



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103629013 A

(43) 申请公布日 2014. 03. 12

(21) 申请号 201310449910. 3

(22) 申请日 2013. 11. 27

(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 陆阳 袁涛 李龙 王新竹 王晶
司徒明 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.

F02K 7/10 (2006. 01)

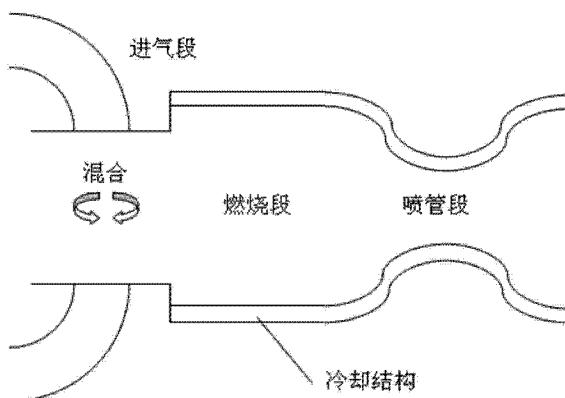
权利要求书1页 说明书4页 附图6页

(54) 发明名称

一种亚声速燃烧冲压发动机燃烧室及其再生
冷却方法

(57) 摘要

本发明公开一种亚声速燃烧冲压发动机燃烧室及其再生冷却方法，其中，亚声速燃烧冲压发动机燃烧室，包括进气段、燃烧段和喷管段，所述燃烧段和喷管段的外壳内部设置有再生冷却结构，所述再生冷却结构为多根冷却通道，碳氢燃料先通过所述冷却通道对燃烧室进行冷却，再进入燃烧室燃烧。本发明提出的再生冷却方法和冷却结构不仅能够大大降低发动机机体温度，还能让整个系统快速达到热平衡，从而起到对亚燃冲压发动机燃烧室进行长时间有效热防护的作用；而且吸热后的燃料燃烧效率更高，燃烧更充分，能够有效增加亚声速燃烧冲压发动机的推力和续航能力。



1. 一种亚声速燃烧冲压发动机燃烧室,包括进气段、燃烧段和喷管段,其特征在于,所述燃烧段和喷管段的外壳内部设置有再生冷却结构,所述再生冷却结构为多根冷却通道,碳氢燃料先通过所述冷却通道对燃烧室进行冷却,再进入燃烧室燃烧。

2. 如权利要求1所述的亚声速燃烧冲压发动机燃烧室,其特征在于,所述多条冷却通道沿燃烧段和喷管段的外壳一周等间距设置。

3. 如权利要求1或2所述的亚声速燃烧冲压发动机燃烧室,其特征在于,所述再生冷却结构的冷却通道的个数为70,冷却通道的截面为1.5*1.5mm的方形,热壁厚为1.5mm,冷壁厚为7.0mm,冷却比为1.0;其中,所述热壁厚是指外壳的内壁面至冷却通道的距离,所述冷壁厚是指外壳的外壁面至冷却通道的距离,所述冷却比为冷却流量与燃烧流量的比例。

4. 一种如权利要求1所述的亚声速燃烧冲压发动机燃烧室的再生冷却方法,包括:

在燃烧室点火前,通过燃料泵将碳氢燃料以高于超临界压力从燃料贮存设备泵入位于燃烧段和喷管段外壳内部的多条冷却通道内;

当冷却燃料收集装置内出现液态燃料时,燃烧室点火,进入亚声速燃烧冲压发动机的启动阶段,此时将流向冷却燃料收集装置的冷态碳氢燃料切换至通过燃烧室冷油喷口系统喷入燃烧室内部;

当冷却燃料出口温度达到超临界状态温度阈值时,碳氢燃料喷入燃烧室的路径变更到具有更大通过面积的超临界态喷口系统,经过冷却通道对燃烧室吸热后的碳氢燃料通过所述超临界态喷口系统,喷入燃烧室内部。

5. 如权利要求4所述的方法,其特征在于,在燃烧室点火前,将碳氢燃料以30-40个大气压泵入冷却通道内。

6. 如权利要求4所述的方法,其特征在于,所述超临界状态温度阈值为550K。

一种亚声速燃烧冲压发动机燃烧室及其再生冷却方法

技术领域

[0001] 本发明涉及亚声速燃烧冲压发动机领域,特别涉及一种亚声速燃烧冲压发动机燃烧室及其再生冷却方法。

背景技术

[0002] 对于飞行马赫数大于 2.5 小于 5 的亚声速燃烧冲压发动机的冷却,是设计此速度区间高效高速飞行器的核心挑战之一。一个优秀的综合热管理方法,不仅应该可以实现对高速飞行器的长时间有效冷却热防护,以达到能够长距离使用的目的,还希望兼顾提高燃料燃烧效率从而增加飞行器发动机推力,进一步加强其续航能力的作用。

[0003] 然而目前常见的使用亚燃冲压发动机飞行器,很多采用依赖高温热防护材料烧蚀过程的吸热来对飞行器机身进行冷却的方法。这类被动热防护方法,一方面难以满足长时间热防护的要求,另一方面由于烧蚀带来的型面改变会给飞行器飞行过程中的控制带来诸多不便,很明显存在不足。这也导致目前实用的亚燃冲压飞行器的速度局限在马赫 3 以下。

