



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108317541 A

(43)申请公布日 2018.07.24

(21)申请号 201810161061.4

(22)申请日 2018.02.26

(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 张泰昌 范学军

(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.

F23R 3/28(2006.01)

F23R 3/02(2006.01)

F02K 7/10(2006.01)

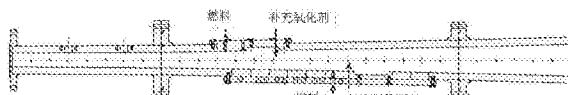
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54)发明名称

一种冲压发动机

(57)摘要

本发明提供一种冲压发动机，该冲压发动机包括燃烧室，从燃烧室进口端到燃烧室出口端，燃烧室内壁的扩张角度逐渐增大；当启动冲压发动机时，通过设置在燃烧室内壁上的燃料补充装置和氧化剂补充装置，按照一定比例、流量为燃烧室补充燃料和氧化剂，使燃料和氧化剂在燃烧室内燃烧达到冲压发动机所需的推力。基于本发明提供的冲压发动机，按照飞行器对发动机的推力和比冲要求，通过合理设计冲压发动机的燃烧室内不同段的扩张角度，以及燃料和氧化剂补充位置，按照一定的流量和比例补充氧化剂和燃料，使补充的燃料在燃烧室内边混合边燃烧均匀释放能量，实现高比冲和大推力，且使发动机在宽马赫数范围内的工作性能最优。



1. 一种冲压发动机，其特征在于，所述冲压发动机包括燃烧室，从所述燃烧室进口端到所述燃烧室出口端，所述燃烧室内壁的扩张角度逐渐增大；当启动所述冲压发动机时，通过设置在所述燃烧室内壁上的燃料补充装置和氧化剂补充装置，按照一定比例、流量为所述燃烧室补充燃料和氧化剂，使燃料和氧化剂在燃烧室内燃烧达到所述冲压发动机所需的冲力和推力。

2. 根据权利要求1所述的冲压发动机，其特征在于，所述氧化剂补充装置设置在靠近所述燃烧室进口端的位置和靠近所述燃烧室出口端的位置；所述靠近燃烧室进口端位置的氧化剂补充装置补充氧化剂量小于总补充氧化剂量的10%，所述靠近燃烧室出口端位置的氧化剂补充装置补充氧化剂量大于总补充氧化剂量的90%。

3. 根据权利要求1或2所述的冲压发动机，其特征在于，所述氧化剂装置补充的氧化剂为液氧或者过氧化氢。

4. 根据权利要求1所述的方法，其特征在于，所述燃烧室出口端的横向面积与所述燃烧室进口端的横向面积比的范围为2.3-3.0。

5. 根据权利要求1所述的冲压发动机，其特征在于，所述冲压发动机适用于飞行马赫数大于4的工况。

一种冲压发动机

技术领域

[0001] 本发明涉及发动机领域,尤其涉及一种冲压发动机。

背景技术

[0002] 冲压发动机是近地空间飞行的理想动力之一。在飞行马赫数为4至7之间冲压发动机的比冲比火箭的比冲要高很多。因为超然冲压发动机利用气道压缩空气来获得氧化剂,所以超然冲压发动机无需携带大量的氧化剂,应用在飞行器上降低了飞行器的重量,且增大了燃料比冲。而且超然冲压发动机只由进气道、燃烧室和尾喷管构成,不需要压气机和涡轮等旋转部件,结构简单、成本低、易维护。另外还可以应用到高超声巡航导弹、高超声速飞机和空天飞机等,在军事、商业运用中都有着重要的战略意义。

[0003] 目前主要的动力方式有双模态冲压发动机、火箭基组合循环 (Rocket-Based Combined Cycle, RBCC) 冲压发动机。虽然单纯冲压发动机比冲高,但推力不足,如图2所示工况下,比冲大约为1000秒,但推重比只有2.85。而且目前冲压发动机最大的里程碑成就是在2013年5月,X-51第四次飞行实验中检测到0.18G的最大加速度,并实现了从马赫数4.8加速到马赫数5.1以及6分钟巡航230英里的创举。即使如此,仍然无法满足近地空间飞行马赫数4-7,尤其是飞行马赫数6以上的飞行需求。

