



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114922740 A

(43) 申请公布日 2022. 08. 19

(21) 申请号 202210610492.0

F02C 3/22 (2006.01)

(22) 申请日 2022.05.31

(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 范学军 程迪 张鑫

(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

专利代理师 焦海峰

(51) Int. Cl.

F02K 7/16 (2006.01)

F02K 3/00 (2006.01)

F02C 7/143 (2006.01)

F02C 7/18 (2006.01)

F02C 3/04 (2006.01)

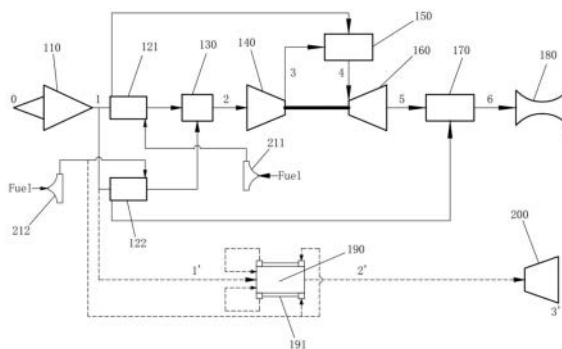
权利要求书2页 说明书10页 附图5页

(54) 发明名称

一种宽域吸气组合式空天发动机及其工作方法和应用

(57) 摘要

本发明提供了一种宽域吸气组合式空天发动机及其工作方法和应用,该空天发动机以氨作为燃料和冷却介质,其工作模态按照飞行马赫数主要包括Ma0~Ma2的纯涡轮模态、Ma2~Ma5的预冷模态和Ma5~Ma10的纯冲压模态。本发明构思合理,设计难度低,以氨作为燃料和冷却介质能使其在Ma0~Ma2的纯涡轮模态、Ma2~Ma5的预冷模态和Ma5~Ma10的纯冲压模态下高效工作运行,动力强劲,可以在有效利用氨的高热沉的同时,实现燃烧产物的无碳排放(产物为氮气和 水),有效拓展发动机的工作马赫数,缩短发动机的设计周期,降低成本,能在很大程度上避免使用氢或碳氢燃料面临的技术瓶颈,能够大幅提高飞行器的飞行马赫数范围,具备广阔的应用前景。



1. 一种宽域吸气组合式空天发动机,其特征在于:所述空天发动机以氨作为燃料和冷却介质,其工作模态按照飞行马赫数主要包括 $Ma_0 \sim Ma_2$ 的纯涡轮模态、 $Ma_2 \sim Ma_5$ 的预冷模态和 $Ma_5 \sim Ma_{10}$ 的纯冲压模态。

2. 如权利要求1所述的宽域吸气组合式空天发动机,其特征在于:所述空天发动机包括进气道、预冷器、混合器、压气机、预燃烧室、涡轮、主燃烧室和冲压燃烧室;

所述预冷器利用氨冷却介质对全部或部分来流空气进行预冷,其进气端通过管道连接所述进气道并通过所述进气道接收来流空气,输出端通过管道连接所述混合器的输入端;

所述混合器用于将所述预冷器冷却的空气进行混合,其出气端通过管道连接所述压气机的进气端;

所述压气机用于对预冷后温度降低的空气进行压缩,其出气端通过管道连接所述预燃烧室;所述压气机通过轴还与所述涡轮连接;

所述预燃烧室的出气端通过管道连接至所述涡轮的进气端,以将过量的空气与部分氨燃料燃烧后形成富氧燃气送入所述涡轮;

所述涡轮的出气端通过管道连接所述主燃烧室的进气端,所述主燃烧室的出气端连接有主路喷管;所述涡轮利用富氧燃气作为做功介质,驱动所述涡轮带动所述压气机压缩空气;所述主燃烧室将富氧燃气与另一部分氨燃料燃烧,形成高温燃气通过所述主路喷管排出,提供推力;

所述冲压燃烧室的进气端通过管道连接所述进气道,出气端通过管道连接有冲压喷管;所述冲压燃烧室将所述进气道接收的空气与氨燃料燃烧,形成高温燃气通过所述冲压喷管高速排出,为冲压模态的发动机提供推力。

3. 如权利要求2所述的宽域吸气组合式空天发动机,其特征在于:所述冲压燃烧室外壁布置有再生冷却通道,氨燃料流经所述再生冷却通道对所述冲压燃烧室进行冷却。

4. 如权利要求2所述的宽域吸气组合式空天发动机,其特征在于:所述预冷器包括第一预冷器和第二预冷器;所述第一预冷器和第二预冷器利用氨冷却介质对全部或部分来流空气进行预冷;所述第一预冷器还通过管道连接所述预燃烧室的内腔室;所述第二预冷器还通过管道连接所述主燃烧室的内腔室。

5. 如权利要求4所述的宽域吸气组合式空天发动机,其特征在于:所述第一预冷器和第二预冷器均为非接触式换热器,即来流空气和氨冷却介质通过换热器结构非接触换热。

6. 如权利要求4所述的宽域吸气组合式空天发动机,其特征在于:所述发动机还包括第一燃料泵和第二燃料泵;所述第一燃料泵的输出端通过管道与所述第一预冷器连通;所述第二燃料泵的输出端通过管道与所述第二预冷器连通。

7. 如权利要求2所述的宽域吸气组合式空天发动机,其特征在于:所述进气道的进气口大小可调,使得进入所述发动机的空气量符合预设值。

8. 一种如权利要求1至7所述的宽域吸气组合式空天发动机的工作方法,其特征在于,主要包括空天发动机在飞行马赫数为 $Ma_0 \sim Ma_2$ 的纯涡轮模态、 $Ma_2 \sim Ma_5$ 的预冷模态和 $Ma_5 \sim Ma_{10}$ 的纯冲压模态的工作模态下工作运行;

