



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112761822 B

(45) 授权公告日 2021.12.10

(21) 申请号 202110081561.9

F02K 9/08 (2006.01)

(22) 申请日 2021.01.21

(56) 对比文件

(65) 同一申请的已公布的文献号

US 2003054308 A1, 2003.03.20

申请公布号 CN 112761822 A

EP 1450139 A2, 2004.08.25

(43) 申请公布日 2021.05.07

CN 1245480 A, 2000.02.23

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所

CN 102854284 A, 2013.01.02

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

郑永秋等. 基于超声回波的推进剂动态燃速测量系统设计.《中北大学学报(自然科学版)》.2021,

(72) 发明人 林鑫 张泽林 王泽众 李飞 余西龙

郭颜红等. 激光衰减法测量固体火箭发动机尾流粒子参数.《固体火箭技术》.2010,

(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

审查员 彭婷

代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.

F02K 9/96 (2006.01)

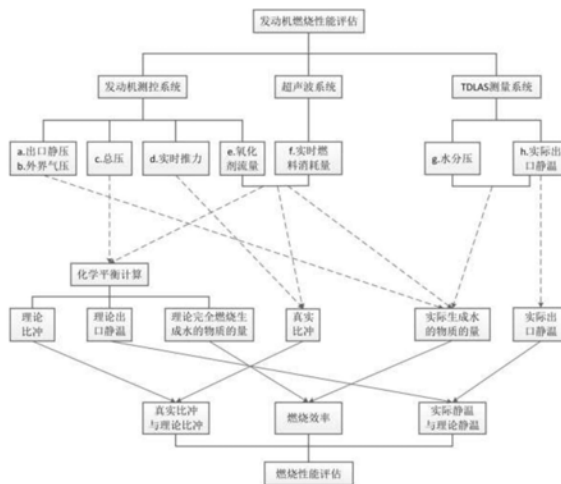
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称

一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法及系统

(57) 摘要

本发明属于固液火箭发动机技术领域,针对现有技术中存在的氧燃比无法实现在线测量的技术问题,本发明提供一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法及系统,采用超声波技术获得固体燃料实时退移速率,采用TDLAS技术获得发动机出口高温气流静温、燃烧产物水分压;记录发动机氧化剂质量流量,燃烧室总压,出口静压、外界压力以及推力。得实时氧燃比,计算理论比冲与理论出口静温;计算实际比冲;计算燃气速度,计算得到燃气中水的物质的量,计算得到完全燃烧所生成的水的物质的量,计算得到燃烧效率,结合动态氧燃比、出口静温、比冲等数据综合分析,可对发动机燃烧性能进行综合评估,该方法测量具备测试系统简单、时间分辨率高等优点,应用前景广泛。



1. 一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤(1)通过超声波技术测量固液火箭发动机(1)的固体燃料实时退移速率,即燃料质量流量 $\dot{m}_{fuel}$ ;

步骤(2)通过发动机测控单元(4)获得氧化剂质量流量 $\dot{m}_{oxygen}$ 、燃烧室实时氧燃比 $\frac{O}{F}$ 、总压 $P_{total}$ 、发动机出口静压 $P_S$ 、外界压力 $P_{out}$ 以及发动机推力 $F_{measured}$ ;

步骤(3)通过固液火箭发动机(1)的喷管出口的TDLAS单元,得到喷管出口尾焰静温 $T_{measured}$ 和水分压 $P_{H_2O}$ ;

步骤(4)通过化学平衡计算工具得到发动机理论出口静温 $T_{theoretical}$ 以及理论比冲 $I_{theoretical}$ ,结合已知的燃料分子式得到理论上完全燃烧应生成水的物质的量 $n_{theoretical\_H_2O}$ ;

步骤(5)选取固液火箭发动机(1)喷管出口部分作为计算域,由推力公式得到发动机出口燃气速度 $v = \frac{F_{measured} - A(P_S - P_{out})}{\dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{oxygen}}$ ,其中,A为喷管出口横截面积,将燃料消耗与其燃烧产生的燃气喷出看作同时发生,通过TDLAS单元测得的水分压 $P_{H_2O}$ 与完全气体状态方程,得到出口实际水的物质的量 $n_{authentic\_H_2O}$ ;计算得到燃烧效率 $\eta = \frac{n_{authentic\_H_2O}}{n_{theoretical\_H_2O}}$ ;

步骤(6)发动机总流量 $\dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{oxygen}$ 与推力 $F_{measured}$ 计算得实时比冲 $I_{authentic}$ ;

步骤(7)通过实时氧燃比 $\frac{O}{F}$ 以及相应的燃烧效率 $\eta$ 、理论出口静温 $T_{theoretical}$ 、实际出口静温 $T_{measured}$ 、真实比冲 $I_{calculate}$ 、理论比冲 $I_{theoretical}$ 综合分析发动机燃烧状况。

2. 根据权利要求1所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,其特征在于,所述步骤(1)中固体燃料为化学分子式已知的碳氢类燃料,具体采用石蜡、聚乙烯或端羟基聚丁二烯中的任意一种。