[0004] RBCC冲压发动机虽然理论上推力大,但实际上推力可能远小于理论推力,这是因为它存在三个缺陷:1、火箭部分气流速度与冲压气流速度难以在宽马赫数运行范围内很好匹配,造成混合不好,容易在壁面产生分离;2、火箭部分气流速度与冲压气流速度匹配过程形成激波损失;3、需要携带火箭部分。

发明内容

[0005] 本发明提供了一种冲压发动机,解决了现有技术中单纯冲压发动机和RBCC冲压发动机推力不足的问题。

[0006] 第一方面,本发明实施例提供了一种冲压发动机,所述冲压发动机包括燃烧室,从所述燃烧室进口端到所述燃烧室出口端,所述燃烧室内壁的扩张角度逐渐增大;当启动所述冲压发动机时,通过设置在所述燃烧室内壁上的燃料补充装置和氧化剂补充装置,按照一定比例、流量为所述燃烧室补充燃料和氧化剂,使燃料和氧化剂在燃烧室内燃烧达到所述冲压发动机所需的冲力和推力。

[0007] 在一个可能实现的方式中,所述氧化剂补充装置设置在靠近所述燃烧室进口端的位置和靠近所述燃烧室出口端的位置;所述靠近燃烧室进口端位置的氧化剂补充装置补充氧化剂量小于总补充氧化剂量的10%,所述靠近燃烧室出口端位置的氧化剂补充装置补充氧化剂量大于总补充氧化剂量的90%。

[0008] 在一个可能实现的方式中,所述氧化剂装置补充的氧化剂为液氧或者过氧化氢。

[0009] 在一个可能实现的方式中,所述燃烧室出口端的横向面积与所述燃烧室进口端的横向面积比的范围为2.3-3.0。

[0010] 在一个可能实现的方式中,所述冲压发动机适用于飞行马赫数大于4的工况。

[0011] 基于本发明提供的冲压发动机,按照飞行器对发动机的推力和比冲要求,通过合理设计冲压发动机的燃烧室内不同段的扩张角度,以及燃料和氧化剂补充位置,按照一定的流量和比例补充氧化剂和燃料,使补充的燃料在燃烧室内边混合边燃烧均匀释放能量,实现高比冲和大推力,可在宽马赫数范围内使发动机的性能最优。

附图说明

[0012] 图1为本发明实施例提供的一种混合冲压发动机燃烧室的结构示意图;

[0013] 图2为本发明实施例提供的一种混合式冲压发动机、单纯冲压发动机和RBCC冲压发动机比冲和推重比的对比示意图;

[0014] 图3为本发明实施例提供的一种混合式冲压发动机与单纯冲压发动机的燃烧室内燃烧静态分布对比示意图;

[0015] 图4为本发明实施例提供的一种混合冲压发动机的燃烧室比推力增益的对比示意图;

[0016] 图5为本发明实施例提供的一种混合冲压发动机的燃烧室出口面积与入口面积比对最大比推力的影响示意图。

具体实施方式

[0017] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0018] 下面结合附图对本发明实施例提供的冲压发动机进行说明。

[0019] 需要说明的是,因为下面的描述中会涉及到本发明实施例提供的冲压发动机与单纯发动机和RBCC冲压发动机性能的一些比较,为了避免混淆,下面提到的混合冲压发动机为本发明实施例的冲压发动机。

[0020] 图1为本发明实施例提供的一种混合冲压发动机燃烧室的结构示意图。

[0021] 如图1所示,燃烧室的进口端到燃烧室的出口端的内壁扩张角度逐渐增大。燃烧室的内壁凹槽中设置了燃料补充装置和氧化剂补充装置。可选地,在本发明的一个实施例中,氧化剂补充装置可以设置在靠近燃烧室进口端和靠近燃烧室出口端。