所述空天发动机的工作模态为涡轮模态时:利用进气道将来流空气引入压气机压缩增压,而后送入预燃烧室与第一燃料泵泵入的部分氨燃料燃烧,生成富氧燃气推动涡轮做功,最后在主燃烧室中,富氧燃气与第二燃料泵泵入的另一部分氨燃料燃烧,生成高温燃气经

主路喷管排出,提供推力;

所述空天发动机的工作模态为预冷模态时:利用进气道将来流空气引入后,首先经过预冷器内的氨冷却介质进行冷却,而后送入压气机压缩增压,后续步骤与涡轮模态一致;

所述空天发动机的工作模态为冲压模态时:第一燃料泵停止工作,第二燃料泵首先将低温氨燃料从储罐泵入冲压燃烧室壁面的再生冷却通道,吸热后的氨燃料而后进入冲压燃烧室,同进气道引入的空气燃烧,生成的高温燃气经冲压喷管排出,提供推力。

9.如权利要求1至7任一所述的宽域吸气组合式空天发动机在飞行器中的应用。

一种宽域吸气组合式空天发动机及其工作方法和应用

技术领域

[0001] 本发明涉及吸气式空天发动机技术领域,具体涉及一种宽域吸气组合式空天发动机及其工作方法和应用。

背景技术

[0002] 宽速域组合发动机是未来空天飞行器的核心部件,随着高超声速技术的发展,基于涡轮发动机与冲压发动机的组合发动机——涡轮基组合循环发动机成为最有发展前景的动力系统之一。涡轮基组合循环发动机具有水平起降,比冲高及宽飞行范围等优势,成为近年来高超声速动力领域的研究重点。但遗憾的是,目前可以工作到马赫数7以上的超燃冲压发动机还无法在马赫数4以下提供足够的推力,而现有的涡轮发动机也很难在马赫数3以上正常工作,形成了短期内难以逾越的“推力鸿沟”。为了解决这一问题,目前国内外提出了空气预冷的技术方案,以提升涡轮发动机的最高工作马赫数。

[0003] 目前,实现进气预冷的方式主要有两种,射流预冷和换热器预冷,相比于射流预冷,换热器预冷可以适应更高来流马赫数的工作范围。发动机工质的选择很关键,国际上主要研究氢燃料,还有部分学者研究了碳氢燃料。与氢燃料相比,氨具有更高的密度,可以将飞行器体积做的更小。而且氨不会给材料带来“氢脆”问题,简化了发动机的加工工艺和加工难度。同时氢的储存条件远比氨苛刻;与碳氢燃料相比,氨的燃烧产物中不含碳,更环保。而且氨在高温下不会像含碳燃料那样结焦积碳,堵塞换热管道,有望工作于比碳氢燃料马赫8以上的更高马赫数。

[0004] 因此,本发明选用氨作为燃料和预冷工质,提出了一种宽速域吸气组合式发动机。

发明内容

[0005] 针对上述背景技术中存在的问题,本发明提供了一种构思合理,设计难度低,动力强劲,工作效率高,能在很大程度上避免使用氢或碳氢燃料面临的技术瓶颈,能够大幅提高飞行器的飞行马赫数范围,具备广阔的应用前景的宽域吸气组合式空天发动机及其工作方法和应用。

[0006] 为解决上述技术问题,本发明提供一种宽域吸气组合式空天发动机,以氨作为燃料和冷却介质,其工作模态按照飞行马赫数主要包括Ma0~Ma2的纯涡轮模态、Ma2~Ma5的预冷模态和Ma5~Ma10的纯冲压模态。

[0007] 所述宽域吸气组合式空天发动机,其中:所述空天发动机包括进气道、预冷器、混合器、压气机、预燃烧室、涡轮、主燃烧室和冲压燃烧室;

[0008] 所述预冷器利用氨冷却介质对全部或部分来流空气进行预冷,其进气端通过管道连接所述进气道并通过所述进气道接收来流空气,输出端通过管道连接所述混合器的输入端;

[0009] 所述混合器用于将所述预冷器冷却的空气进行混合,其出气端通过管道连接所述压气机的进气端;

[0010] 所述压气机用于对预冷后温度降低的空气进行压缩,其出气端通过管道连接所述预燃烧室;所述压气机通过轴还与所述涡轮连接;

[0011] 所述预燃烧室的出气端通过管道连接至所述涡轮的进气端,以将过量的空气与部分氨燃料燃烧后形成富氧燃气送入所述涡轮;

[0012] 所述涡轮的出气端通过管道连接所述主燃烧室的进气端,所述主燃烧室的出气端连接有主路喷管;所述涡轮利用富氧燃气作为做功介质,驱动所述涡轮带动所述压气机压缩空气;所述主燃烧室将富氧燃气与另一部分氨燃料燃烧,形成高温燃气通过所述主路喷管排出,提供推力;

[0013] 所述冲压燃烧室的进气端通过管道连接所述进气道,出气端通过管道连接有冲压喷管;所述冲压燃烧室将所述进气道接收的空气与氨燃料燃烧,形成高温燃气通过所述冲压喷管高速排出,为冲压模态的发动机提供推力。

[0014] 所述宽域吸气组合式空天发动机,其中:所述冲压燃烧室外壁布置有再生冷却通道,氨燃料流经所述再生冷却通道对所述冲压燃烧室进行冷却。

[0015] 所述宽域吸气组合式空天发动机,其中:所述预冷器包括第一预冷器和第二预冷器;所述第一预冷器和第二预冷器利用氨冷却介质对全部或部分来流空气进行预冷;所述第一预冷器还通过管道连接所述预燃烧室的内腔室;所述第二预冷器还通过管道连接所述主燃烧室的内腔室。

[0016] 所述宽域吸气组合式空天发动机,其中:所述第一预冷器和第二预冷器均为非接触式换热器,即来流空气和氨冷却介质通过换热器结构非接触换热。

[0017] 所述宽域吸气组合式空天发动机,其中:所述发动机还包括第一燃料泵和第二燃料泵;所述第一燃料泵的输出端通过管道与所述第一预冷器连通;所述第二燃料泵的输出端通过管道与所述第二预冷器连通。