3. 根据权利要求1所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,其特征在于,所述步骤(1)中退移速率的测量过程为:

超声波发射仪(10)以固定频率通过超声波探头(12)发射脉冲信号,超声波探头(12)紧贴缓冲材料(13),缓冲材料(13)紧贴药柱(2)外表面;超声波探头(12)接收从药柱(2)表面返回的超声波信号,通过识别药柱(2)内外表面的回波信号,根据提前测得的声音在此药柱(2)中的传播速度计算此药柱(2)的厚度信息。

4. 根据权利要求1所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,其特征在于,所述步骤(4)中化学平衡计算工具为CEA或CHEMKIN。

5. 一种固液火箭发动机燃烧性能评估系统,采用权利要求1-4任意一项所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,其特征在于,包括固液火箭发动机(1)、数据处理终端(3)、超声波发射仪(10)和录波仪(11),固液火箭发动机(1)的内部设置有药柱(2),氧化剂填充于药柱(2)内部,固液火箭发动机(1)的外侧壁上设置有超声波探头(12),超声波探头

(12)的内部填充缓冲材料(13),所述固液火箭发动机(1)工作过程中,超声波探头(12)发射并采集超声波信号,经超声波发射仪(10)处理并传输给录波仪(11),经数据处理终端(3)处理得到药柱(2)的厚度信息。

6.根据权利要求5所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估系统,其特征在于,还设置有发动机测控单元(4),所述发动机测控单元(4)控制已知流量的 $O_2$ 进入固液火箭发动机(1)与药柱(2)在燃烧室中燃烧,燃烧产生的燃气经喷管膨胀加速后形成高速气流从而产生推力。

7.根据权利要求5所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估系统,其特征在于,沿着紧贴固液火箭发动机(1)的喷管出口处设置有TDLAS单元,TDLAS单元,包括TDLAS信号调制及数据处理模块(5)、激光器(6)、单模光纤(7)、自聚焦准直透镜(8)和光电探测器(9),TDLAS信号调制及数据处理模块(5)通过电流调制和温度调制控制激光器(6)输出激光信号;激光信号经单模光纤(7)通过自聚焦准直透镜(8)进行准直,光路紧贴喷管出口,垂直穿过高温高速气流,经激光接收端滤波、聚焦后传输至光电探测器(9),透射激光信号经光电探测器(9)进行光电转换,转换为电压信号传输至TDLAS信号调制及数据处理模块(5)进行分析处理。

8.根据权利要求7所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估系统,其特征在于,所述激光器(6)输出给定的扫描频率和输出波长,扫描频率为2-10kHz,单周期内包含 $4029.5\text{cm}^{-1}$ 、 $4030.6\text{cm}^{-1}$ 和 $4030.7\text{cm}^{-1}$ 共三条吸收谱线。

## 一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法及系统

### 技术领域

[0001] 本发明属于固液火箭发动机技术领域,具体涉及一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法及系统。

### 背景技术

[0002] 固液火箭发动机作为化学能火箭推进的一个重要发展方向,其兼具固体火箭发动机和液体火箭发动机的优点,具备广阔的应用前景。对于固液火箭发动机来说,其燃烧室内的燃烧反应属于典型的扩散燃烧,固液火箭发动机燃烧过程发生在远离燃料表面的边界层中且贯穿整个燃料通道。液体氧化剂经喷注器雾化、汽化后进入燃料通道与燃料接触开始燃烧,固体燃料表面在燃烧区对流及热辐射的作用下持续发生热解,热解产物与边界层内的氧化剂相互掺混发生化学反应以释放能量,燃烧过程发生在高温高压条件下并涉及多个物理化学过程,包括燃面受到对流换热和热辐射的持续热解过程、燃料表面附近的热解气体与氧化剂的掺混、燃面热解变化对近壁区域流动和燃烧的影响等。

[0003] 当前对于固液火箭发动机的燃烧性能评估普遍采用特征速度 $c^*$ 效率 $\eta = c^* / c_{ideal}^*$ 进行评价,其中 $c^* = P_0 A^* / \dot{m}$ , $P_0$ 为燃烧室压力, $\dot{m}$ 为推进剂总的质量流量、 $A^*$ 为喷管喉道面积。这种度量方式虽然可以间接的对发动机化学能-热能转换效率进行总体评估,但难以有效表征燃烧释热与火焰结构、燃料布局、混合、雾化等化学物理机制之间的相互耦合关系,对燃烧流动现象缺乏认知,从而对可能导致燃烧性能降低的特定损耗机制及影响权重知之甚少。特别需要说明的是,固液火箭发动机(1)中推进剂燃烧产生的热量及能量利用效率与燃烧时氧化剂和固体燃料热解产物的混合比例(即氧燃比,氧化剂质量流量与燃料质量流量之比)以及掺混程度密切相关。因此,保证推进剂在设定的氧燃比条件下燃烧就显得极为重要,能够实现氧燃比的在线测量就显得极为重要。