发明内容

[0004] 本发明针对亚声速燃烧冲压发动机更高飞行马赫数时的冷却困难,并克服现有亚燃冲压发动机燃烧室被动热防护方法的不足,提出一种亚声速燃烧冲压发动机燃烧室及其再生冷却方法,以满足亚燃冲压发动机飞行器的要求。

[0005] 为了解决上述问题,本发明提供一种亚声速燃烧冲压发动机燃烧室,包括进气段、燃烧段和喷管段,所述燃烧段和喷管段的外壳内部设置有再生冷却结构,所述再生冷却结构为多根冷却通道,碳氢燃料先通过所述冷却通道对燃烧室进行冷却,再进入燃烧室燃烧。

[0006] 优选地,所述多条冷却通道沿燃烧段和喷管段的外壳一周等间距设置。

[0007] 优选地,所述再生冷却结构的冷却通道的个数为 70,冷却通道的截面为 1.5*1.5mm 的方形,热壁厚为 1.5mm,冷壁厚为 7.0mm,冷却比为 1.0 ;其中,所述热壁厚是指外壳的内壁面至冷却通道的距离,所述冷壁厚是指外壳的外壁面至冷却通道的距离,所述冷却比为冷却流量与燃烧流量的比例。

[0008] 为了解决上述问题,本发明提供一种如上所述的亚声速燃烧冲压发动机燃烧室的再生冷却方法,包括 :

[0009] 在燃烧室点火前,通过燃料泵将碳氢燃料以高于超临界压力从燃料贮存设备泵入位于燃烧段和喷管段外壳内部的多条冷却通道内;

[0010] 当冷却燃料收集装置内出现液态燃料时,燃烧室点火,进入亚声速燃烧冲压发动机的启动阶段,此时将流向冷却燃料收集装置的冷态碳氢燃料切换至通过燃烧室冷油喷口系统喷入燃烧室内部;

[0011] 当冷却燃料出口温度达到超临界状态温度阈值时,碳氢燃料喷入燃烧室的路径变更到具有更大通过面积的超临界态喷口系统,经过冷却通道对燃烧室吸热后的碳氢燃料通过所述超临界态喷口系统,喷入燃烧室内部。

[0012] 优选地，在燃烧室点火前，将碳氢燃料以 30-40 个大气压泵入冷却通道内。

[0013] 优选地，所述超临界状态温度阈值为 550K。

[0014] 本发明在针对亚声速燃烧冲压发动机燃烧室再生冷却过程耦合热分析的基础上，提出了整套再生冷却系统设计方案。本发明提出的再生冷却方法和冷却结构不仅能够大大降低发动机机体温度，令其低于发动机制造材料的许用温度，还能让整个系统快速达到热平衡，从而起到对亚燃冲压发动机燃烧室进行长时间有效热防护的作用；而且吸热后的燃料燃烧效率更高，燃烧更充分，能够有效增加亚声速燃烧冲压发动机的推力和续航能力，并大大拓展了现有亚声速燃烧冲压发动机的适用飞行马赫数和有效稳定工作范围。

附图说明

- [0015] 图 1 为本发明实施例的再生冷却亚声速燃烧发动机燃烧室结构示意图；
- [0016] 图 2 为本发明实施例的再生冷却结构横截面示意图；
- [0017] 图 3 为本发明实施例的不同冷却当量比冷却油温度分布对比图；
- [0018] 图 4 为本发明实施例的不同冷却当量比热壁温度分布对比图；
- [0019] 图 5 为本发明实施例的不同冷却通道尺寸冷却油温度分布对比图；
- [0020] 图 6 为本发明实施例的不同冷却通道尺寸热壁温度分布对比图；
- [0021] 图 7 为本发明实施例的再生冷却系统整体示意图；
- [0022] 图 8 为本发明实施例的冷却油出口温度随时间变化图；
- [0023] 图 9 为本发明实施例的发动机燃烧室推力随时间变化图；
- [0024] 图 10 为本发明实施例的试验测量油温与计算油温分布对比图；
- [0025] 图 11 为本发明实施例的试验测量内壁温与计算内壁温分布对比图。

具体实施方式

[0026] 下文中将结合附图对本发明的实施例进行详细说明。需要说明的是，在不冲突的情况下，本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互任意组合。

[0027] 本发明提出了一种具有再生冷却结构的亚声速燃烧冲压发动机燃烧室，以及采用机载碳氢燃料对亚燃冲压发动机燃烧室进行再生主动冷却的方法。通过在一套定量设计的冷却结构发动机燃烧室上开展的初步试验，初步验证了这种冷却方法的可行性。概括的说，该冷却方法是一种将发动机的碳氢燃料在喷入燃烧室燃烧产生推力之前，先流经覆盖于发动机燃烧室表面的冷却结构对其进行高效热防护的方法。

[0028] 如图 1 所示，本发明实施例的再生冷却亚声速燃烧冲压发动机燃烧室可由进气段、燃烧段与喷管段（壁面设计有再生冷却结构）组合而成，其中燃烧段和喷管段的外壳内部设置有再生冷却结构，所述再生冷却结构为多根冷却通道，碳氢燃料先通过所述冷却通道对燃烧室进行冷却，再进入燃烧室燃烧。该再生冷却结构与燃烧段和喷管段的外壳为一体结构，冷却通道位于外壳之中。

[0029] 冷却的目标是使得发动机燃烧室再生冷却结构温度能够降低到材料许用温度（1100K）以下；同时冷却碳氢燃料的出口温度适当，不至于太高（小于 1000K）而发生碳化，导致堵塞通道而破坏冷却系统。