[0018] 所述宽域吸气组合式空天发动机,其中:所述进气道的进气口大小可调,使得进入所述发动机的空气量符合预设值。

[0019] 一种宽域吸气组合式空天发动机的工作方法,主要包括空天发动机在飞行马赫数为 $Ma_0 \sim Ma_2$ 的纯涡轮模态、 $Ma_2 \sim Ma_5$ 的预冷模态和 $Ma_5 \sim Ma_{10}$ 的纯冲压模态的工作模态下工作运行;

[0020] 所述空天发动机的工作模态为涡轮模态时:利用进气道将来流空气引入压气机压缩增压,而后送入预燃烧室与第一燃料泵泵入的部分氨燃料燃烧,生成富氧燃气推动涡轮做功,最后在主燃烧室中,富氧燃气与第二燃料泵泵入的另一部分氨燃料燃烧,生成高温燃气经主路喷管排出,提供推力;

[0021] 所述空天发动机的工作模态为预冷模态时:利用进气道将来流空气引入后,首先经过预冷器内的氨冷却介质进行冷却,而后送入压气机压缩增压,后续步骤与涡轮模态一致;

[0022] 所述空天发动机的工作模态为冲压模态时:第一燃料泵停止工作,第二燃料泵首先将低温氨燃料从储罐泵入冲压燃烧室壁面的再生冷却通道,吸热后的氨燃料而后进入冲压燃烧室,同进气道引入的空气燃烧,生成的高温燃气经冲压喷管排出,提供推力。

[0023] 一种宽域吸气组合式空天发动机在飞行器中的应用。

[0024] 采用上述技术方案,本发明具有如下有益效果:

[0025] 本发明宽域吸气组合式空天发动机结构设计合理,动力强劲,工作稳定且效率高,可以利用氨作为燃料和预冷工质,能在很大程度上避免使用氢或碳氢燃料面临的技术瓶颈,包括飞行器体积,材料的“氢脆”,苛刻的储存条件,燃烧产物的碳污染及换热管道的结焦积碳;从而降低了设计难度,提高了可行性;与航空涡轮发动机相比,其最高飞行马赫数可以从Ma3扩展到Ma5+;与冲压发动机相比,可以直接从地面静止状态开始工作,这种新型的宽域吸气组合式空天发动机能够大幅提高飞行器的飞行马赫数范围(能够工作于马赫0-10),具有广阔的应用前景。

[0026] 本发明通过3种工作模态的转换,应用于飞行器上可以实现变工况、宽速域飞行,使用氨作为预冷介质和燃料,可以在有效利用氨的高热沉的同时,实现燃烧产物的无碳排放(产物为氮气和水),有效拓展发动机的工作马赫数,缩短发动机的设计周期,降低成本。

附图说明

[0027] 为了更清楚地说明本发明具体实施方式或现有技术中的技术方案下面将对具体实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图是本发明的一些实施方式,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0028] 图1为本发明宽域吸气组合式空天发动机的结构示意图;

[0029] 图2为本发明宽域吸气组合式空天发动机在不同温度下氨的热沉曲线示意图;

[0030] 图3为本发明宽域吸气组合式空天发动机在不同温度下氨在管式反应器中的分解率曲线示意图;

[0031] 图4为本发明宽域吸气组合式空天发动机在涡轮模态下发动机中空气的热力循环温熵图;

[0032] 图5为本发明宽域吸气组合式空天发动机在预冷模态下发动机中空气的热力循环温熵图;

[0033] 图6为本发明宽域吸气组合式空天发动机在冲压模态下发动机中空气的热力循环温熵图;

[0034] 图7为本发明宽域吸气组合式空天发动机在涡轮和预冷模态下不同飞行马赫数的发动机比推力随压气机增压比的变化曲线示意图;

[0035] 图8为本发明宽域吸气组合式空天发动机在涡轮和预冷模态下不同飞行马赫数的发动机比冲随压气机增压比的变化曲线示意图;

[0036] 图9为本发明宽域吸气组合式空天发动机在冲压模态下发动机比推力随来流马赫数的变化曲线示意图;

[0037] 图10为本发明宽域吸气组合式空天发动机在冲压模态下发动机比冲随来流马赫数的变化曲线示意图。

[0038] 附图标记说明:110-进气道、121-第一预冷器、122-第二预冷器、130-混合器、140-压气机、150-预燃烧室、160-涡轮、170-主燃烧室、180-主路喷管、190-冲压燃烧室、191-再生冷却通道、200-冲压喷管、211-第一燃料泵、212-第二燃料泵。

具体实施方式

[0039] 下面将结合附图对本发明的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例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。

[0040] 下面结合具体的实施方式对本发明做进一步的解释说明。

[0041] 如图1所示,本发明宽域吸气组合式空天发动机,包括进气道110、第一预冷器121、第二预冷器122、混合器130、压气机140、预燃烧室150、涡轮160、主燃烧室170、主路喷管180、冲压燃烧室190、再生冷却通道191、冲压喷管200、第一燃料泵211和第二燃料泵212。

[0042] 该进气道110用于接收来流空气;该进气道110的进气口大小可调,使得进入吸气组合式发动机的空气量符合预设值。

[0043] 该第一预冷器121和第二预冷器122的进气端均通过管道连接该进气道110并通过进气道110接收来流空气;该第一预冷器121和第二预冷器122的出气端通过管道连接混合器130的进气端;该第一预冷器121还通过管道与预燃烧室150的内腔室连接,该第二预冷器122还通过管道与主燃烧室170的内腔室连接。该第一预冷器121和第二预冷器122利用冷却介质对全部或部分来流空气进行预冷;其中,该冷却介质为氨;该第一预冷器121和第二预冷器122为非接触式换热器,即来流空气和冷却介质通过换热器结构非接触换热。