### 发明内容

[0004] 针对现有技术中存在的氧燃比无法实现在线测量的技术问题,本发明的目的是提出一种非接触式、在线的固液火箭发动机燃烧性能评估方法,其基于非接触的超声波技术及TDLAS技术,通过对于发动机氧燃比、喷管出口高温燃气静温、水蒸气静压等在线定量测量,辅助以成熟的化学平衡计算方法,获得发动机实时燃烧效率、实验静温与理论静温之比等关键参数,可实现固液火箭发动机燃烧性能的综合评估。

[0005] 本发明采取的技术方案为:

[0006] 一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,包括如下步骤:

[0007] (1) 通过超声波技术测量固液火箭发动机的固体燃料实时退移速率,退移速率即为固液火箭发动机固体燃料燃面单位时间内向外移动的距离,即燃料质量流量 $\dot{m}_{fuel}$ ;

[0008] (2) 通过发动机测控单元获得氧化剂质量流量 $\dot{m}_{oxygen}$ 、燃烧室实时氧燃比 $\frac{O}{F}$ 、总

压 $P_{total}$ 、发动机出口静压 $P_s$ 、外界压力 $P_{out}$ 以及发动机推力 $T_{measured}$ ;

[0009] (3) 通过固液火箭发动机的喷管出口的TDLAS单元,得到喷管出口尾焰静温 $T_{measured}$ 和水分压 $P_{H_2O}$ ;

[0010] (4) 通过化学平衡计算工具得到发动机理论出口静温 $T_{theoretical}$ 以及理论比冲 $I_{theoretical}$ ,结合已知的燃料分子式得到理论上完全燃烧应生成水的物质的量 $n_{theoretical\_H_2O}$ ;

[0011] (5) 选取固液火箭发动机喷管出口部分作为计算域,由推力公式得到发动机出口燃气速度 $v = \frac{F_{measured} - A(P_s - P_{out})}{\dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{oxygen}}$ ,其中,A为喷管出口横截面积,将燃料消耗与其燃烧产

生的燃气喷出看作同时发生,通过TDLAS系统测得的水分压 $P_{H_2O}$ 与完全气体状态方程,得到出口实际水的物质的量 $n_{authentic\_H_2O}$ ;计算得到燃烧效率 $\eta = \frac{n_{authentic\_H_2O}}{n_{theoretical\_H_2O}}$ ;

[0012] (6) 发动机总流量 $\dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{oxygen}$ 与推力 $F_{measured}$ 计算得实时比冲 $I_{authentic}$ ;

[0013] (7) 通过实时氧燃比 $\frac{O}{F}$ 以及相应的燃烧效率 $\eta$ 、理论出口静温 $T_{theoretical}$ 、实际出口静温 $T_{measured}$ 、真实比冲 $I_{calculate}$ 、理论比冲 $I_{theoretical}$ 综合分析发动机燃烧状况。

[0014] 进一步的,所述步骤(1)中固体燃料为化学分子式已知的碳氢类燃料,具体采用石蜡、聚乙烯或端羟基聚丁二烯中的任意一种。

[0015] 进一步的,所述步骤(1)中退移速率的测量过程为:

[0016] 超声波发射仪以固定频率通过超声波探头发射脉冲信号,超声波探头紧贴缓冲材料,缓冲材料紧贴药柱外表面;超声波探头接收从药柱表面返回的超声波信号,通过识别药柱内外表面的回波信号,根据提前测得的声音在此药柱中的传播速度计算此药柱的厚度信息。

[0017] 进一步的,所述步骤(4)中化学平衡计算工具为CEA或CHEMKIN。

[0018] 一种固液火箭发动机燃烧性能评估系统,采用所述的一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,包括固液火箭发动机、数据处理终端、超声波发射仪和录波仪、TDLAS单元,固液火箭发动机的内部设置有药柱,氧化剂填充于药柱内部,固液火箭发动机的外侧壁上设置有超声波探头,超声波探头的内部填充缓冲材料,所述固液火箭发动机工作过程中,超声波探头发射并采集超声波信号,经超声波发射仪处理并传输给录波仪,经数据处理终端处理得到药柱的厚度信息。该系统可用于测量燃料退移速率、记录发动机工作数据、测量发动机燃气水分压和静温信息。

[0019] 进一步的,还设置有发动机测控单元,所述发动机测控单元控制已知流量的 $O_2$ 进入固液火箭发动机与药柱在燃烧室中燃烧,药柱设置为石蜡基药柱,燃烧产生的燃气经喷管膨胀加速后形成高速气流从而产生推力。该发动机测控单元的上位机软件由LabVIEW编写,可以控制阀门开闭和传感器的通断并且可以接收传感器采集的数据。

[0020] 进一步的,沿着紧贴固液火箭发动机的喷管出口处设置有TDLAS单元,TDLAS单元包括TDLAS信号调制及信号处理模块、激光单模光纤、自聚焦准直透镜和光电探测器,TDLAS信号调制及数据处理模块通过电流调制和温度调制控制激光器输出激光信号;激光

信号经单模光纤通过自聚焦准直透镜进行准直,光路紧贴喷管出口,垂直穿过高温高速气流,经激光接收端滤波、聚焦后传输至光电探测器,透射激光信号经光电探测器进行光电转换,转换为电压信号传输至TDLAS信号调制及数据处理模块进行分析处理。通过分析处理可以得到发动机燃气的水分压和静温信息。

