据权利要求7所述的一种组合爆震发动机设计方法,其特征在于:所述各级可调分级结构的倾角初始值设置如下,第一级可调分级结构的倾角初始值范围为 $30^{\circ}\sim 40^{\circ}$,最末级可调凸台结构倾角初始值范围为 $15^{\circ}\sim 30^{\circ}$,中间级的倾角初始值在第一级和最末级之间选择。

9. 根据权利要求1所述的一种组合爆震发动机设计方法,其特征在于:所述可调凸台结构为2~3级。

10. 根据权利要求1所述的一种组合爆震发动机设计方法,其特征在于:所述壳体包括进气道段、燃烧室段和喷管段,所述的进气道段前端可调,根据马赫数和燃烧模态控制压缩量,采用旋转爆震发动机壳体设计原理进行设计。

11. 根据权利要求1所述的一种组合爆震发动机设计方法,其特征在于:所述第一马赫数为旋转爆震工作范围,所述第二马赫数为旋转爆震工作范围与斜爆震工作范围之间的“衔接工况”,所述第三马赫数为斜爆震工作范围。

12. 一种采用上述任一设计方法得到的组合爆震发动机。

一种组合爆震发动机及设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种组合爆震发动机及设计方法,属于爆震发动机技术领域。

背景技术

[0002] 随着人类对空天的进一步探索,飞行器能够达到更快的速度、实现更多的功能、应用于更多不同的领域是未来发展的必然趋势。然而,飞行器向“大空域、宽速域”方向发展受到动力系统的制约。传统的火箭发动机虽可实现全速域飞行,但是需要携带氧化剂,有效载荷大大降低;而对传统的涡轮发动机和冲压发动机来说,燃烧室长,发动机尺寸及结构质量大,大大增加了内流道摩擦阻力损失和大面积热防护的难度,极大地削弱了飞行器向更高高度、更快速度飞行的可能。

[0003] 自然界中的燃烧波有两种存在形式,即缓燃和爆震。较为常见的是缓燃燃烧,火焰的传播依赖于质量和热量的扩散,传播速度一般在几米到几十米每秒。目前大多数航空航天动力装置(涡轮发动机、冲压发动机)都采用基于缓燃的等压模式组织燃烧。爆震是一种激波与化学反应强耦合并以千米每秒量级超声速传播的燃烧方式,可在较短的时空尺度下完成燃料化学能的释放,具有超声速传播、自增压和放热速度快的特点。与等压燃烧相比,采用爆震燃烧可将动力系统循环热效率提高30%以上,耗油率降低30%以上,可以大幅提高发动机燃油经济性,更加适合应用于吸气式动力高效燃烧组织。目前,基于爆震燃烧的动力装置主要有脉冲爆震发动机、旋转爆震发动机以及斜爆震发动机等,其中,旋转爆震发动机具有 $Ma2.5 \sim Ma6.5$ +宽域工作能力,比冲性能较传统冲压发动机可提高30%~50%,连续进气,结构紧凑。而斜爆震发动机具有 $Ma6.5 \sim Ma15$ +宽域工作能力,其燃烧室静温低,为燃料化学能释放留出更大温差空间,发动机可工作的油气比范围宽,推力调节范围大,且斜爆震发动机燃烧室尺寸小,能有效降低摩擦损失及热防护难度。此外,由于斜爆震燃烧速率快,可在高超声速气流中驻定燃烧,为更高马赫数下吸气式动力工作过程实现和性能提升提供了可行途径。从当前斜爆震发动机燃烧室构型来看,主要依赖二元物理斜劈诱导斜爆震波,除此以外,圆锥诱导的“锥形斜爆震波”也有相关研究,但距离工程实践还有较大差距。

[0004] 对于未来的空天动力而言,组合式发动机可以大幅扩宽传统单一类型发动机的工作区间,是动力系统的发展趋势。当前空天动力的组合方案大致有并联式和串联式两种,并联式组合发动机两个流道单独工作,互不影响,但是其存在结构重量大,发动机推重比小等诸多问题,为结构设计带来了额外的负担。对于串联式组合发动机,其可在一个流道实现多种模态的相互转换,但是由于同一流道内不同模态前后较易出现相互影响的情况,因此设计难度极大。综合来看,当前组合动力方案结构复杂,难以实现超宽域飞行。

[0005] 基于爆震燃烧的爆震发动机由于其高性能、体积小是未来空天动力发展的趋势,但是目前尚无完全基于爆震燃烧面向超宽域飞行的组合动力方案。究其原因,首先是二者燃烧室流道构型差异巨大:旋转爆震发动机的原理是燃料与氧化剂形成的可爆混合物经起爆后,在燃烧室头部形成沿圆周方向旋转传播的爆震波,因此旋转爆震发动机燃烧室必须