[0044] 该混合器130的出气端通过管道连接压气机140的进气端,该混合器130将第一预冷器121和第二预冷器122冷却的空气进行混合,送入压气机140。

[0045] 该压气机140用于对预冷后温度降低的空气进行压缩,其出气端通过管道连接预燃烧室150的进气端;该压气机140还与该涡轮160连接;压气机140通过轴与涡轮160连接,燃气推动涡轮膨胀做功时,通过轴带动压气机做功压缩空气。

[0046] 该预燃烧室150的出气端通过管道与该涡轮160的进气端连接,以将过量的空气与部分氨燃烧,形成富氧燃气送入涡轮160。

[0047] 该涡轮160的出气端通过管道连接该主燃烧室170的进气端;其中,该涡轮160利用富氧燃气作为做功介质,驱动涡轮160带动压气机140压缩空气;该涡轮160前设置预燃烧室150,通过调整预燃烧室150内空气与燃料的配料比,可以控制涡轮160的进气温度不超过其耐温极限。

[0048] 该主燃烧室170的出气端连接主路喷管180,该主燃烧室170将富氧燃气与另一部分氨燃烧,形成高温燃气通过主路喷管180排出,提供推力。

[0049] 该冲压燃烧室190的进气端通过管道连接该进气道110,出气端通过管道连接冲压喷管200;该冲压燃烧室190将进气道110接收的空气与氨燃烧,形成高温燃气通过冲压喷管200高速排出,为冲压模态的发动机提供推力。其中,该冲压燃烧室190外壁还布置有再生冷却通道191,燃料流经再生冷却通道191对冲压燃烧室190进行冷却。

[0050] 该第一燃料泵211和第二燃料泵212的输入端均连接燃料储罐的输出端,该第一燃料泵211的输出端通过管道与第一预冷器121连通,该第二燃料泵212的输出端通过管道与第二预冷器122连通。该第一燃料泵211和第二燃料泵212用于将燃料储罐中的低温燃料送往第一预冷器121、第二预冷器122和冲压燃烧室190。

[0051] 本发明宽域吸气组合式空天发动机,按照飞行马赫数主要可分为3种工作模态,即纯涡轮模态(Ma0~Ma2)、预冷模态(Ma2~Ma5)和纯冲压模态(Ma5~Ma10)。

[0052] 本发明宽域吸气组合式空天发动机的工作方法,具体为:

[0053] (1) 发动机的工作模态为涡轮模态时,利用进气道110将来流空气引入压气机140压缩增压;而后送入预燃烧室150与第一燃料泵211泵入的部分燃料燃烧,生成富氧燃气推动涡轮160做功;最后在主燃烧室170中,富氧燃气与第二燃料泵212泵入的另一部分燃料燃烧,生成高温燃气经喷管180排出,提供推力;

[0054] (2) 发动机的工作模态为预冷模态时,利用进气道110将来流空气引入后,首先经过第一预冷器121和第二预冷器122的冷却,而后送入压气机140压缩增压,后续步骤与涡轮模态一致;

[0055] (3) 发动机的工作模态为冲压模态时,第一燃料泵211停止工作,第二燃料泵212首先将低温燃料从储罐泵入冲压燃烧室190外壁的再生冷却通道191,吸热后的燃料而后进入冲压燃烧室190,同进气道110引入的空气燃烧,生成的高温燃气经冲压喷管200排出,提供推力。

[0056] 为了对本发明宽域吸气组合式空天发动机的性能参数作出评估,下面进行详细说明。以下说明中,来流空气均假设为1kg/s,对应的燃料流量为1kg/s空气完全燃烧的所需量。

[0057] 本发明宽域吸气组合式空天发动机的性能评估方法,是对发动机以氨为燃料工作在涡轮模态、预冷模态和纯冲压模态下的性能进行评估。

[0058] 其中,本发明宽域吸气组合式空天发动机以氨为燃料在涡轮模态下的工作过程为:空气的热力循环温熵图如图4所示。图4中,0-1为空气在进气道110内的压缩增压过程,1-3为空气在压气机140内的压缩增压过程,3-4为空气在预燃烧室150内的热附加过程,4-5为空气在涡轮160内的膨胀做功过程,5-6为空气在主燃烧室170内的热附加过程,6-7为空气在主路喷管180内的膨胀过程。

[0059] 本发明宽域吸气组合式空天发动机以氨为燃料工作在涡轮模态下的性能评估方法具体为:

[0060] 涡轮模态下,经进气道110压缩增压后的空气不经过第一预冷器121、第二预冷器122和混合器130,直接进入压气机140。第一燃料泵211和第二燃料泵212泵出的燃料不经过第一预冷器121、第二预冷器122,直接进入预燃烧室150和主燃烧室170。

[0061] 假设空气为热完全气体,定压比热容和比热比均为常数,其中定压比热容 $c_p = 1.09 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$,比热比 $\gamma = 1.36$,假设来流空气的流量恒为1kg/s;

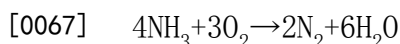
[0062] 给定飞行高度和马赫数, T_{t1} 和 P_{t1} 可由如下公式计算:

$$[0063] \quad P_{t1} = \sigma_s \cdot P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$

$$[0064] \quad T_{t1} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) \quad (2)$$

[0065] 式(1)和式(2)中, P_0 和 T_0 分别为来流空气的静压和静温; P_{t1} 和 T_{t1} 分别为来流空气经进气道压缩增压后的总压和总温; σ_s 为进气道总压恢复系数; γ 为空气比热比; Ma 为来流马赫数。

[0066] 空气在预燃烧室150中与氨燃烧,燃烧的化学方程式为:



[0068] 分析中假设在预燃烧室150内同1kg/s空气进行燃烧的氨的流量为0.3倍化学计量比燃烧所需量。

[0069] 在预燃烧室150内,满足如下能量守恒关系:

$$[0070] \quad c_p (T_{t4} - T_{t3}) = \eta_b \cdot 0.3 f_{st} \cdot h_{PR} \quad (3)$$