[0021] 进一步的,所述激光器输出给定的扫描频率和输出波长,扫描频率为2-10kHz,单周期内包含 $4029.5\text{cm}^{-1}$ 、 $4030.6\text{cm}^{-1}$ 和 $4030.7\text{cm}^{-1}$ 共三条吸收谱线。

[0022] 本发明的有益效果为:

[0023] (1) 本发明提出一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法。该方法基于固液火箭发动机扩散燃烧特性,结合超声波技术与TDLAS技术,同时实现发动机工作时氧燃比、喷管出口高温燃气温度及关键燃烧产物水蒸气分压的动态定量测量,结合发展成熟的化学平衡计算工作,可从燃烧效率、理论/实际静温比等多角度对固液火箭发动机燃烧性能进行综合评估。

[0024] (2) 本发明基于两种在线测量实验技术,测量结果反映发动机动态燃烧特性,实现了固液火箭发动机燃烧效率在线评估的技术突破,对深入了解固液火箭发动机燃烧机理及优化发动设计具有重要意义。

[0025] (3) 本发明系统简单,安全,测量成本低,并具有极强的适应性和发展潜力。

## 附图说明

[0026] 图1为本发明的具体实施流程图;

[0027] 图2为本发明的实验系统组成图;

[0028] 图3为某实验获得的TDLAS原始数据图;

[0029] 图4为某实验超声波系统得到的一次完整回波信号图;

[0030] 其中,1、固液火箭发动机;2、药柱;3、数据处理终端;4、发动机测控单元;5、TDLAS信号调制及数据处理模块;6、激光器;7、单模光纤;8、自聚焦准直透镜;9、光电探测器;10、超声波发射仪;11、录波仪;12、超声波探头;13、缓冲材料。

## 具体实施方式

[0031] 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。此处所描述的具体实施例仅用于解释本发明,而非对本发明的限定。另外还需要说明的是,为了便于描述,附图中仅示出了与本发明相关的部分而非全部结构。

[0032] 本实验以氧气/石蜡基固液火箭发动机为例,如图2所示,一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法包括:固液火箭发动机1、药柱2、数据处理终端3、发动机测控单元4、TDLAS信号调制及信号处理模块5、激光器6、单模光纤7、自聚焦准直透镜8、光电探测器9、超声波发射仪10、录波仪11、超声波探头12、缓冲材料13。

[0033] 发动机测控单元4控制已知流量的 $\text{O}_2$ 进入固液火箭发动机与石蜡基药柱2在燃烧室中燃烧,燃烧产生的燃气经喷管膨胀加速后形成高速气流从而产生推力。

[0034] 一种固液火箭发动机燃烧性能评估方法,包括如下步骤:

[0035] (1) 通过超声波技术测量固液火箭发动机1的固体燃料实时退移速率,退移速率即为固液火箭发动机固体燃料燃面单位时间内向外移动的距离,即燃料质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}$ ;

[0036] (2) 通过发动机测控单元4获得氧化剂质量流量 $\dot{m}_{oxygen}$ 、燃烧室实时氧燃比 $\frac{O}{F}$ 、总压 $P_{total}$ 、发动机出口静压 $P_s$ 、外界压力 $P_{out}$ 以及发动机推力 $F_{measured}$ ;

[0037] (3) 通过固液火箭发动机1的喷管出口的TDLAS单元,得到喷管出口尾焰静温 $T_{measured}$ 和水分压 $P_{H_2O}$ ;

[0038] (4) 通过化学平衡计算工具得到发动机理论出口静温 $T_{theoretical}$ 以及理论比冲 $I_{theoretical}$ ,结合已知的燃料分子式得到理论上完全燃烧应生成水的物质的量 $n_{theoretical\_H_2O}$ ;

[0039] (5) 选取固液火箭发动机1喷管出口部分作为计算域,由推力公式得到发动机出口燃气速度 $v = \frac{F_{measured} - A(P_s - P_{out})}{\dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{oxygen}}$ ,其中,A为喷管出口横截面积,将燃料消耗与其燃烧产生的燃气喷出看作同时发生,通过TDLAS系统测得的水分压 $P_{H_2O}$ 与完全气体状态方程,得到出口实际水的物质的量 $n_{authentic\_H_2O}$ ;计算得到燃烧效率 $\eta = \frac{n_{authentic\_H_2O}}{n_{theoretical\_H_2O}}$ ;

[0040] (6) 发动机总流量 $\dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{oxygen}$ 与推力 $F_{measured}$ 计算得实时比冲 $I_{authentic}$ ;

[0041] (7) 通过实时氧燃比 $\frac{O}{F}$ 以及相应的燃烧效率 $\eta$ 、理论出口静温 $T_{theoretical}$ 、实际出口静温 $T_{measured}$ 、真实比冲 $I_{calculate}$ 、理论比冲 $I_{theoretical}$ 综合分析发动机燃烧状况。

[0042] 其中,步骤(1)中退移速率的测量过程为:

[0043] 超声波发射仪10以固定频率通过超声波探头12发射脉冲信号,超声波探头12紧贴缓冲材料13,缓冲材料13紧贴药柱2外表面;超声波探头12接收从药柱2表面返回的超声波信号,通过识别药柱2内外表面的回波信号,根据提前测得的声音在此药柱2中的传播速度计算此药柱2的厚度信息。

[0044] 设 $t_2$ 时刻药柱燃面对应的直径为 $d_2$ , $t_1$ 时刻药柱燃面对应的直径为 $d_1$ ,退移速率即为 $\frac{d_2 - d_1}{2(t_2 - t_1)}$ 。

[0045] 本方法的具体实施步骤如图1所示:通过点火实验及超声波系统获得燃烧室的实时氧燃比 $\frac{O}{F}$ 、燃烧室总压 $P_{total}$ 、发动机出口静压 $P_s$ ,代入化学平衡计算工具得到发动机理论出口静温 $T_{theoretical}$ 、理论比冲 $I_{theoretical}$ 。

[0046] 如图2所示,TDLAS信号调制及数据处理模块5通过电流调制和温度调制使激光器6输出给定的扫描频率和输出波长,扫描频率为2-10kHz,单周期内包含 $4029.5\text{cm}^{-1}$ 、 $4030.6\text{cm}^{-1}$ 和 $4030.7\text{cm}^{-1}$ 共三条吸收谱线;输出的激光信号经单模光纤7通过自聚焦准直透镜8进行准直,光路紧贴喷管出口,垂直穿过高温高速气流,经激光接收端滤波、聚焦后传输至光电探测器9,透射激光信号经光电探测器9进行光电转换后,转换为电压信号传输至TDLAS信号调制及数据处理模块5进行分析处理。此外,发动机工作过程中,超声波探头12会发射并采集超声波信号,经超声波发射仪10处理并传输给录波仪11,经数据处理终端3处理得到药柱厚度信息。



[0047] 如图4所示,为此次实验经超声波系统一次完整回波信号图,实验前测得药柱厚度d为15.77mm。药柱2内表面与外表面回波信号的时间差即为某时刻超声波在当前药柱中传播一来回所需要的时间(经实验验证每组回波信号对应的时间可取此信号第一个波峰对应的时间),由图4可知此次由超声波脉冲产生的药柱内外表面回波信号的时间节点分别为 $6.523 \times 10^{-4}$ s与 $6.384 \times 10^{-4}$ s,则超声波在此药柱中传播一来回的时间 $\Delta t$ 为 $1.39 \times 10^{-5}$ s,由 $v_{\text{voice}} = \frac{2d}{\Delta t}$ 得超声波在此药柱中的传播速度为2269m/s。在发动机工作过程中由于药柱厚度的变小,药柱内表面的回波信号会左移,即不同时刻的 $\Delta t$ 不同,已知超声波在此药柱中的传播速度,由 $d = \frac{\Delta t v_{\text{voice}}}{2}$ 即可得知当前药柱的厚度。通过 $V = (\pi R^2 - \pi r^2) h$ 得到发动机工作时实时燃料消耗的体积,其中r和R为某时刻前后对应的药柱内径(mm),h为药柱的长度(mm)。经测算,已知石蜡分子式为 $C_{25}H_{52}$ ,计算可得其完全燃烧理论上产生的水的物质的量 $n_{\text{theoretical\_H}_2\text{O}}$ 。

[0048] 基于吸收光谱原理,当一束频率为 $\nu$ 的激光通过流场,其出射光强 $I_t$ 和入射光强 $I_0$ 满足Beer-Lambert关系式:

$$[0049] \quad (I_t/I_0)_\nu = \exp(-k_\nu \cdot L) \quad (1)$$

[0050] 式中: $k_\nu$  ( $\text{cm}^{-1}$ )为吸收系数,L (cm)为吸收长度。其中吸收系数 $k_\nu$ 是吸收组分分压 $P_{\text{H}_2\text{O}}$  (这里以 $\text{H}_2\text{O}$ 作为研究组分,atm),吸收谱线线强度 $S(T)$  ( $\text{cm}^{-2}\text{atm}^{-1}$ ),线型函数 $\phi(\nu)$  (cm)的函数:

$$[0051] \quad k_\nu = P_{\text{H}_2\text{O}} \cdot S(T) \cdot \phi(\nu) \quad (2)$$

[0052] 式中:线型函数满足归一化条件,即 $\int \phi(\nu) d\nu = 1$ 。

[0053] 式(2)中的吸收组分分压是气流参数,而吸收线强度为吸收线的固有属性,它是温度的函数。将吸收系数和吸收长度的乘积 $k_\nu L$ 称之为光谱吸收率 $\alpha_\nu$ :

$$[0054] \quad \alpha_\nu \equiv -\ln\left(\frac{I_0 - I_t}{I_0}\right) = k_\nu L = P_{\text{H}_2\text{O}} S(T) \phi(\nu) L \quad (3)$$