[0022] 本发明实施例提供的混合冲压发动机可以根据飞行器对混合冲压发动机的推力和比冲的需求,补充燃料和氧化剂。也就是说,根据推力和比冲的要求,按照一定的比例和流量为混合冲压发动机补充燃料和氧化剂,使燃料和氧化剂在燃烧室内边混合边燃烧,从而均匀释放能量,进而达到冲压发动机所需的比冲和推力。

[0023] 采用本发明实施例可在宽马赫数范围内使发动机的性能最优,实现了高比冲和大推力。

[0024] 如图1所示为混合冲压发动机所采用的燃烧室构型,以及相应的组织燃烧方式示意图。混合冲压发动机与纯冲压发动机相比,混合冲压发动机的燃烧室出口与入口面积比明显增大,可选地,在本发明的一个实施例中,燃烧室的出口的横向面积与燃烧室进口的横

向面积比的范围为2.3-3.0。

[0025] 在本发明实施例中，混合冲压此发动机使用错位双凹腔燃烧室（如专利号ZL201310411204.X），补充燃烧装置的补充燃料的位置主要有两处，一处为靠近进口（或称为上游）凹腔内补充氧化剂，另一处为靠近出口（或称为下游）凹腔台阶上补充氧化剂。两处补充氧化剂的量以及功能不同，上游补充氧化剂的量很少，基本小于总补充量的10%，主要起火焰稳定作用；下游补充氧化剂的量基本大于总补充量的90%，起增强推力作用。在宽马赫数运行时，考虑到混合冲压发动机在低马赫数条件下尾喷管存在过膨胀，可以额外安排贴近壁面的补氧燃烧，消除或减弱壁面处气流的分离。另外，上下游凹腔具有最佳相对距离，一般为燃烧室入口高度6-7倍。

[0026] 可选地，在本发明实施例中，氧化剂可以选取液氧或者过氧化氢。两者各有特点，其中采用液氧的发动机比冲会高，但液氧相应低温设备要复杂；采用过氧化氢的混合冲压发动机的比冲比采用液氧的混合冲压发动机的比冲要低，但相关设备和操作要简单。关于氧化剂的选择可以根据具体飞行需求，选择具体的氧化剂，在本发明实施例中不作限制。

[0027] 本发明实施例提供的混合冲压发动机，在单纯冲压发动机基础上，对燃烧室直接补充氧化剂和燃料燃烧，补充燃烧可以边混边烧从而均匀释放能量，既继承了纯冲压发动机比冲高的优点，又弥补了它推力低的缺点。随着氧化剂和燃料补充量的变化，混合模式冲压发动机比冲和推重比会在纯冲压发动机和火箭发动机之间变化，如图2中所示。

[0028] 图2为本发明实施例提供的一种混合式冲压发动机、单纯冲压发动机和RBCC冲压发动机比冲和推重比的对比示意图。图2中纯冲压发动机和混合冲压发动机主要计算参数为飞行马赫数(Ma) 5.0，来流流量5kg/s，发动机自身重量120kg。如图2所示，混合模式冲压发动机比冲基本在450-1000秒范围内。在高马赫数情况下，混合冲压发动机的推力可以达到单纯冲压发动机推力的翻倍水平。因此混合模式冲压发动机比RBCC实际工作性能要强。

[0029] 图3为本发明实施例提供的一种混合式冲压发动机与单纯冲压发动机的燃烧室内燃烧静态分布对比示意图。如图3所示，混合冲压发动机可以将冲压发动机燃烧室的压力补充的非常饱满，极大提升发动机推力。其中当量比是针对来流空气的计算结果，如考虑补充的氧化剂，冲压混合模式实际当量比为1.0。

[0030] 图4为本发明实施例提供的一种混合冲压发动机的燃烧室比推力增益的对比示意图。如图4所示，混合冲压发动机与纯冲压发动机燃烧室的比推力增益相比，所增加的比推力增益百分比高于燃料增加的比例，因此可以推断所增加的推力一部分来源于增加的燃料，另外一部分来源于燃烧效率的提高。其中，当量比是针对来流空气的计算结果，如考虑补充的氧化剂，冲压混合模式实际当量比都为1.0。