[0071] 式(3)中, η_b 为燃烧效率; f_{st} 为燃料/空气化学计量比; h_{PR} 为燃料的热值; T_{t3} 和 T_{t4} 分别为空气经预燃烧室150加热前后的总温。

[0072] 主燃烧室170内,满足如下能量守恒关系:

$$[0073] \quad c_p (T_{t6} - T_{t5}) = \eta_b \cdot 0.7 f_{st} \cdot h_{PR} \quad (4)$$

[0074] 式(4)中, T_{t5} 和 T_{t6} 分别为空气经主燃烧室170加热前后的总温;

[0075] 对于1kg/s的来流空气,由涡轮160和压气机140共同工作条件,并且忽略燃气与空气定压比热容和流量的差别,可得:

$$[0076] \quad c_p (T_{t3} - T_{t2}) = c_p (T_{t4} - T_{t5}) \quad (5)$$

[0077] 式(5)中, T_{t2} 为压气机140的入口空气总温。

[0078] 综上可得,发动机的主燃烧室170加热后的总温 T_{t6} 为:

$$[0079] \quad T_{t6} = \frac{\eta_b f_{st} h_{PR}}{c_p} + T_{t2} \quad (6)$$

[0080] 主路喷管180的速度系数:

$$[0081] \quad \varphi = \frac{C_7}{C_{6s}} = \frac{\sqrt{2c_p (T_{t6} - T_7)}}{\sqrt{2c_p (T_{t6} - T_{6s})}} \quad (7)$$

[0082] 式(7)中, C_7 为空气在主路喷管180的实际出口流速, C_{6s} 为空气在主路喷管180的理想定熵出口流速;

[0083] 主路喷管180的实际出口流速:

$$[0084] \quad C_7 = \sqrt{2c_p (T_{t6} - T_7)} = \varphi \sqrt{2c_p \left(T_{t2} + \frac{\eta_b f_{st} h_{PR}}{c_p} \right) \left(1 - \frac{1}{\sigma_s^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)} \cdot \left(\frac{\pi_e}{\pi_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (8)$$

[0085] 式(8)中, π_c 为压气机140的增压比, π_e 为涡轮160的膨胀比, σ_s 为进气道110的总压恢复系数;

[0086] 压气机140的增压比:

$$[0087] \quad \pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \left(\frac{T_{t,2s}}{T_{t2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9)$$

[0088] 涡轮160的膨胀比:

$$[0089] \quad \pi_e = \frac{P_{t4}}{P_{t5}} = \left(\frac{T_{t4}}{T_{t,4s}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (10)$$

[0090] 定义压气机140的压缩效率及涡轮160的膨胀效率:

$$[0091] \quad \eta_c = \frac{T_{t,2s} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t2}} \quad (11)$$

$$[0092] \quad \eta_e = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t,4s}} \quad (12)$$

[0093] 式(9)-(12)中, $T_{t,3}$ 为空气经压气机140压缩后的实际总温, $T_{t,2s}$ 为空气经压气机140压缩后的理想定熵总温; $T_{t,5}$ 为空气经涡轮160膨胀做功后的实际总温, $T_{t,4s}$ 为空气经涡轮160膨胀做功后的理想定熵总温。

[0094] 涡轮模态下发动机的比推力可由如下公式计算:

$$[0095] \quad F_{SP} = (1 + f_{st})C_7 - C_0 = (1 + f_{st})\varphi \sqrt{2c_p \left(T_{t,2} + \frac{\eta_b f_{st} h_{PR}}{c_p} \right) \left(1 - \frac{1}{\sigma_s^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)} \cdot \left(\frac{\pi_e}{\pi_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} - C_0 \quad (13)$$

[0096] 式(13)中, C_0 为来流空气流速;

[0097] 涡轮模态下发动机的比冲可由如下公式计算:

$$[0098] \quad I_{SP} = \frac{F_{SP}}{f_{st} \cdot g} \quad (14)$$

[0099] 式(14)中, g 为重力加速度。

[0100] 计算了飞行速度Ma2, 动压45kPa时, 涡轮模态下本发明宽域吸气组合式空天发动机的比推力及比冲随压气机140增压比的变化曲线, 分别如图7, 8所示。分析过程中假设压气机140的压缩效率和涡轮160的膨胀效率均为0.7, 燃烧效率为0.9, 主路喷管180的速度系数为0.9, 飞行速度Ma2对应的进气道110的总压恢复系数为0.83。

[0101] 本发明宽域吸气组合式空天发动机以氨为燃料在预冷模态下的工作过程为:

[0102] 本发明宽域吸气组合式空天发动机的工作模态为预冷模态时, 空气的热力循环熵图如图5所示。图5中, 0-1为空气在进气道110内的压缩增压过程, 1-2为空气在第一预冷器121和第二预冷器122内的释热过程以及混合器130内的混合过程, 2-3为空气在压气机140内的压缩增压过程, 3-4为空气在预燃烧室150内的热附加过程, 4-5为空气在涡轮160内的膨胀做功过程, 5-6为空气在主燃烧室170内的热附加过程, 6-7为空气在主路喷管180内的膨胀过程。

[0103] 本发明宽域吸气组合式空天发动机以氨为燃料工作在预冷模态下的性能评估方法具体为:

[0104] 预冷模态下, 相比于涡轮模态, 经进气道110压缩增压后的空气要先经过第一预冷器121和第二预冷器122的冷却, 再经过混合器130的混合, 然后才进入压气机140进行压缩; 第一燃料泵211和第二燃料泵212泵出的燃料要先经过第一预冷器121和第二预冷器122的气化, 然后才进入预燃烧室150和主燃烧室170进行燃烧; 其他过程与涡轮模态无异。