[0055] 任意温度下的线强度 $S(T)$ 由已知温度 $T_0$ 的线强度计算得到:

$$[0056] \quad S(T) = S(T_0) \frac{Q(T_0)}{Q(T)} \left(\frac{T_0}{T}\right) \exp\left[-\frac{hcE''}{k} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0}\right)\right] \frac{1 - \exp\left(-\frac{hc\nu_0}{kT}\right)}{1 - \exp\left(-\frac{hc\nu_0}{kT_0}\right)} \quad (4)$$

[0057] 式中: $E''$  ( $\text{cm}^{-1}$ )为吸收跃迁的低能级能量,h (J·s)为普朗克常数,c (cm/s)为光速,k (J/K)是波尔兹曼常数,Q (T)是配分函数,它反映了在所处温度T (K)下,在对应吸收低能级上的粒子数占总粒子数的比值。

[0058] 由式(3)和式(4)可知,采用直接吸收-波长扫描法同时获得两条及以上的吸收谱线线型,通过其比值即可得到温度 $F_{\text{measured}}$ ,进而根据式(3)得到吸收组分分压 $P_{\text{H}_2\text{O}}$ ,

$$[0059] \quad P_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{\int \alpha_\nu d\nu}{S(T)L} \quad (5)$$

[0060] 图3给出某实验获得TDLAS的原始数据。在一个扫描周期可同时获得 $4029.5\text{cm}^{-1}$ 、 $4030.6\text{cm}^{-1}$ 和 $4030.7\text{cm}^{-1}$ 三条吸收谱线,基于其积分吸收率可同时实现喷管出口静温



$F_{\text{measured}}$  和吸收组分分压  $P_{H_2O}$  的测量。

[0061] 通过点火实验可得到推力  $F_{\text{measured}}$ 、外界压力  $P_{\text{out}}$ 、氧化剂实时流量  $\dot{m}_{\text{oxygen}}$ ，由超声波测量单元可得知燃料实时消耗量（即燃料质量流量  $\dot{m}_{\text{fuel}}$ ），由推力公式可得出燃气

速度  $v = \frac{F_{\text{measured}} - A(P_s - P_{\text{out}})}{\dot{m}_{\text{fuel}} + \dot{m}_{\text{oxygen}}}$ ，已知发动机喷管出口截面为  $A$ ，设某微小时间段为  $t$ ，由理想

气体状态方程可知此微小时间段内实际生成水的物质的量  $n_{\text{authentic}_{H_2O}} = \frac{P_{H_2O} A t v}{R T_{\text{measured}}}$ 。

[0062] 由此可得知发动机的实时燃烧效率  $\eta = \frac{n_{\text{authentic}_{H_2O}}}{n_{\text{theoretical}_{H_2O}}}$ 。

[0063] 通过点火实验可得到发动机的推力  $F_{\text{measured}}$ ，结合总流量  $\dot{m}_{\text{fuel}} + \dot{m}_{\text{oxygen}}$  可得到实际比冲  $I_{\text{authentic}}$ 。

[0064] 该方法基于非接触的超声波技术及 TDLAS 技术，通过对于发动机氧燃比、喷管出口高温燃气静温、水蒸气静压等在线定量测量，辅助以成熟的化学平衡计算方法，获得发动机实时燃烧效率、实验静温与理论静温之比等关键参数，能够实现固液火箭发动机燃烧性能的综合评估。该方法实现了固液火箭发动机燃烧效率在线评估的技术突破，对提升固液火箭发动机扩散燃烧机理认知，发动机优化设计等具有重要意义；此外，该方法测量具备测试系统简单、时间分辨率高等优点，应用前景广泛。

[0065] 以上所述并非是对本发明的限制，应当指出：对于本技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明实质范围的前提下，还可以做出若干变化、改型、添加或替换，这些改进和润饰也应视为本发明的保护范围。