为轴对称的环形流道。而斜爆震发动机的原理主要是超声速可燃混气在起爆装置表面形成斜激波并诱导燃烧,随后燃烧波与斜激波快速耦合形成斜爆震波并在高速气流中驻定。目前斜爆震发动机的燃烧室大多采用二元的斜劈诱导产生斜爆震波,而能否在环形腔内组织斜爆震燃烧并使斜爆震波驻定目前还未有相关研究。流道结构的复杂差异性导致了目前完全基于高效爆震燃烧的组合动力方案相关研究进展十分缓慢。此外,爆震燃烧是超声速燃烧,释热速率极快,不同的爆震燃烧形式适用的来流工况大不相同,在“衔接工况”(Ma6~Ma7)下,实现两种爆震燃烧模态的全覆盖以及成功转换成为一大难点。对于旋转爆震而言, Ma6~Ma7的飞行工况对应高总温总压、高来流速度,此时,会遇到旋转爆震波难以自持传播的问题:爆震波的传播过程本身是非稳定的,其速度会出现周期性的波动,且由于燃料和氧化剂掺混以及超声速来流不均匀,也可能导致爆震波不稳定传播,如传播过程中波头数目、传播方向发生变化,爆震波熄灭和再起爆等(冯子轩,王爱峰,姚轩宇等,爆震发动机研究进展[J],燃气涡轮试验与研究,2018,31(04):46—52)。而高来流速度会使得本身就不稳定的旋转爆震波难以在环形腔中自持传播。而对于斜爆震燃烧来说,斜爆震推进的根本在于高速的来流压制了爆震波的上传,而普通斜爆震发动机中楔面的存在起到了持续点火和稳焰的作用(腾宏辉,姜宗林,斜爆震的多波结构及其稳定性研究进展研究进展[J],力学进展,2020,50(00):50—92)。Ma6~Ma7的飞行工况对于斜爆震来说是马赫数较低工况,对应低来流速度与来流总温,在进气压缩后,斜劈前静温较低难以实现爆震波的点火起爆;而来流速度低导致了化学恰当比下来流速度小于此时混气的CJ速度,爆震波起爆后也会脱体前传,无法驻定(苗世坤,超声速气流中的斜爆震波结构与驻定特性研究[D].国防科技大学,2018)。因此在衔接工况,斜爆震模态会遇到斜爆震波难以起爆同时难以驻定的问题。因此,如何解决衔接工况下两种燃烧模态的过渡与转换成为研究工作的重中之重。

发明内容

[0006] 本发明的目的在于克服现有技术不足之一,提供一种组合爆震发动机及设计方法。

[0007] 本发明的技术方案:一种组合爆震发动机设计方法,组合爆震发动机包括内柱和壳体,内柱和外壳之间形成环形流道,其特征在于:所述内柱的后部设置可调凸台结构,可调凸台结构设计包括以下步骤,

[0008] 确定可调凸台结构的结构和级数,

[0009] 所述可调凸台结构由不少于两个可调分级结构构成,沿来流方向,各可调分级结构的长度依次增加,在旋转爆震燃烧模态下,可调凸台结构的各可调分级结构的倾角一致,可调凸台结构末端与壳体之间形成旋转爆震喷管喉道,在斜爆震燃烧模态下,调整各可调分级结构的倾角,沿来流方向,各可调分级结构的倾角依次减少;

[0010] 确定各级可调分级结构的长度和倾角初始值;

[0011] 在第二马赫数下,进行斜爆震数值仿真,对各级可调分级结构倾角和长度进行优选,得到最优的各级可调分级结构长度和与马赫数相关的最优各级可调分级结构倾角;

[0012] 在第一马赫数下,根据各级可调分级结构的长度,进行旋转爆震数值仿真,获得旋转爆震燃烧模态下喷管喉道高度,从而确定可调凸台结构的倾角;

[0013] 在第三马赫数下,进行斜爆震数值仿真,确定斜爆震燃烧模态下与马赫数相关的

各级可调分级结构的倾角。

[0014] 一种采用上述任一设计方法得到的组合爆震发动机。

[0015] 本发明与现有技术相比的有益效果：

[0016] (1) 本发明采用独特的设计思路,使组合爆震发动机兼顾旋转爆震和斜爆震燃烧模态;

[0017] (2) 本发明不仅获得了结构的结构参数,同时获得了在不同爆震模式下可调凸台结构以及爆震模态转换中可调凸台结构的倾角变化,为后续组合爆震发动机工作提供参数支撑;

[0018] (3) 本发明利用爆震燃烧的独特优势,结合旋转爆震与斜爆震两种模态,能够大幅拓宽发动机的速域、空域,缩短发动机尺寸,大幅提高发动机有效载荷,实现了覆盖(Ma2.5~15+)超宽域飞行;

[0019] (4) 本发明运用基于爆震燃烧的动力组合的形式使得燃烧室结构紧凑,尺寸小,在流道中,通过可调节凸台满足旋转爆震燃烧模态拉法尔喷管需求,同时用于斜爆震燃烧的触发,组合方案设计结构简单,无需在流道中额外伸出结构,有效解决了高马赫数下热防护以及燃烧阻力问题;

[0020] (5) 本发明“圆台型”斜爆震燃烧组织方案,可以实现与旋转爆震燃烧室的适配与过渡,可以在同一流道实现两种不同的爆震燃烧模态,实现了旋转爆震和斜爆震之间模态转换;

[0021] (6) 本发明采用多级“圆台型”起爆构型,解决了低马赫数下斜爆震波难起爆、难驻定的问题,可以实现过渡工况下两种爆震燃烧模态均可稳定工作,同时降低了流道高度,保证旋转爆震流道可行性的同时减小了发动机的尺寸。

附图说明

[0022] 图1为本发明旋转爆震燃烧模态流道示意图(内柱末端为尖锥结构),其中I为进气道压缩段,1为进气道,3为喷管,4为内柱,5为外壳,2为旋转爆震模态燃烧室,21为燃料喷注区域,22为环形燃烧室段,23为旋转爆震喷管喉道前区域;