[0031] 图4的方块代表所针对特定构型燃烧室燃烧饱和情况下计算所得到的比推力增益，圆圈代表实验已经做出的比推力增益，三角代表纯冲压燃烧室实验能得到的比推力增益。显然，实验完全可以达到或十分接近最大比推力增益值。三角下方马赫数为直连台实验时燃烧室入口马赫数。

[0032] 图5为本发明实施例提供的一种混合冲压发动机的燃烧室出口面积与入口面积比对最大比推力的影响示意图。如图5所示，混合冲压发动机出口和入口的面积比对比冲推力的影响，计算所得最大的比推力增益。此图表明较大的面积比情况下，工作路径选择更加多样化。完全可以根据推力和比冲对发动机的要求，通过调整燃烧室不同段的扩张角度，以及

补充氧化剂和燃料的比例,实现发动机最优工作路径的设计。

[0033] 对于本领域技术人员而言,显然本发明不限于上述示范性实施例的细节,而且在不背离本发明的精神或基本特征的情况下,能够以其他的具体形式实现本发明。因此,无论从哪一点来看,均应将实施例看作是示范性的,而且是非限制性的,本发明的范围由所附权利要求而不是上述说明限定,因此旨在将落在权利要求的等同要件的含义和范围内的所有变化囊括在本发明内。不应将权利要求中的任何附图标记视为限制所涉及的权利要求。