[0030] 以巡航状态为例，其飞行马赫数约为 3.5，飞行高度 18km。若此时发动机的空气

流量为 2.44Kg/s, 则燃烧所需碳氢燃料流量约 136g/s。在这样的亚声速燃烧冲压发动机燃烧室区内的平均参数, 总温约 2300K, 总压 0.158Mpa, 静压 0.154Mpa, 静温高达 2286K。结合上述典型工况参数, 利用耦合传热计算分析方法开展亚燃冲压发动机燃烧室碳氢燃料再生冷却系统结构的具体定量参数化设计。

[0031] 再生冷却结构覆盖于整个发动机燃烧室外壳内部, 多条冷却通道沿燃烧段和喷管段的外壳一周等间距设置。冷却通道横截面示意图见图 2。决定冷却结构冷却效果的主要几个参数分别有: 冷却流量与燃烧流量的比例, 即冷却比(ratio), 冷却通道的宽(W)和高(H), 外壳的内壁面至冷却通道的距离, 即热壁面厚度(t1), 外壳的外壁面至冷却通道的距离, 即冷壁面厚度(t2), 冷却通道个数(它决定了相邻冷却通道的间距 D)。

[0032] 若冷却通道个数为 70, Ratio 为 1.0, 冷壁厚 7mm, 热壁厚 1.5mm, 耦合传热计算预测结果为: 冷、热壁面温度均基本控制在 1000K 以下, 冷却碳氢燃料出口温度不到 800K, 这两个指标都达到了设计安全要求, 证明再生冷却亚声速燃烧冲压发动机的方法是可行的。接着考察 Ratio 分别为 1.0、0.8 和 0.6 的情况, 图 3 为冷却油温度分布对比。图 4 为 Ratio1.0 和 0.8 时热壁面的温度分布对比: 可以发现当将冷却油流量由 Ratio 为 0.8 提高到 1.0 时, 能够有效降低发动机燃烧室内热壁面的温度, 而出口冷却油温度则相应有所升高。然后是冷却通道尺寸分别为 2*2mm 和 1.5*1.5mm 两种情况下的对比。图 5、图 6 分别是冷却油温度和热壁面温度分布的比较。可以看出, 冷却油温度分布基本保持不变。减小冷却通道尺寸, 能够有效增加冷却油对流换热能力, 大幅降低发动机燃烧室内热壁面温度。

[0033] 基于以上分析计算, 决定采用沿着燃烧室外壁面一周等间距布置 70 根冷却通道, 冷却当量比 1.0 的正向冷却的主体冷却结构设计方案。之所以采用冷却当量比 1.0, 是基于以下两方面的考虑: 首先是安全裕度较大, 采取稳妥的冷却方案, 这样能够保证此套冷却方法达到最终目的; 其次在于冷却当量比 1.0 的方案, 总体来说能够更加方便冷却控制管路系统的设计(包括管路设计和控制程序设计), 简化整体结构和再生冷却实现流程。冷却参数小结如表 1 所示。

[0034] 表 1 冷却设计方案参数

[0035]

	冷却方向	通道个数	通道尺寸	热壁厚	冷壁厚	冷却比
方案参数	正向	70	1.5*1.5mm	1.5mm	7.0mm	1.0

[0036] 在上述实施例中的参数只是本发明中的优选参数, 再生冷却结构的冷却通道的个数、冷却通道的截面、热壁厚、冷壁厚、冷却比等参数也可以选用合适的其他值, 另外, 本实施例中冷却通道的截面为正方形, 也可以采用圆形, 椭圆形或矩形等其它截面形式。

[0037] 如图 7 所示, 为亚燃冲压发动机燃烧室再生冷却系统示意图。下面结合此图介绍详细的再生冷却方法的实施步骤:

[0038] 步骤 1, 在发动机燃烧室点火前的 3-5 秒, 通过燃料泵 2 将碳氢燃料以高于超临界压力(30-40 个大气压)从燃料贮存设备 1 泵入位于燃烧段和喷管段外壳内部的多条冷却通道内。这样一方面可以在点火瞬间对燃烧室起到足够的热保护, 另一方面由于冷却系统管

路较长需要一段将冷却燃料充满的建立时间。

[0039] 步骤 2,当冷却燃料收集装置(图中未示出)内开始出现液态燃料时,燃烧室点火,进入亚燃冲压发动机的启动阶段。此时通过一个切换装置,将流向冷却燃料收集装置的冷态碳氢燃料切换至通过燃烧室冷油喷口系统 4 喷入燃烧室内部。低温碳氢燃料被点燃后开始剧烈的化学反应,进而产生推力,发动机开始工作。此过程中,碳氢燃料按照步骤 1 的描述保持不断地对发动机燃烧室机体进行冷却。随着燃烧的继续进行,流经整个发动机燃烧室表面的冷却燃料的出口温度会不断上升,压力也会升高。

[0040] 步骤 3,由于碳氢燃料的固有性质,随着出口冷却燃料温度的迅速上升,其密度会快速下降(压力为 30atm 的 800K 碳氢燃料的密度约为同压力下常温时的 1/10),孔径较小的冷油喷口已经不能满足一定流量下高温燃油的通过需求,会发生壅塞而影响整个再生冷却系统的运作。因此,当冷却燃料出口温度达到超临界状态温度阈值(550K)时,就需要通过一个冷 / 热煤油的切换装置 5,将吸热后的碳氢燃料喷入燃烧室的路径变更到具有更大通过面积的超临界态喷口系统 3 上,经过冷却通道对燃烧室吸热后的碳氢燃料通过所述超临界态喷口系统,喷入燃烧室内部。由于高温碳氢燃料的雾化混合效果要优于低温燃料,这样就能够提高燃烧效率和发动机燃烧室推力。