[0023] 图2为本发明旋转爆震与斜爆震过渡及斜爆震燃烧模态燃烧室示意图(局部,内柱末端为圆台结构),其中3为喷管,4为内柱,5为外壳,21为燃料喷注区域,22'为斜爆震燃料掺混段,23'为斜爆震诱导起爆区域(此处流道为斜爆震模态燃烧室2');

[0024] 图3为图2中内柱结构示意图(去除前部整流锥),其中42为中部圆柱段、43为可调凸台结构,44为末端收缩结构;

[0025] 图4为本发明可调凸台结构的型面结构示意图(图2内柱结构形式),图4a为旋转爆震燃烧模态下,其中44为末端收缩结构,43为可调凸台结构(旋转爆震燃烧模态下不分级,各级为同一倾角),图4b为斜爆震燃烧模态下,其中44为末端收缩结构,431、432为第一、第二级可调分级结构,431、432构成斜爆震燃烧模态下两级起爆装置;

[0026] 图5为本发明可调凸台结构及末端收缩结构的调整机构;

[0027] 图6为本发明实施例验证的典型“衔接工况”(Ma6.5)下斜爆震燃烧仿真计算验证结果;

[0028] 图7为本发明设计流程图。

具体实施方式

[0029] 下面结合具体实例及附图对本发明进行详细说明。

[0030] 如图1、2所示,本发明提供一种组合爆震发动机,包括内柱4和外壳5,内柱4和外壳5之间形成环形流道,包括进气道、燃烧室和喷管,随着飞行马赫数的不断增大,通过对环形流道调整,组合爆震发动机实现旋转爆震燃烧模态和斜爆震燃烧模态转换过渡。

[0031] 本发明组合爆震发动机燃烧模态包括旋转爆震燃烧模态和斜爆震燃烧模态。旋转爆震燃烧模态如图1所示,环形流道包括进气道1、旋转爆震模态燃烧室2和喷管3。旋转爆震模态燃烧室2包括燃料喷注区域21、环形燃烧室段22和旋转爆震喷管喉道前区域23。

[0032] 斜爆震燃烧模态如图2所示,环形流道包括进气道、燃料喷注区域21、斜爆震燃料掺混段22' (旋转爆震燃烧模态下的环形燃烧室段22) 和斜爆震诱导起爆区域23' (斜爆震模态燃烧室2') 和喷管3。

[0033] 本发明通过调整内柱后段结构,调整环形流道,从而实现燃烧模态的转换。如图1、2、3所示,内柱包括前部整流锥、中部圆柱结构42、后部可调凸台结构43和末端收缩结构44。

[0034] 可调凸台结构43由不少于两个可调分级结构构成,各可调分级结构的倾角可调,沿来流方向,各可调分级结构的长度依次增加,每个可调分级结构均为圆台结构。优选的,可调凸台结构为2~3级。进一步优选的,第一级可调分级结构的长度范围为 $0.05D\sim 0.15D$,最末级可调分级结构的长度范围为 $0.3D\sim 0.5D$, D 为内柱中部圆柱结构42的直径。

[0035] 如图4a所示,在旋转爆震燃烧模态下,可调凸台结构43为一级结构,即可调凸台结构43的所有可调分级结构的倾角均相同,可调凸台结构43为一个圆台结构,在可调凸台结构43最末端与壳体5形成旋转爆震喷管喉道。

[0036] 在旋转爆震燃烧模态向斜爆震燃烧模态过渡阶段即过渡模态,可调凸台结构从一级结构向多级结构转换,对可调凸台结构的各级可调分级结构的倾角进行调整,沿来流方向,各可调分级结构的倾角依次减小。

[0037] 进一步优选的,过渡模态下,第一级可调分级结构的倾角范围为 $40^\circ\sim 50^\circ$,长度范围为 $0.05D\sim 0.15D$,最末级可调凸台结构倾角范围为 $25^\circ\sim 35^\circ$,长度范围为 $0.3D\sim 0.5D$, D 为内柱中部圆柱结构42的直径。

[0038] 在斜爆震燃烧模态下,可调凸台结构为多级结构,沿来流方向,各级可调分级结构的长度依次增加,倾角依次减小。优选的,第一级可调分级结构的倾角范围为 $30^\circ\sim 40^\circ$,长度范围为 $0.05D\sim 0.15D$,最末级可调凸台结构倾角范围为 $15^\circ\sim 30^\circ$,长度范围为 $0.3D\sim 0.5D$ 。

[0039] 本发明具体级数、各级倾角、长度等,根据满足在环形燃烧室斜爆震波的起爆与驻定来选择。

[0040] 以两级可调凸台结构为例,如图1所示,当飞行马赫数在 $Ma2.5\sim Ma6$ 时,发动机处于旋转爆震燃烧模态,其内柱的可调凸台结构43作为旋转爆震燃烧室拉法尔喷管的喉道,为一级结构,两级角度相同,具体的喷管喉道尺寸可以参考传统亚燃冲压发动机喷管设计方法。

[0041] 随着飞行马赫数逐渐增大到第二马赫数($Ma6\sim Ma7$)时,处于衔接工况,发动机处于“圆台型”斜爆震燃烧模态,可调凸台结构作为斜爆震燃烧的起爆诱导机构,为可调可变结构。如图2所示,内柱的可调凸台结构43由第一级可调分级结构的431和第二级可调分级