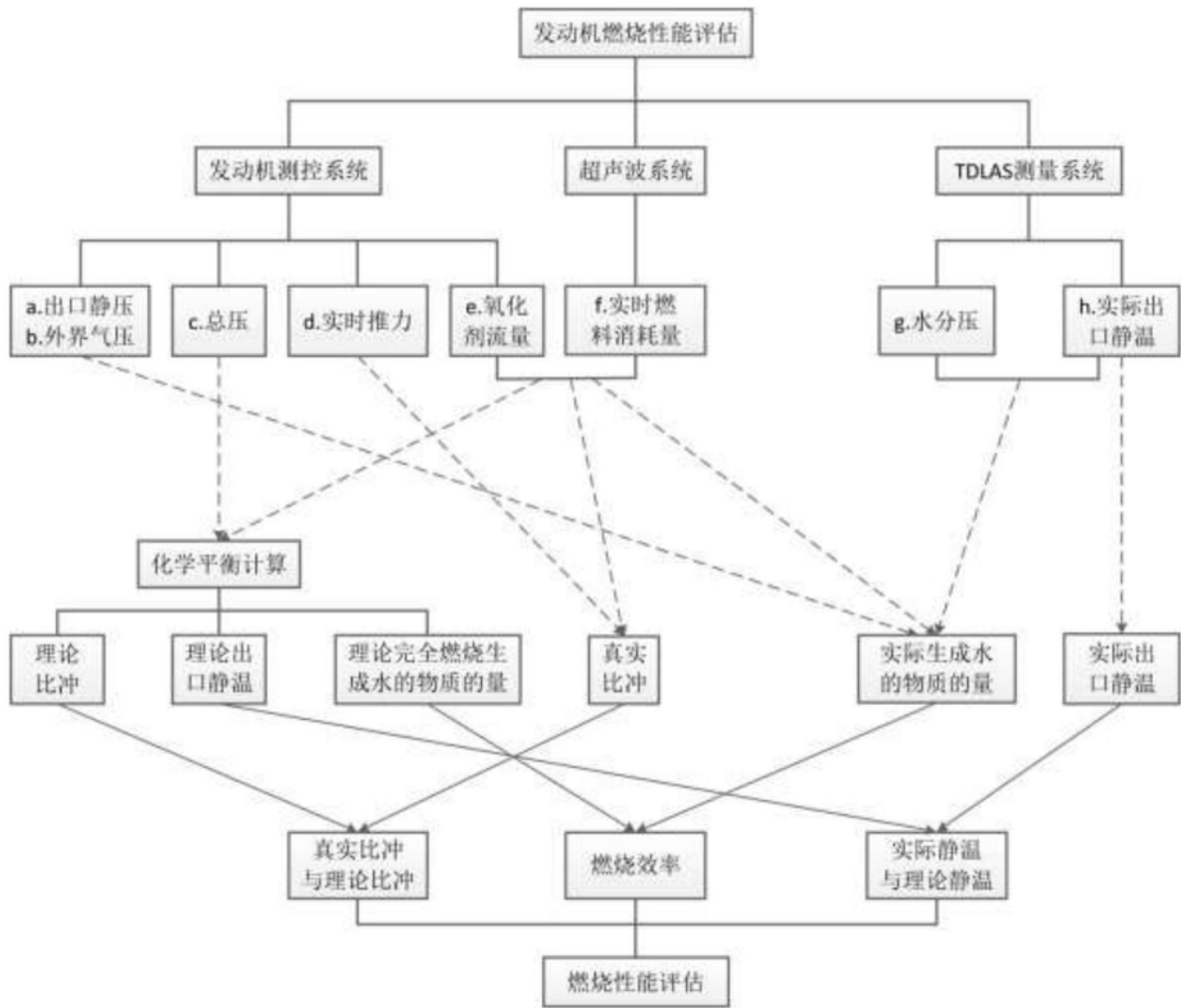


图1

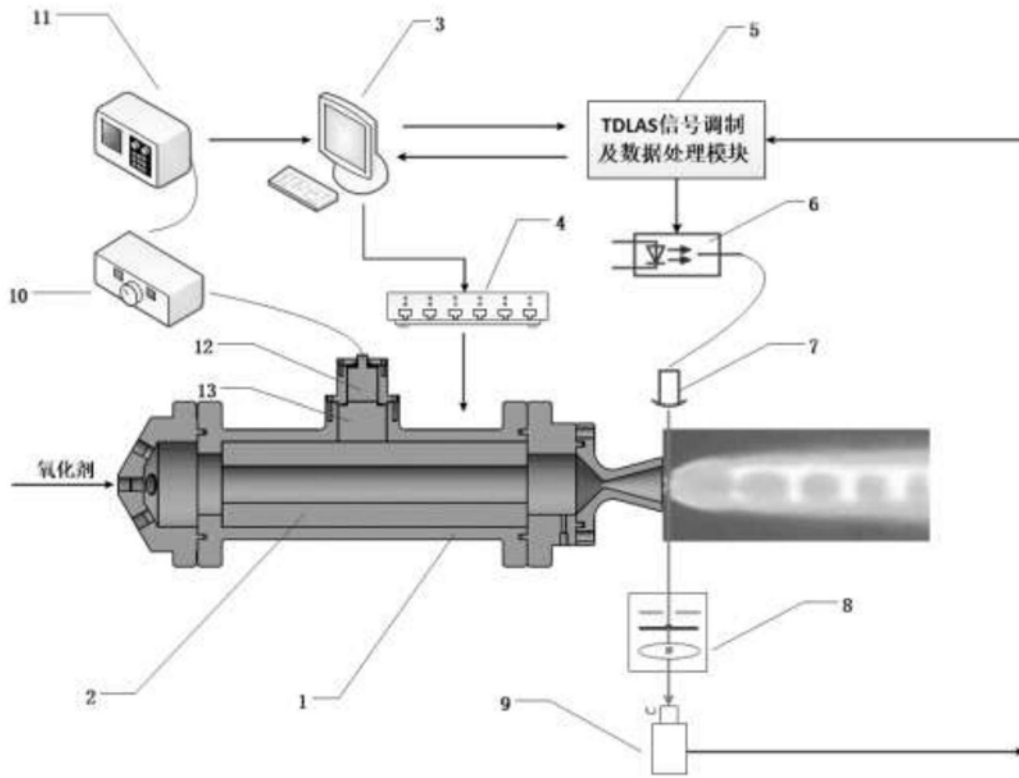


图2