[0041] 这样的冷却流路可保持不变直至整个燃烧室系统达到热平衡。此时,冷却燃料出口温度和流量可通过温度与流量测量系统 6 测得并能维持稳定,而再生冷却系统结构温度和发动机的各项指标也将达到一个平衡值保持基本不变。

[0042] 根据上述再生冷却结构的参数化设计和冷却方法流程,加工装配了一套试验用模型亚燃再生冷却冲压发动机地面试验系统用于整套再生主动冷却方法的试验验证。

[0043] 下面以一次典型的热平衡再生冷却闭环切换燃烧试验条件进行亚声速燃烧冲压发动机再生冷却方法的验证。试验时长 112S,各物理量基本达到平衡。试验和计算的工况如下:燃烧总温 2196K,油量约 136g。冷却碳氢燃料出口温度的试验数据如图 8。

[0044] 从图 9 可以发现,燃烧室推力在 38s 切换成燃烧吸热后高温的碳氢燃料后获得明显提高。

[0045] 从图 10、图 11 冷却碳氢燃料温度分布、再生冷却结构内壁面温度分布计算值与试验测量值的对比可以看出,方法预测值与试验测量值吻合地非常好。说明这套亚声速燃烧冲压发动机燃烧室再生冷却方法是可行的,冷却结构参数化设计是成功的。

[0046] 综上所述,本发明中,吸热碳氢燃料不仅起到一般燃料提供化学能给发动机提供推力的作用,还凭借其合适的物理热沉肩负起冷却工质的作用。如此一来,不仅可以节省额外携带冷却剂的负荷与空间,从而缩减燃烧室尺寸和重量,而且由于吸热后的高温燃料更容易点火与稳定燃烧,还能提高燃烧效率,有效增加推力,因此对于增加飞行器的续航能力有很大帮助。此外,使用这种冷却方法的飞行器型面可以保持不变,控制起来也更为方便可靠。最重要的是,使用这种冷却方法和相应冷却结构,可以很快使整个冷却系统达到热平衡状态,很好地满足大于马赫数 3 飞行状态时的长时间冷却要求,大大拓展了现有亚声速燃烧冲压发动机的有效工作范围。