[0105] 与涡轮模态相比, 预冷模态仅仅多了三个部件, 因此, 性能评估的方法与涡轮模态无异, 唯一的区别就是需要考虑到空气与燃料在预冷器内的换热。

[0106] 空气流经第一预冷器121和第二预冷器122时, 其热计算参考效能—传热单元数法, 预冷器的效能 ε 定义为:

$$[0107] \quad \varepsilon = \frac{|T_{in} - T_{out}|_{\max}}{(T_{h,in} - T_{c,in})} \quad (15)$$

[0108] 本发明宽域吸气组合式空天发动机的第一预冷器121和第二预冷器122为逆流式换热器, 式(15)中 $T_{h,in}$ 和 $T_{c,in}$ 分别为预冷器空气侧和燃料侧的入口流体温度, 分子为预冷器空气侧或燃料侧进出口实际温差的较大值; 本发明假设预冷器的换热效能为0.8;

[0109] 同样,预冷模态下发动机的比推力可由如下公式计算:

$$[0110] \quad F_{SP} = (1 + f_{st})C_7 - C_0 = (1 + f_{st})\varphi \sqrt{2c_p \left(T_{t2} + \frac{\eta_b f_{st} h_{PR}}{c_p} \right) \left(1 - \frac{1}{\sigma_s^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) \cdot \left(\frac{\pi_e}{\pi_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} - C_0 \quad (16)$$

[0111] 式(16)中, C_0 为来流空气流速; T_{t2} 为空气在第一预冷器121和第二预冷器122内释热后,再经混合器130混合后的总温; φ 为主路喷管180的速度系数; η_b 为燃烧效率; f_{st} 为燃料/空气化学计量比; h_{PR} 为燃料的热值; σ_s 为进气道总压恢复系数; π_c 为压气机140的增压比; π_e 为涡轮160的膨胀比; Ma 为来流马赫数。

[0112] 预冷模态下发动机的比冲可由如下公式计算:

$$[0113] \quad I_{SP} = \frac{F_{SP}}{f_{st} \cdot g} \quad (17)$$

[0114] 式(17)中, g 为重力加速度。

[0115] 计算了飞行速度Ma2和Ma5,动压45kPa时,预冷模态下本发明宽域吸气组合式空天发动机的比推力及比冲随压气机140增压比的变化曲线,分别如图7,8所示。分析过程中假设压气机140的压缩效率和涡轮160的膨胀效率均为0.7,燃烧效率为0.9,主路喷管180的速度系数为0.9,飞行速度Ma2和Ma5对应的进气道110的总压恢复系数分别为0.83和0.22。

[0116] 本发明宽域吸气组合式空天发动机以氨为燃料在冲压模态下的工作过程为:

[0117] 本发明宽域吸气组合式空天发动机的工作模态为冲压模态时,空气的热力循环温熵图如图6所示。图6中,0-1'为空气在进气道110内的压缩增压过程,1'-2'为空气在冲压燃烧室190内的热附加过程,2'-3'为空气在冲压喷管200内的膨胀过程。

[0118] 本发明宽域吸气组合式空天发动机以氨为燃料工作在冲压模态下的性能评估方法具体为:

[0119] 进气道110压缩过程的动能效率:

$$[0120] \quad \eta_{KE,c} = \frac{C_x^2}{C_0^2} \quad (18)$$

[0121] 式(18)中, C_x 为进气道110的出口气流理想定熵膨胀到自由流静压时能达到的速度; C_0 为进气道来流空气的速度。

[0122] 冲压燃烧室190燃烧过程的动能效率:

$$[0123] \quad \eta_{KE,b} = \frac{C_Y^2}{C_X^2} \cdot \frac{T_{t1'}}{T_{t2'}} = \frac{C_Y^2}{C_X^2} \cdot \frac{1}{\tau_b} \quad (19)$$

[0124] 式(19)中, C_Y 为冲压燃烧室190的出口气流经冲压喷管200理想定熵膨胀到自由流静压时能达到的速度; τ_b 为冲压燃烧室190的总温比。

[0125] 冲压燃烧室190的总温比:

$$[0126] \quad \tau_b = \frac{1}{1 + f_{st}} \left(1 + \frac{\eta_b f_{st} h_{PR}}{c_p T_{t0}} \right) \quad (20)$$

[0127] 式(20)中 T_{t0} 为来流空气总温。

[0128] 冲压喷管200膨胀过程的动能效率为:

$$[0129] \quad \eta_{KE,e} = \frac{C_{3'}^2}{C_Y^2} \quad (21)$$

[0130] 式(21)中 $C_{3'}$ 为冲压喷管200的出口气流速度。

[0131] 冲压模态下发动机的比推力计算式为:

$$[0132] \quad F_{SP} = (1+f_{st}) \cdot C_{3'} - C_0 \quad (22)$$

[0133] 将式(22)用式(18)~(21)表示,可以简化为:

$$[0134] \quad F_{SP} = C_0 \left\{ \sqrt{\eta_{KEO} (1+f_{st}) \left[1 + \frac{\eta_b f_{st} h_{PR}}{c_p T_{10}} \right]} - 1 \right\} \quad (23)$$

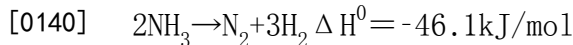
[0135] 式(23)中,总动能效率:

$$[0136] \quad \eta_{KEO} = \eta_{KE,c} \cdot \eta_{KE,b} \cdot \eta_{KE,e} \quad (24)$$

[0137] 冲压模态下发动机的比冲计算式为:

$$[0138] \quad I_{SP} = \frac{F_{SP}}{f_{st} \cdot g} \quad (25)$$

[0139] 氨在冲压燃烧室190外壁的再生冷却通道191内吸热后会发生分解,分解产物为 N_2 和 H_2 ,氨热分解的化学方程式为:



[0141] 1mol氨完全分解需要吸收46.1kJ的热量。

[0142] 假设对于该吸气组合式发动机,在Ma6~Ma10飞行工况下的冲压燃烧室190壁面热流密度分别为1~5MW/m²(Ma5飞行工况下不考虑氨的热分解),冲压燃烧室190外壁的单个再生冷却通道191内径2mm,长度1.5m,单个再生冷却通道191的 NH_3 的流量为2.5g/s,则对应Ma6~Ma10的飞行工况,再生冷却通道191的加热功率约为:

$$[0143] \quad P = \pi d l \cdot q = \pi \cdot 0.002 \cdot 1.5 \cdot (1 \sim 5 \text{ MW/m}^2) = 9.42 \sim 47.12 \text{ kW} \quad (26)$$

[0144] 管式反应器中,氨在不同加热温度下的分解率曲线示意图如图3所示。

[0145] 本发明对比了考虑氨热分解及不考虑氨热分解情况下,本发明宽域吸气组合式空天发动机的性能优劣,并与传统碳氢燃料冲压发动机进行了对比。可以发现,与不考虑氨热分解的情况相比,氨在再生冷却通道191内热分解为 N_2 和 H_2 后,本发明宽域吸气组合式空天发动机的比推力和比冲得到明显提高。并且,本发明宽域吸气组合式空天发动机的比推力明显高于传统碳氢燃料冲压发动机,可以为飞行器的持续加速提供更大推力;而且受碳氢燃料在再生冷却通道191内的结焦积碳所限,传统碳氢燃料冲压发动机最高仅可加速到Ma8,而本发明宽域吸气组合式空天发动机加速到Ma10仍有约300s的比冲,相当于液氧煤油火箭发动机的比冲,可正常工作。不失一般性,分析过程中假设燃烧效率为0.9,总动能效率为0.7,针对所有来流马赫数,飞行动压均设为45kPa。

[0146] 本发明宽域吸气组合式空天发动机应用于飞行器上时,当飞行器起飞时,发动机冲压涵道关闭,直至飞行马赫2发动机以纯涡轮模态工作;飞行速度超过Ma2,可开启预冷器,用氨冷却来流高温空气,发动机处于预冷涡轮模态;飞行速度~Ma4.5,可开启冲压发动机涵道,同时逐渐关闭涡轮涵道,使得冲压涵道空气流量占总空气来流的比例逐步提高,发动机处于协同工作模态;当飞行速度超过Ma5,发动机涡轮停止工作,只依靠冲压涵道提供推力,发动机处于纯冲压模态;通过3种工作模式的转换,飞行器可以实现变工况、宽速域飞

行。

[0147] 本发明设计难度低,动力强劲,工作稳定且效率高,能在很大程度上避免使用氢或碳氢燃料面临的技术瓶颈,能够大幅提高飞行器的飞行马赫数范围,具备广阔的应用前景。

[0148] 最后应说明的是:以上各实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述各实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分或者全部技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的范围。