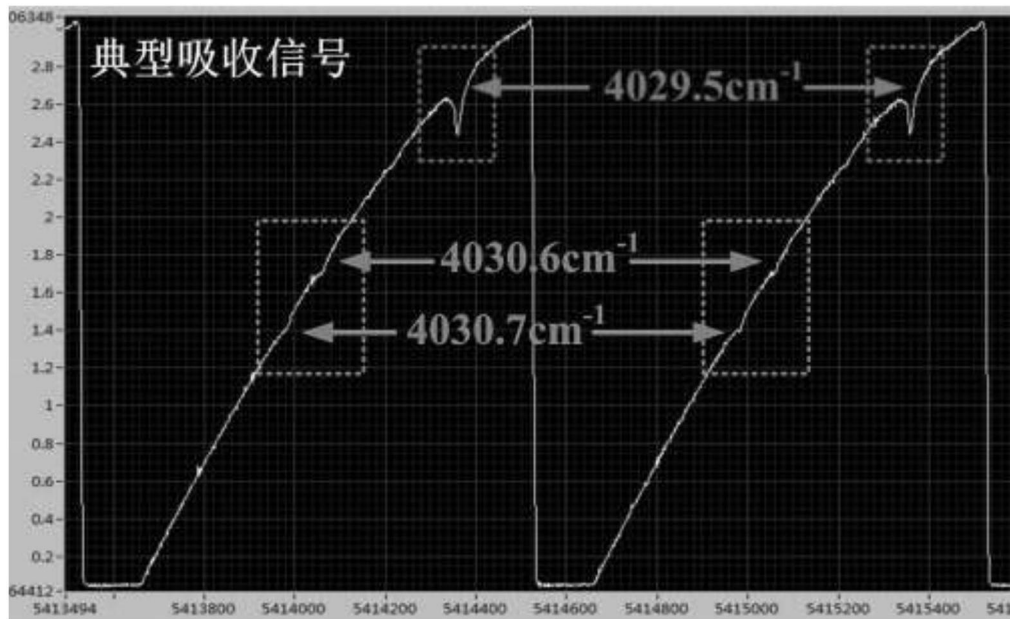


图3

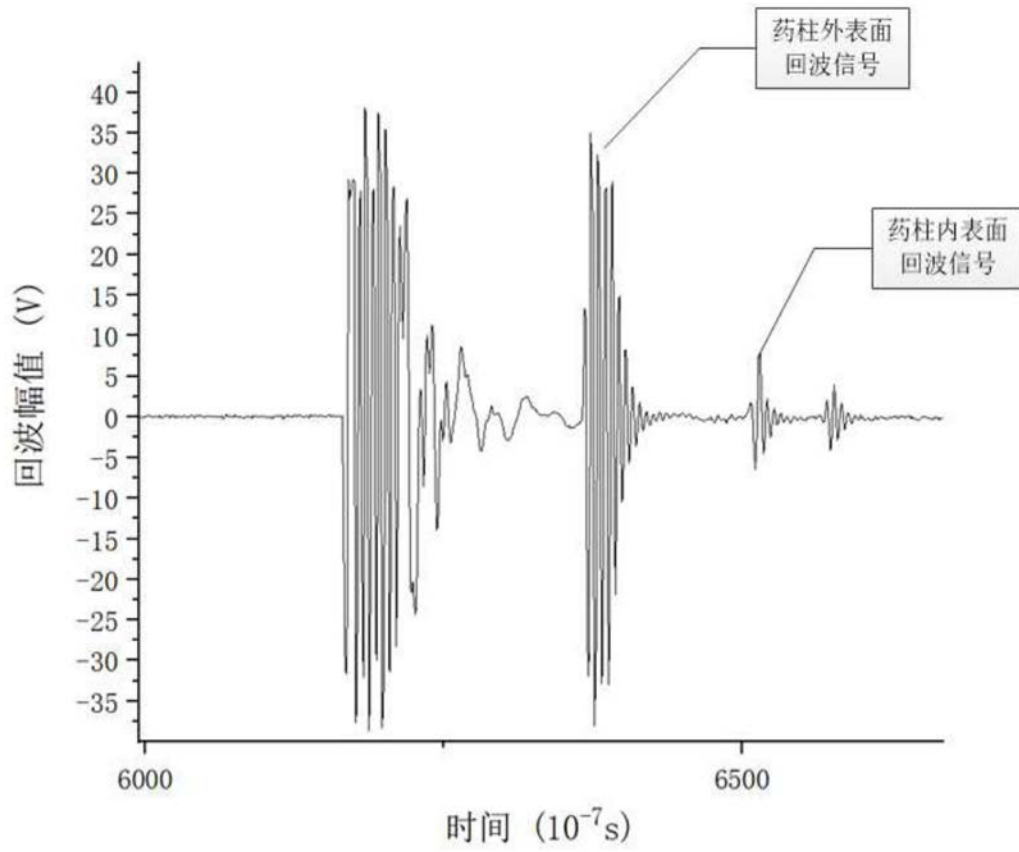


图4