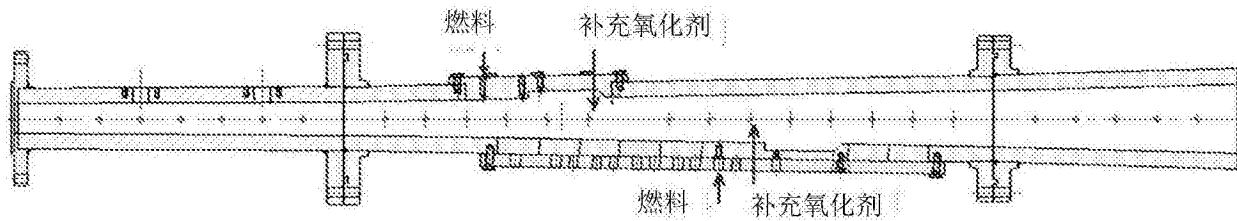


图1

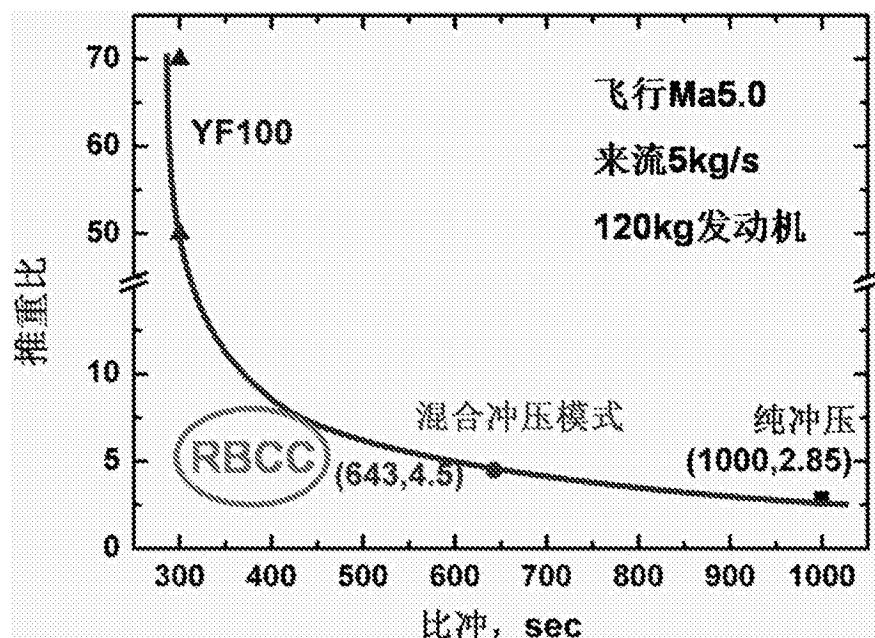


图2

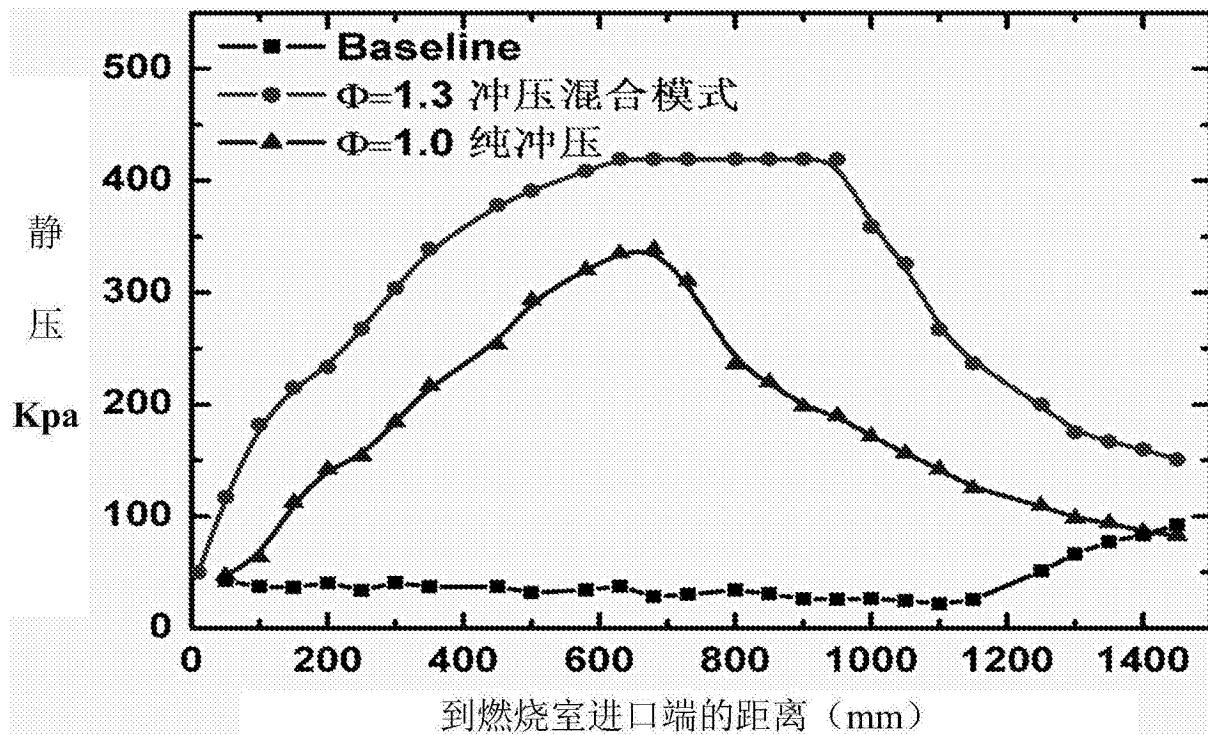