结构的432组成。将第一级可调分级结构的431倾角增大,第二级可调分级结构的432倾角减小,并增大喷管扩张比。优选的,第一级可调分级结构的倾角 α_1 为 $40^\circ \sim 50^\circ$,长度 L_1 为 $0.05 \sim 0.15D$,其设计要求其既可以加速起爆,又不会导致斜爆震波直接脱体。第二级可调分级结构的采用角度较小,长度较长的凸台,可以使有轻微脱体的斜爆震波重新保持驻定。第二级可调分级结构倾角 α_2 为 $25^\circ \sim 35^\circ$,长度 L_2 为 $0.3 \sim 0.5D$,其设计要求其可以维持爆震波的起爆与驻定。

[0042] 当飞行马赫数继续增大到 $Ma7 \sim Ma15$ 时,发动机处于斜爆震燃烧模态,如图2所示,由于此时来流速度较高,斜爆震波的驻定区间较大,因而两级起爆装置角度可调的范围也相应较大。优选的,第一级可调分级结构的倾角范围为 $30^\circ \sim 40^\circ$,第二级可调凸台结构倾角范围为 $15^\circ \sim 30^\circ$ 。

[0043] 本发明内柱后段采用角度与长度均不同的可调凸台结构,不同模态时,可调凸台结构的作用有所差异,在旋转爆震模态时,可调凸台结构作为旋转爆震燃烧室后拉法尔喷管的收缩段;在斜爆震模态时,可调凸台结构作为斜爆震波诱导起爆装置。

[0044] 本发明提出在环形燃烧室采用“大角度+小角度”的设计,同时及时调整燃料喷注当量比,可以在环形燃烧室斜爆震波的起爆与驻定,达到多级“圆台型”斜爆震的效果,克服在衔接工况($Ma6 \sim 7$)下斜爆震燃烧出现由于静温较低,速度较低,既难起爆又难以驻定的问题。第一级斜爆震起爆装置采用角度较大,长度较短的凸台,可以诱导产生更强的斜激波,使波后温度压力大幅提高。本发明中“圆台型”斜爆震是指由轴对称环形流道中凸台诱导的斜爆震。

[0045] 进一步,本发明提供如图5所示的一种驱动机构(二级),安装在内柱中,在衔接工况的低马赫数下,第一驱动机构(调整第一级可调分级结构)向后平动,第二驱动机构(调整第二级可调分级结构)也向后平动,但其平动幅度小于第一驱动机构,保证形成“大角度+小角度”的起爆装置构型。同时,第三驱动机构(调整末端收缩结构)控制喷管膨胀程度,当第三驱动机构后移时,末端收缩结构(对应流道为膨胀)后部下移,使得喷管得到更大的扩张,以满足飞行器的推力需求。

[0046] 可调凸台结构后是圆滑过渡的末端收缩结构,作为两种模态的喷管扩张内壁面,其结构为公知技术,可采用如图1、2所示的尖锥或圆台结构,具体设计可参见可调喷管。本领域技术人员可以根据实际情况设计驱动结构,实现本发明可调凸台结构和末端收缩结构的调节,并不局限于图5所示结构。

[0047] 发明内柱中段为固定直径的圆柱构型,根据飞行器的流量与推力需求,依据旋转爆震原理确定发动机的内柱中段的直径 D 的范围 $[D_{\min}, D_{\max}]$ 。为更有利斜爆震波的起爆,利用较大内柱直径可有效缩短斜爆震波的诱导区长度,加速起爆,在较低流道高度下实现斜爆震波起爆。优选的,本发明在内径范围 $[D_{\min}, D_{\max}]$ 内选择 $[D_z, D_{\max}]$ 作为本发明内柱中部圆柱结构的直径范围,其中 $D_z > (D_{\min} + D_{\max}) / 2$ 。

[0048] 优选的,内柱(中部圆柱部分)外壁和壳体内壁之间的环形腔高度不超过 $0.5D$ 。

[0049] 本发明内柱前部为整流锥结构,壳体前端可调,通过壳体可调前端,调整进气压缩程度,以适应旋转爆震和斜爆震两种燃烧模式。具体结构为本领域公知技术,可参见现有技术可调进气道及整流锥设计。

[0050] 如图1所示,旋转爆震燃烧模态下,前部整流锥环形进气,同时壳体前端可以调整

进气压缩程度,经进气压缩段I压缩后,来流进入旋转爆震环形燃烧室2,同时燃料从旋转爆震燃烧室头部(燃料喷注区域21)喷入,与空气混合后在环形腔内组织旋转爆震燃烧。环形腔内燃烧的产物经拉法尔喷管膨胀排出做功,产生推力。如图2所示,斜爆震燃烧模态下,前部进气以及压缩与旋转爆震燃烧模态相同,通过调整进气压缩程度,来适应斜爆震发动机的工作。经进气压缩段I压缩后,来流进入燃料喷注区域21,同时燃料从斜爆震燃烧室头部喷入,在斜爆震燃料掺混段22'(环形腔,即旋转爆震燃烧模态下的环形燃烧室段22)充分掺混,经斜爆震诱导起爆区域23'(斜爆震环形燃烧室2')起爆,产生“圆台型”的斜爆震波,同时经尾部扩张喷管膨胀产生推力。

[0051] 进一步,如图1、2所示,本发明燃料喷注区域21设置在燃烧室头部,在燃料喷注区域21设置周向的多个燃料喷注入口,燃料喷注区域的位置、长度 L_p 及燃料喷注入口根据斜爆震原理设计。