[0047] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

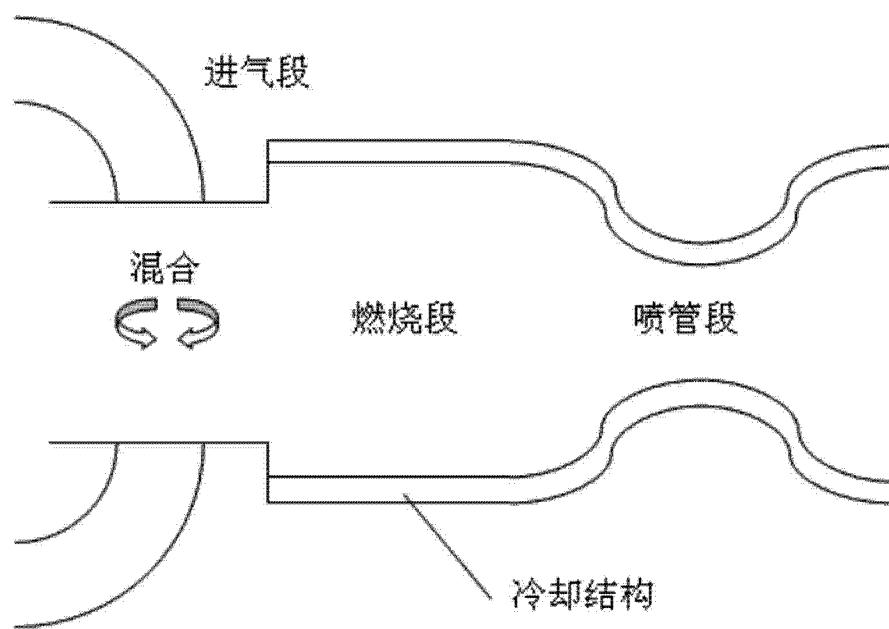


图 1

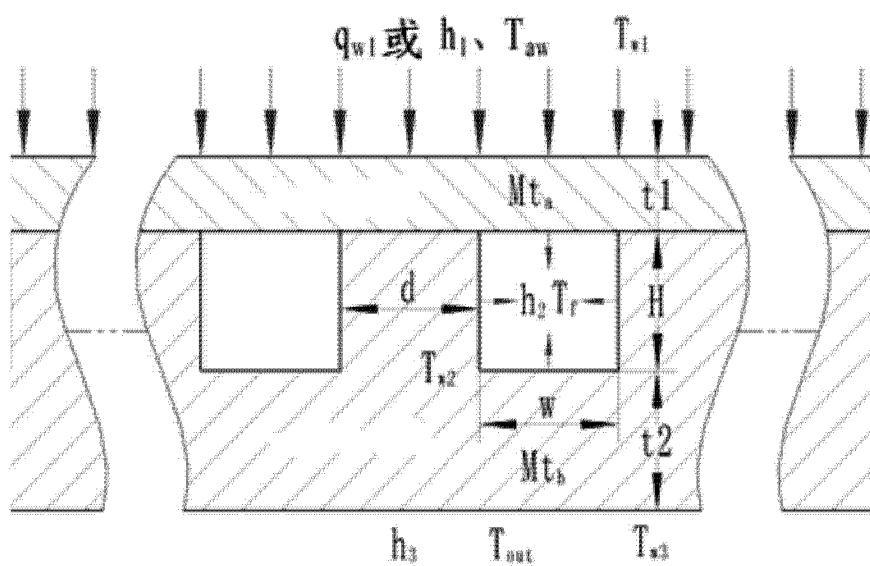