图3

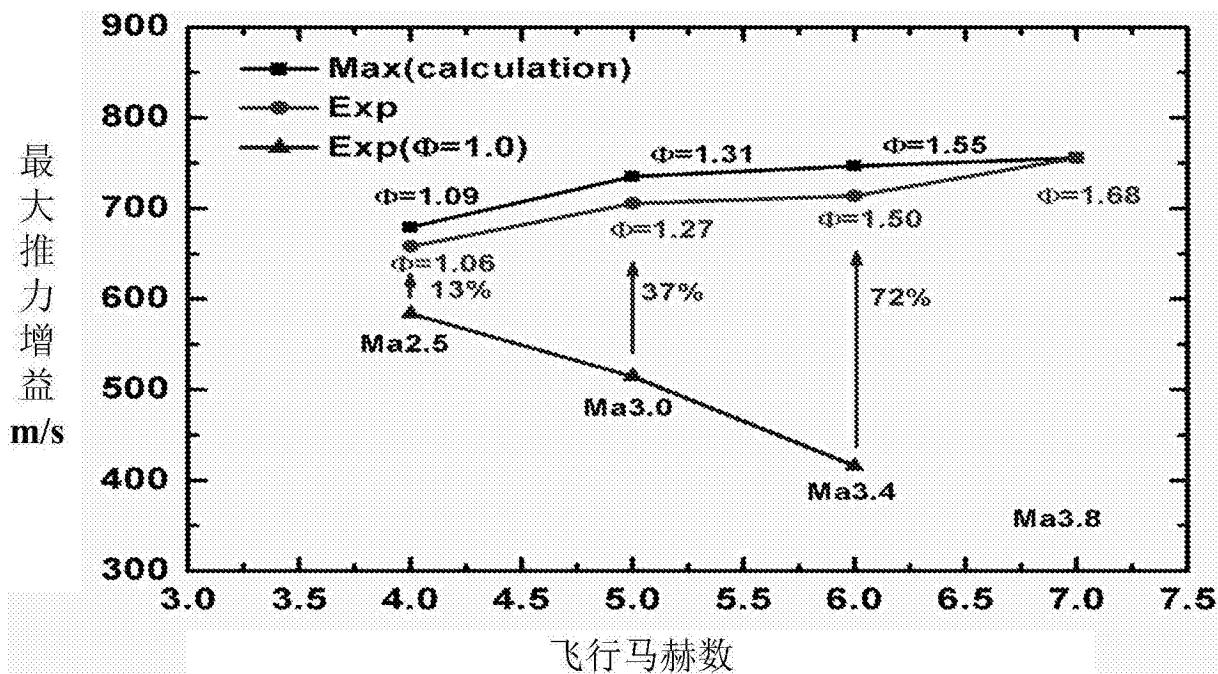


图4

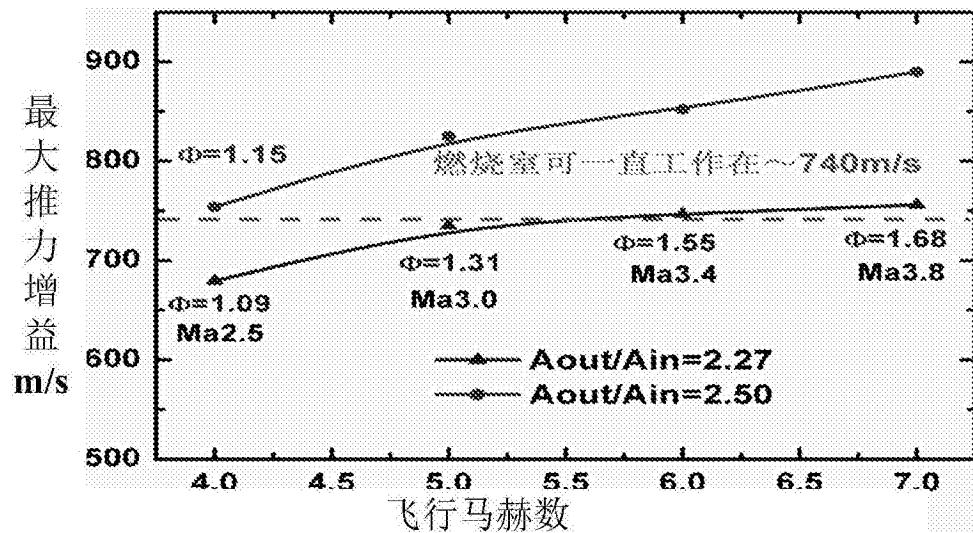


图5