[0052] 燃料喷注入口的喷注器的构型可以为小支板喷注或是小型悬臂梁喷注方案,以此来提升燃料在接近环形外壁面喷注后的穿透深度与燃料分布的均匀度,从而可以使喷入的燃料与压缩后的空气在环形通道内充分混合。

[0053] 进一步优选,为更好地组织斜爆震燃烧,用于燃料混合的斜爆震燃料掺混段22'长度 L_c (环形燃烧室段22)在 $5D \sim 10D$ 之间。

[0054] 如图6所示,提供典型“衔接工况”(来流 $Ma 6.5$)下“圆台型”斜爆震仿真结果,图中为某一截面压力等值线分布,仿真结果表明:两级起爆装置可以实现“衔接工况”下斜爆震波的起爆与驻定,验证了本发明的可行性。

[0055] 进一步,本发明提供一种组合爆震发动机设计方法,组合爆震发动机包括内柱和壳体,内柱和外壳之间形成环形流道,如图7所示,设计包括以下步骤:

[0056] 壳体设计。

[0057] 壳体分为进气道段、燃烧室段和喷管段,进气道段前端可调,根据马赫数和燃烧模态控制压缩量,采用旋转爆震发动机壳体设计原理进行设计,为本领域公知技术。

[0058] 内柱设计。

[0059] 内柱的后部设置可调凸台结构,具体如图3所示,内柱包括前部的整流锥、中部的圆柱结构、后部的可调凸台结构和末端收缩结构。

[0060] 前部整流锥、中部圆柱结构和末端收缩结构采用旋转爆震发动机内柱设计原理进行设计,为本领域公知技术。

[0061] 进一步,本步骤中为更有利斜爆震波的起爆,利用较大内柱直径可有效缩短斜爆震波的诱导区长度,加速起爆,在较低流道高度下实现斜爆震波起爆。优选的,本发明在内柱直径范围 $[D_{min}, D_{max}]$ 内选择 $[D_z, D_{max}]$ 作为本发明内柱中部圆柱结构的直径范围,其中 $D_z > (D_{min} + D_{max}) / 2$ 为优选的内柱直径范围最小值。内柱中段的直径 D 的范围 $[D_{min}, D_{max}]$ 根据飞行器的流量与推力需求,旋转爆震发动机内柱设计原理进行设计,为本领域公知技术。

[0062] 更优选的,为进一步有利斜爆震波的起爆,本步骤中部圆柱结构的长度设计采用不同与现有技术的旋转爆震内柱设计原理。中部圆柱结构在旋转爆震燃烧模态下包括燃料喷注区域和环形燃烧室段,在斜爆震燃烧模态下,环形燃烧室段转换为斜爆震燃料掺混段。

[0063] 进一步,在第二马赫数下,根据斜爆震燃烧室设计原理,得到满足斜爆震燃烧的燃料喷注区域的位置及喷注器设置和斜爆震燃料掺混段长度。

[0064] 进一步,末端收缩结构可调,通过对末端收缩结构调整,改变喷管扩张比,以适应爆震燃烧的需要。具体设计可参见可调尾喷管的设计,为本领域公知技术。

[0065] 后部可调凸台结构设计,具体设计包括以下步骤:

[0066] A1、确定可调凸台结构的结构和级数。

[0067] 可调凸台结构由不少于两个可调分级结构构成,各可调分级结构的倾角可调,沿来流方向,各可调分级结构的长度依次增加,每个可调分级结构均为圆台结构。在旋转爆震燃烧模态下,可调凸台结构为一级结构,即各可调分级结构的倾角一致,可调凸台结构末端与壳体之间形成旋转爆震喷管喉道,在斜爆震燃烧模态下,可调凸台结构为多级结构,即各可调分级结构的倾角不同,沿来流方向,各可调分级结构的倾角依次减少。

[0068] 优选的,本步骤中可调凸台结构为2~3级。

[0069] A2、确定各级可调分级结构的长度初始值。

[0070] 初步确定各级可调分级结构的长度初始值,满足沿来流方向,各可调分级结构的长度依次增加的要求。

[0071] 设计时受限于内柱总长及前部整流锥、中部圆柱结构和末端收缩结构长度。

[0072] 进一步优选的,各级可调分级结构的长度初始值设置如下,第一级可调分级结构的长度初始值范围为 $0.05D \sim 0.15D$,最末级可调分级结构的长度初始值范围为 $0.3D \sim 0.5D$,中间级的长度初始值在第一级和最末级之间选择,只要满足沿来流方向,各可调分级结构的长度依次增加的要求即可,其中D为内柱中部圆柱结构的直径。

[0073] A3、确定各级可调分级结构倾角的初始值,满足沿来流方向,各可调分级结构的倾角依次减少的要求。

[0074] 进一步优选的,各级可调分级结构的倾角初始值设置如下,第一级可调分级结构的倾角初始值范围为 $40^\circ \sim 50^\circ$,最末级可调凸台结构倾角初始值范围为 $25^\circ \sim 35^\circ$,中间级的倾角初始值在第一级和最末级之间选择,只要满足沿来流方向,各可调分级结构的倾角依次减少的要求即可。

[0075] A4、在第二马赫数下,进行斜爆震数值仿真,对各级可调分级结构倾角和长度进行优选,得到最优的各级可调分级结构长度和与马赫数相关的最优各级可调分级结构倾角。