图 2

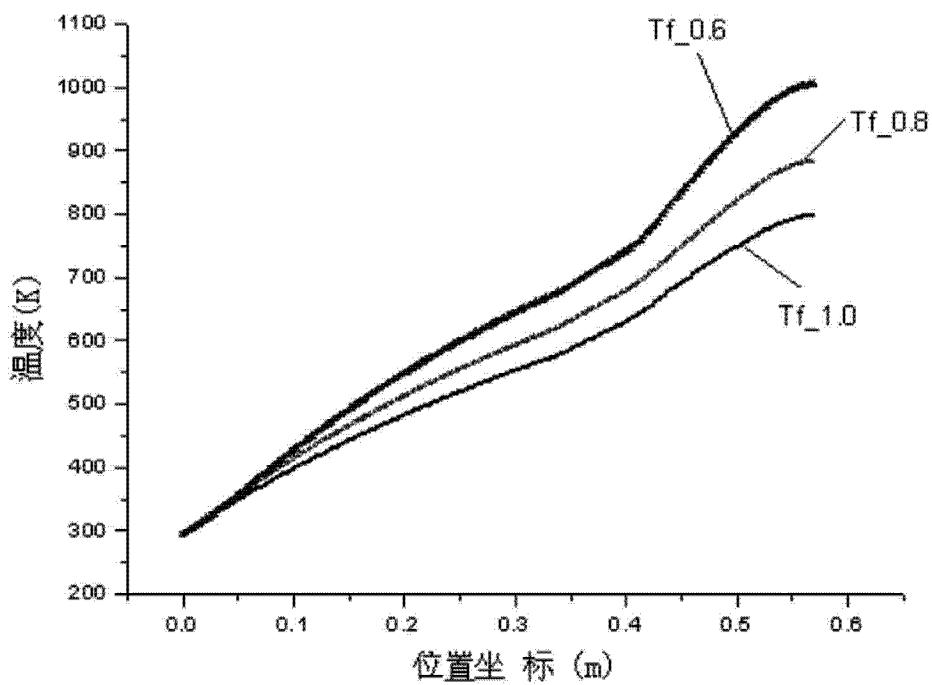


图 3

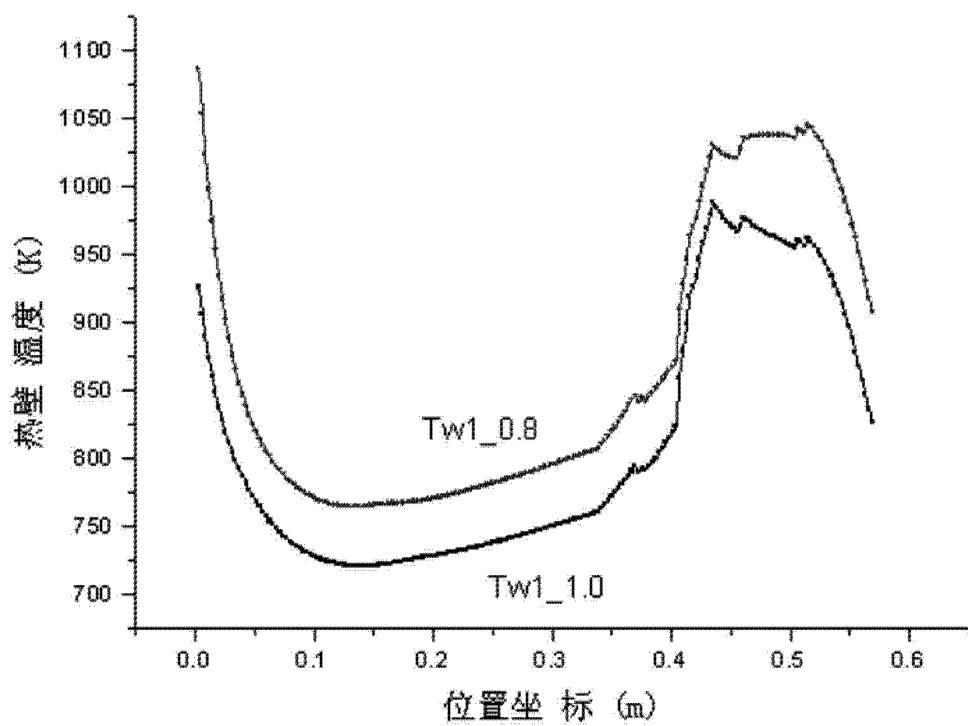


图 4

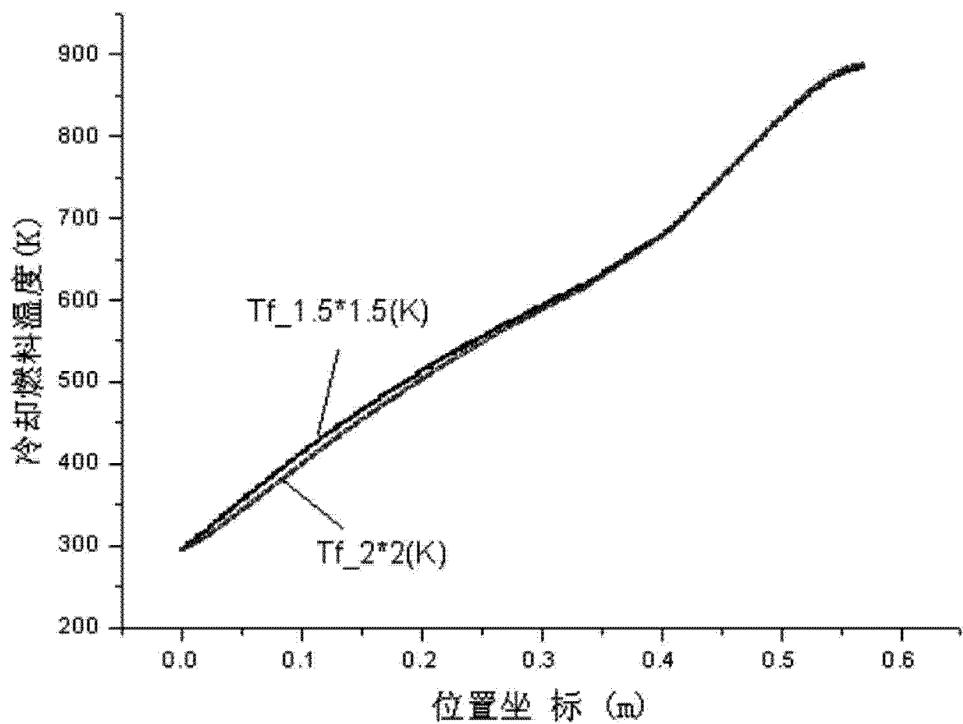


图 5

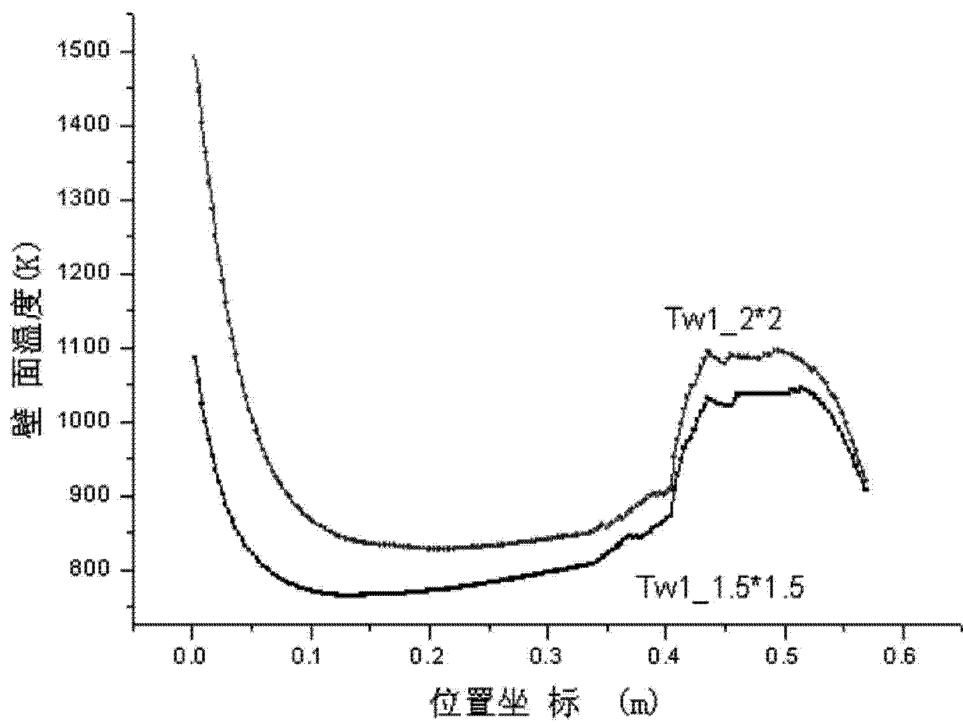


图 6

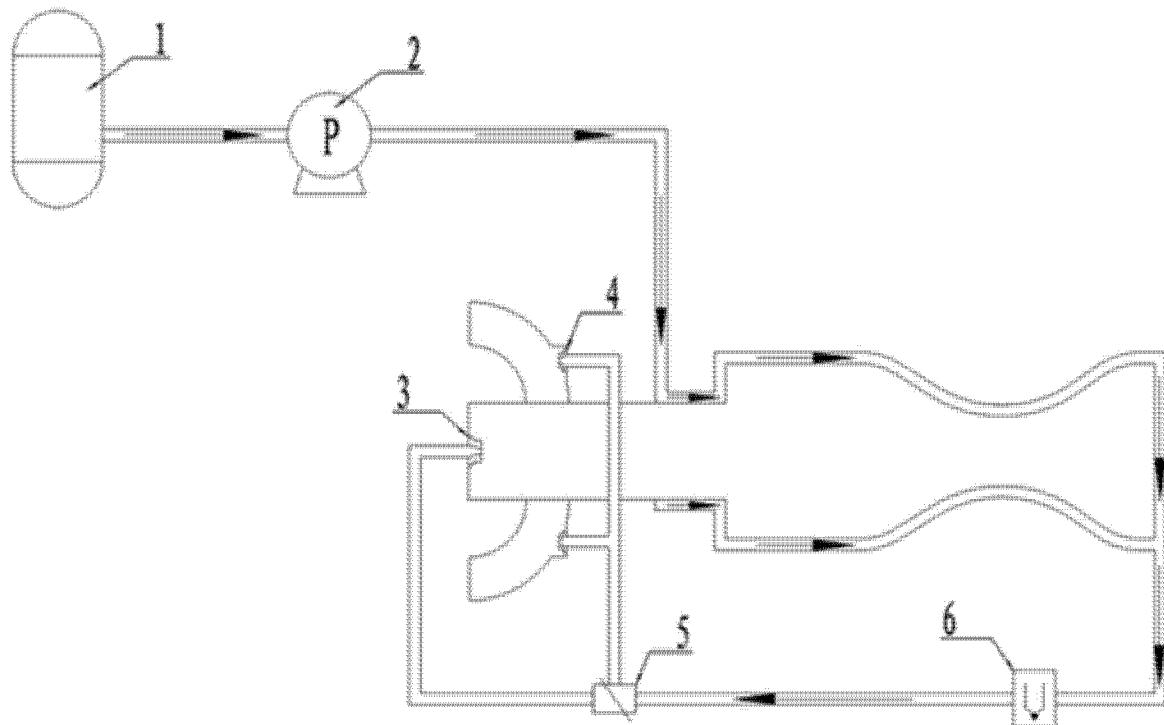


图 7

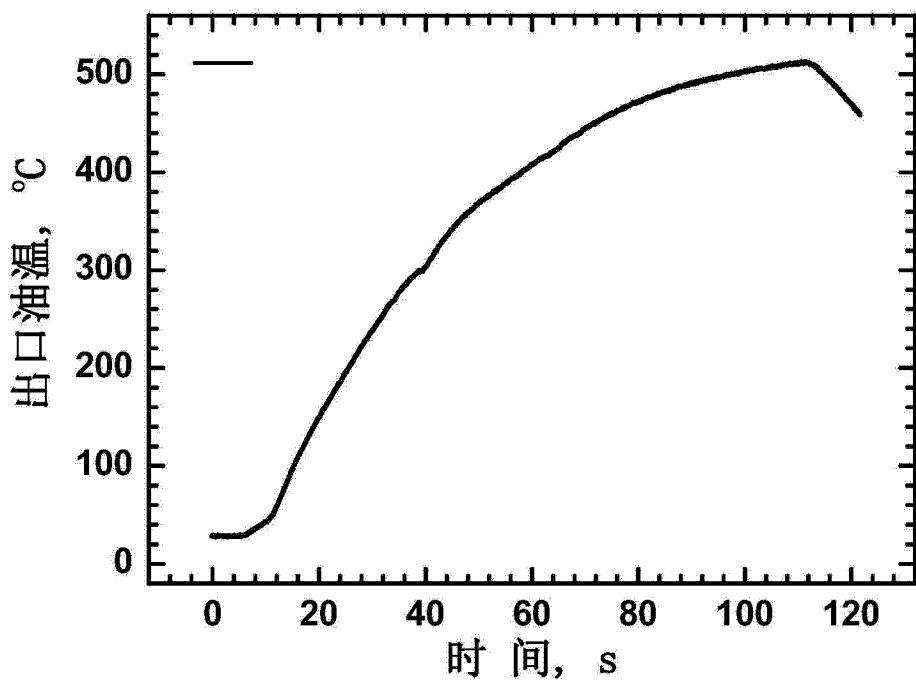