[0076] 本步骤,获得的第二马赫数下各级可调分级结构倾角与马赫数相关,获得的是对应于不同马赫数的一系列的倾角值。

[0077] A5、根据各级可调分级结构的长度,在第一马赫数下,进行旋转爆震数值仿真,获得旋转爆震燃烧模态下,可调凸台结构的倾角。

[0078] 本步骤中,在第一马赫数下,采用旋转爆震燃烧原理,进行喷管喉道设计,从而确定可调凸台结构的倾角。

[0079] 本步骤中,第一马赫数下喷管喉道高度与马赫数相关,获得的是对应于不同马赫数的一系列的可调凸台结构的倾角值。

[0080] A6、在第三马赫数下,进行斜爆震数值仿真,确定斜爆震燃烧模态下,与马赫数相关的各级可调分级结构的倾角。

[0081] 进一步,本步骤进行斜爆震数值仿真,确定斜爆震燃烧模态下各级可调分级结构倾角的初始值,满足沿来流方向,各可调分级结构的倾角依次减少的要求。

[0082] 进一步优选的,本步骤各级可调分级结构的倾角初始值设置如下,第一级可调分

级结构的倾角初始值范围为 $30^{\circ}\sim 40^{\circ}$ ，最末级可调凸台结构倾角初始值范围为 $15^{\circ}\sim 30^{\circ}$ ，中间级的倾角初始值在第一级和最末级之间选择，只要满足沿来流方向，各可调分级结构的倾角依次减少的要求即可。

[0083] 本步骤中，第三马赫数下各级可调分级结构倾角与马赫数相关，获得的是对应于不同马赫数的一系列的倾角值。

[0084] 通过本步骤内柱设计，不仅获得了内柱结构的结构参数，同时获得了在不同爆震模式下内柱的可调凸台结构以及爆震模态转换中内柱的可调凸台结构的倾角变化，为后续组合爆震发动机工作提供参数支撑。

[0085] 本发明中第一马赫数为旋转爆震工作范围，本领域中一般指 $Ma2.5\sim Ma6.5+$ 之间。本步骤中第二马赫数为“衔接工况”，一般指 $Ma6\sim Ma7$ 。进一步，第三马赫数为斜爆震工作范围，本领域中一般指 $Ma6.5\sim Ma15+$ 之间。

[0086] 进一步，本发明还提供采用上述设计方法得到的一种组合爆震发动机。

[0087] 本发明未详细说明部分为本领域技术人员公知技术。

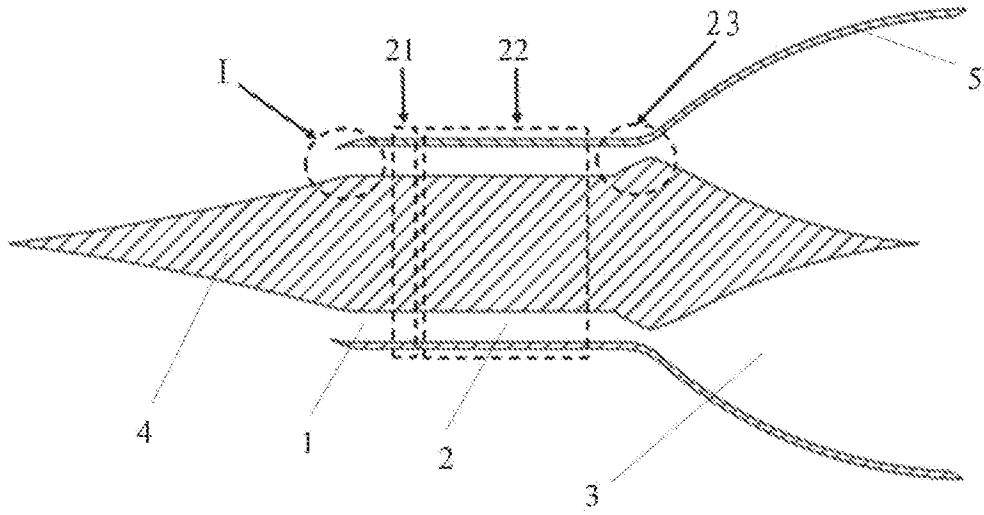


图1

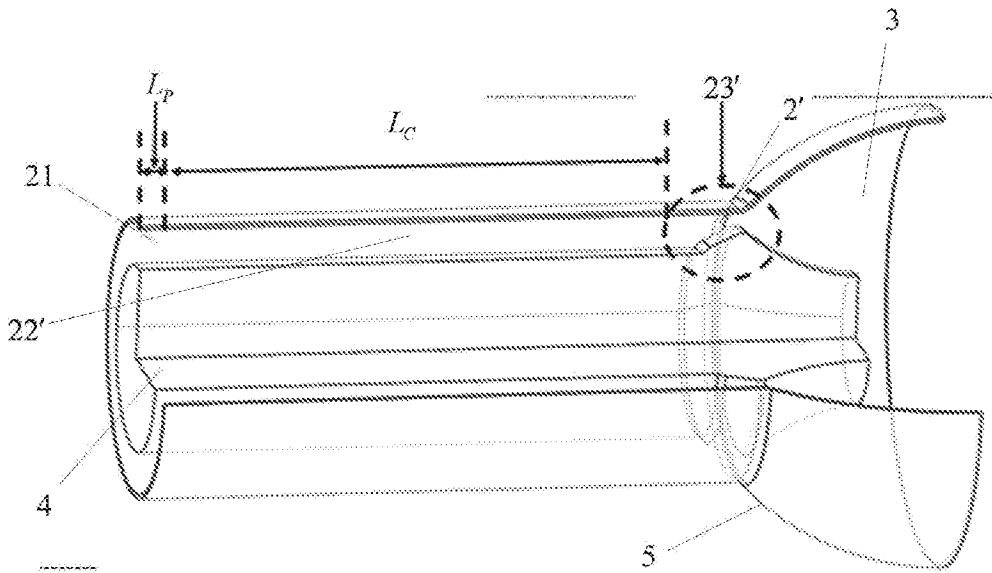


图2



图3