图 8

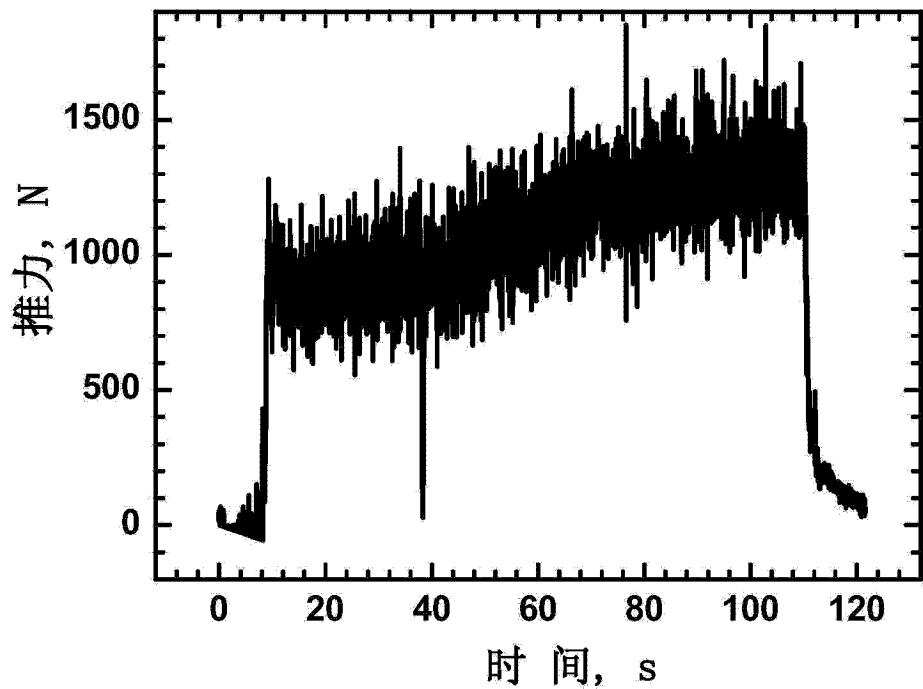


图 9

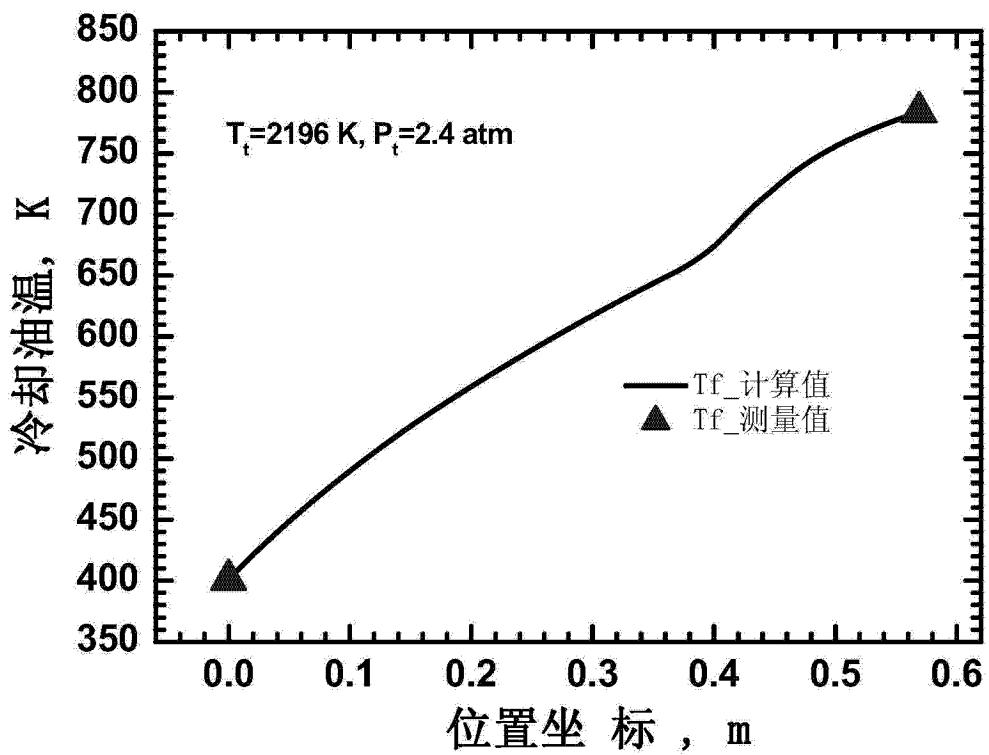


图 10

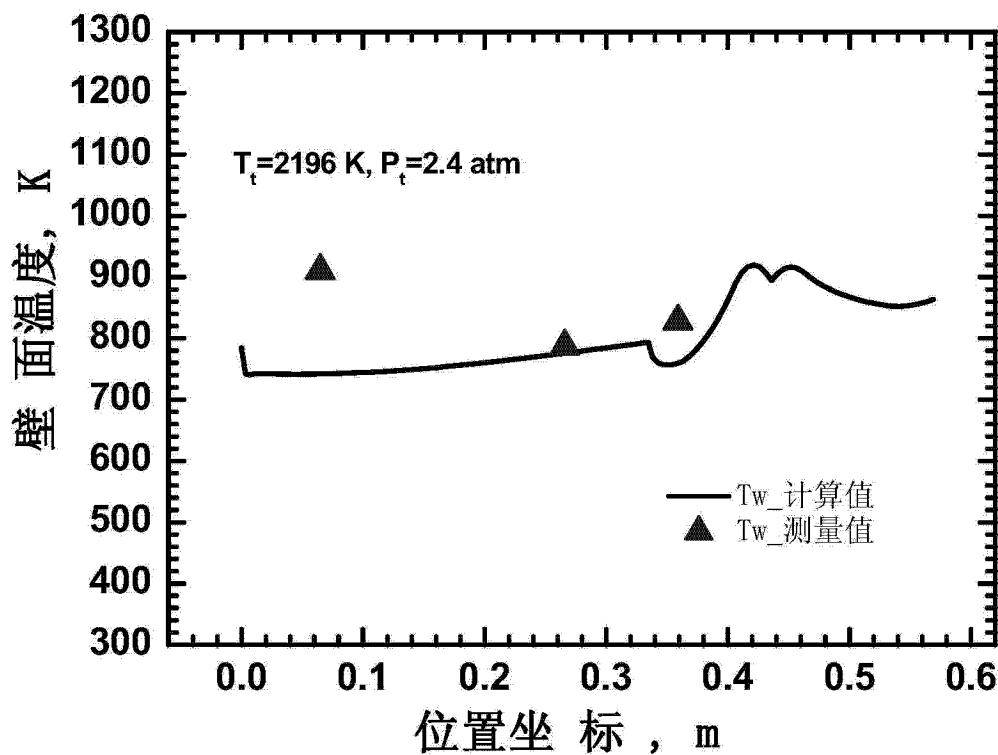


图 11