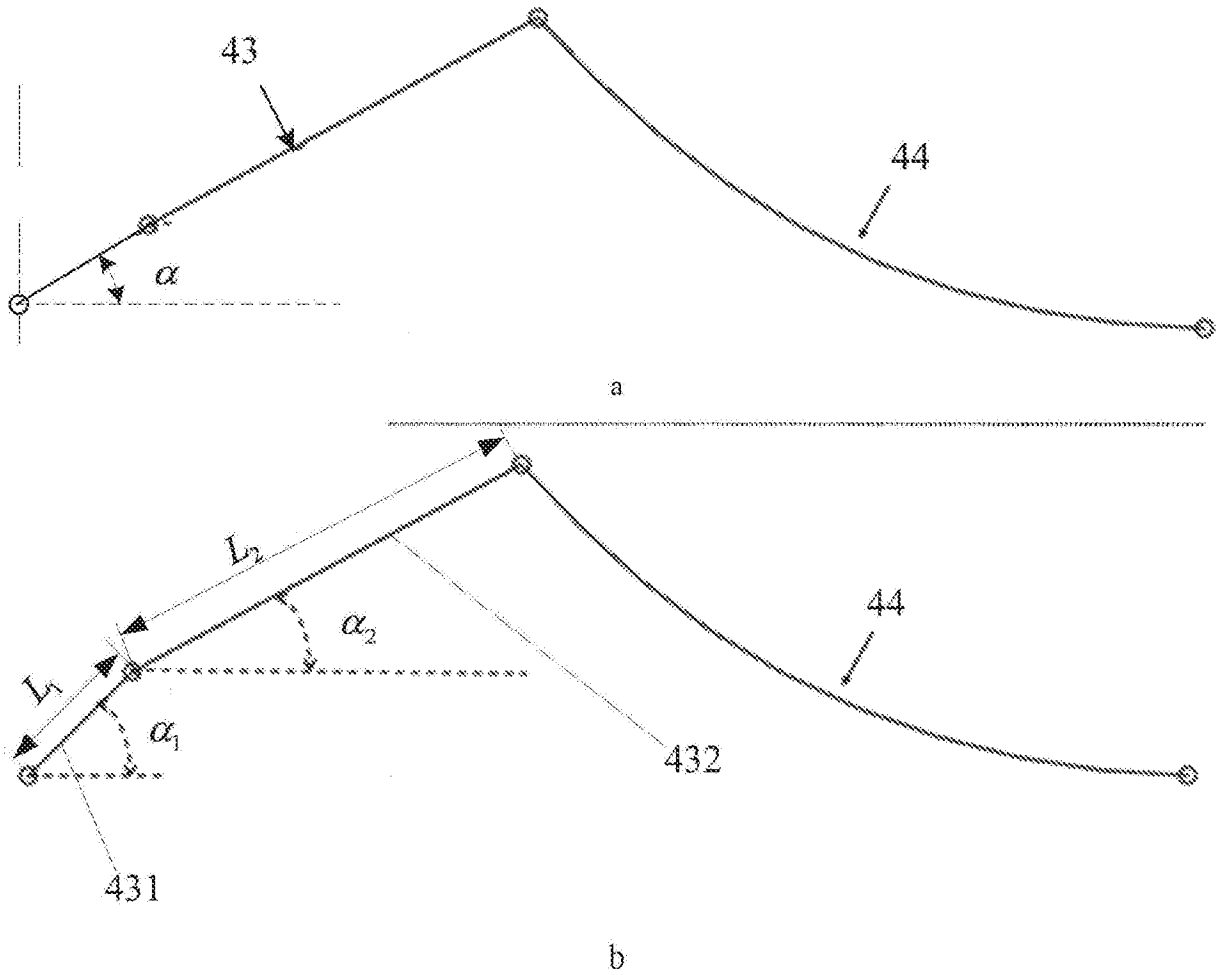


图4

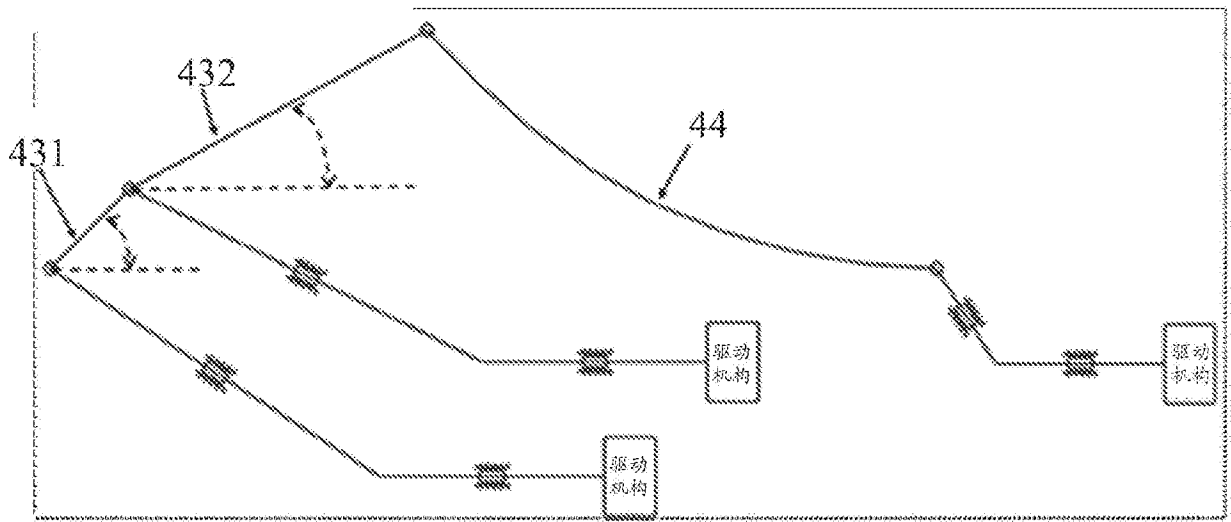


图5

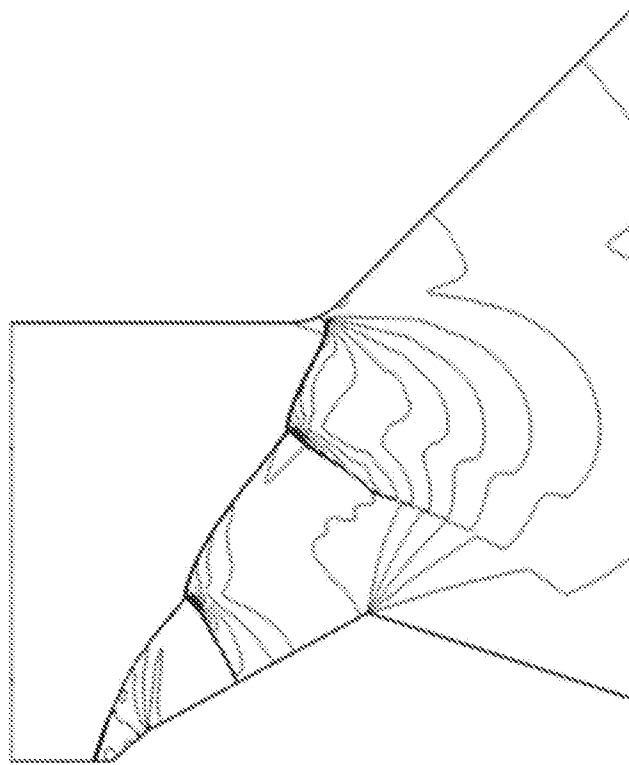


图6

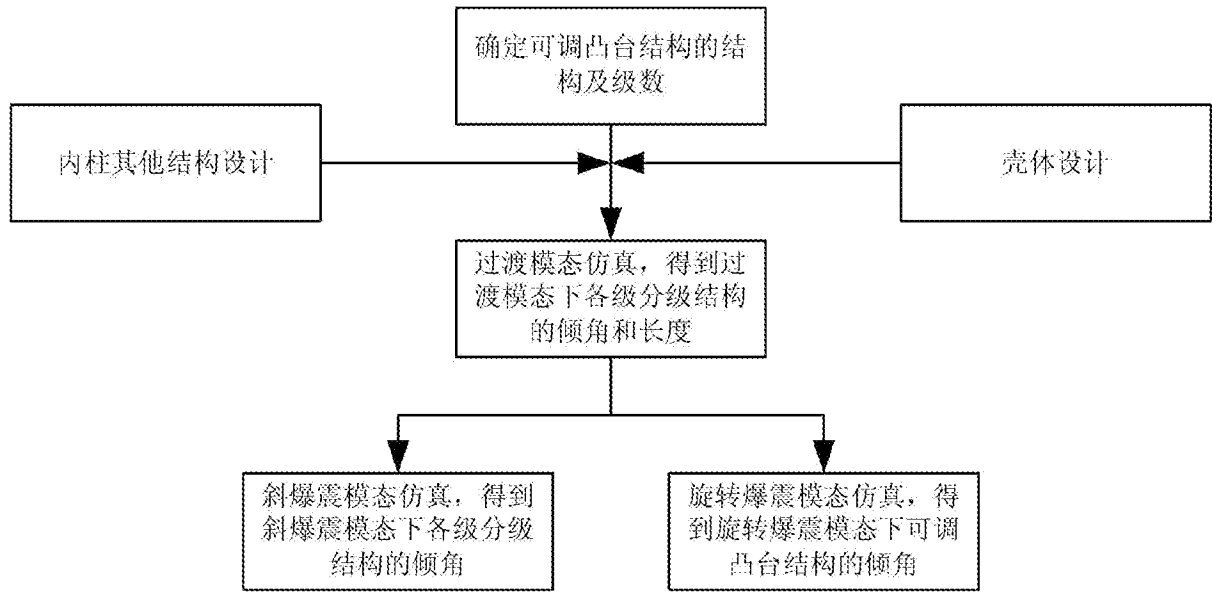


图7