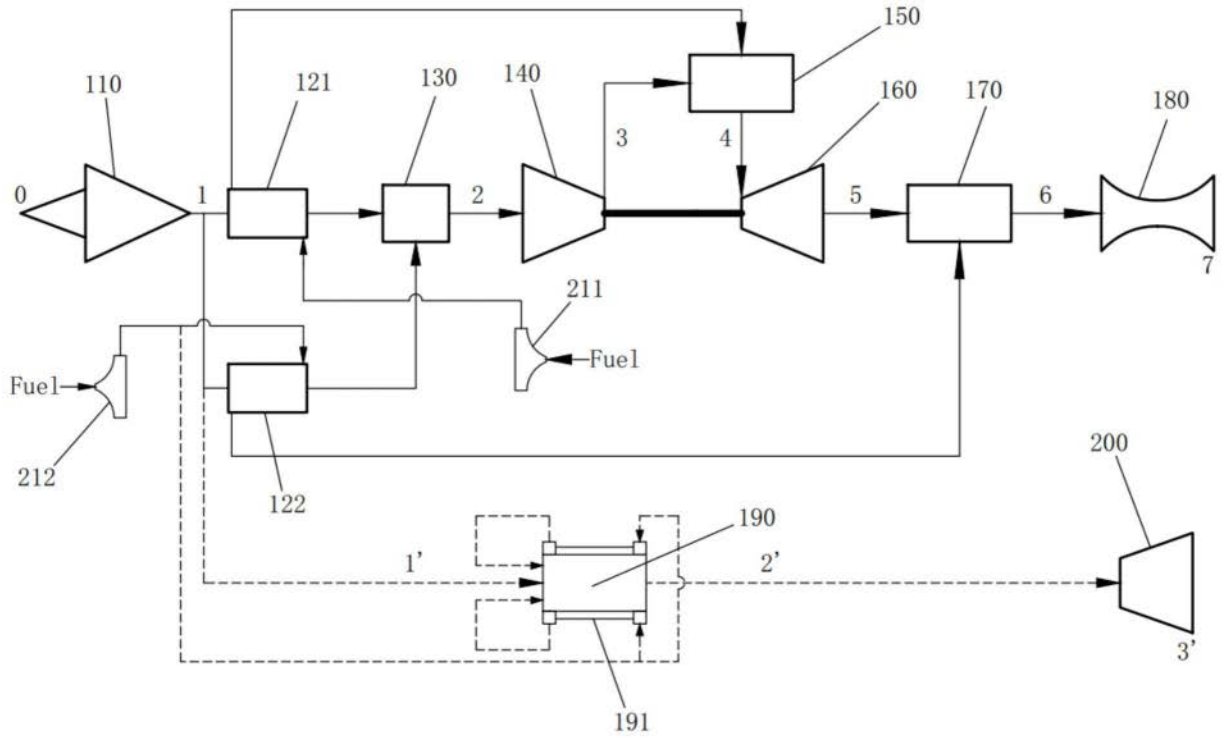


图1

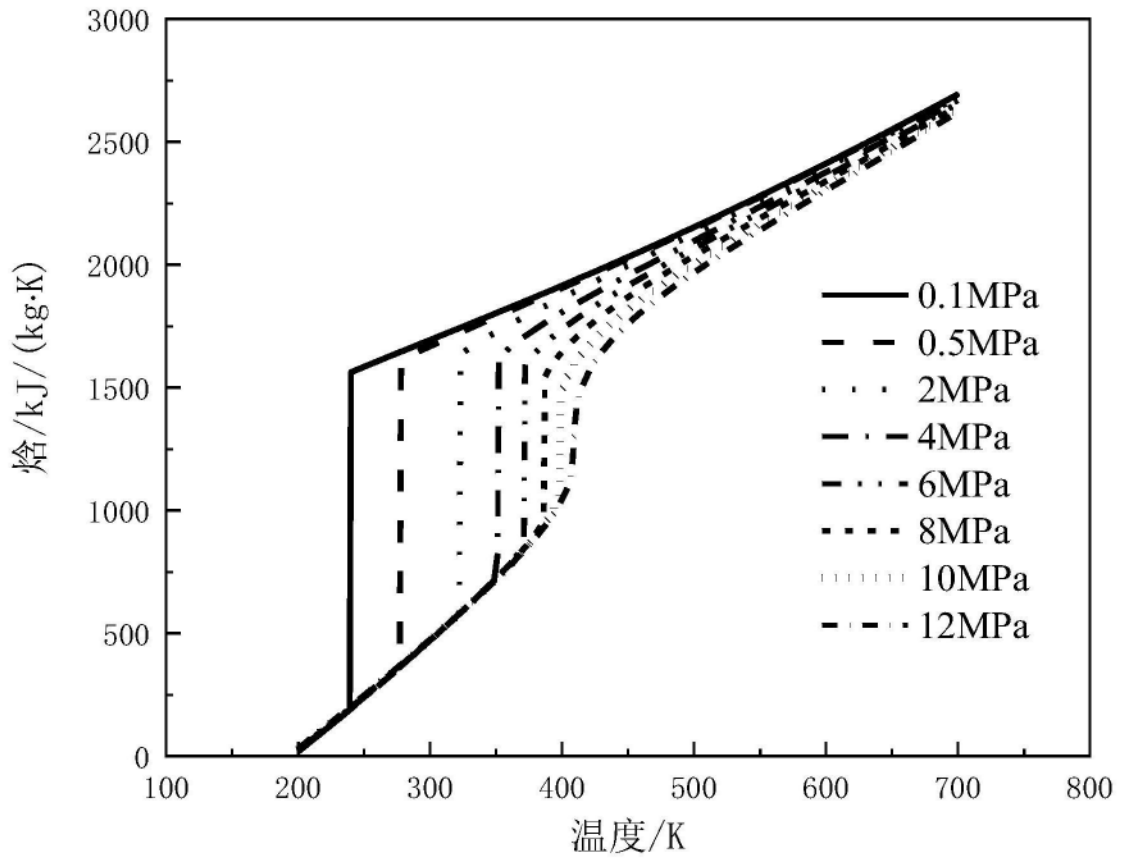


图2

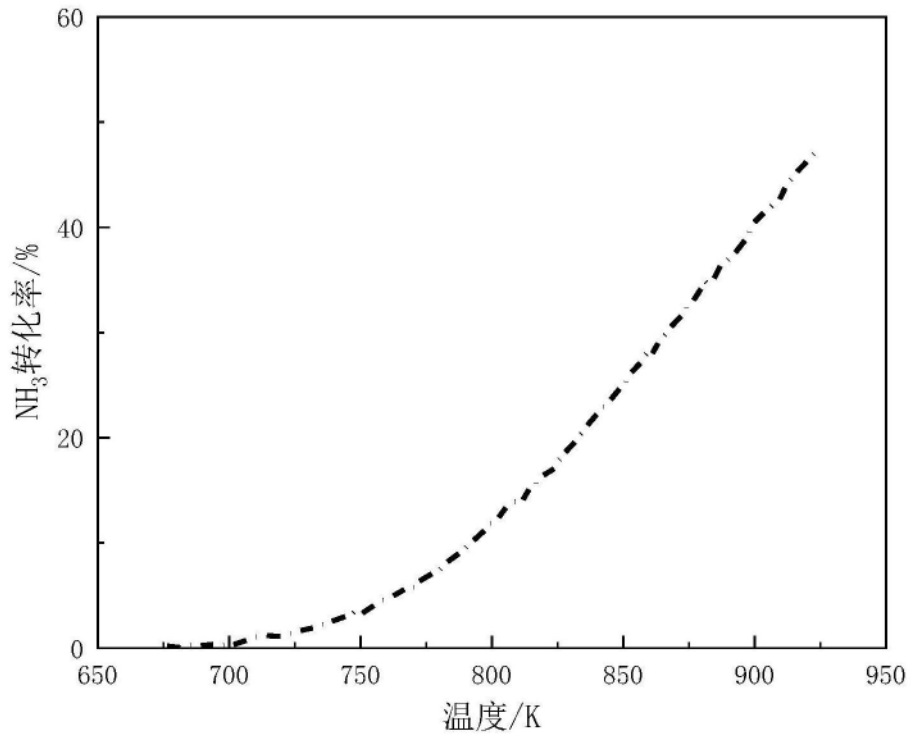


图3

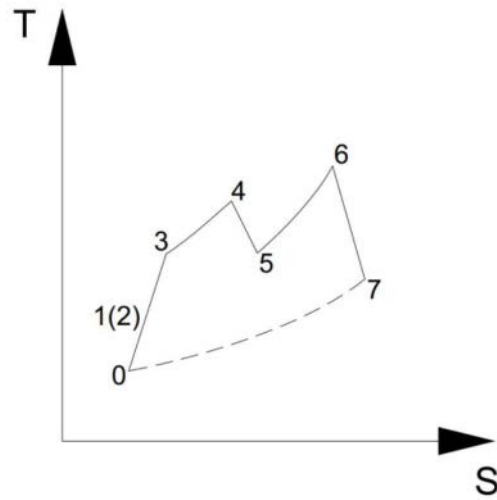


图4

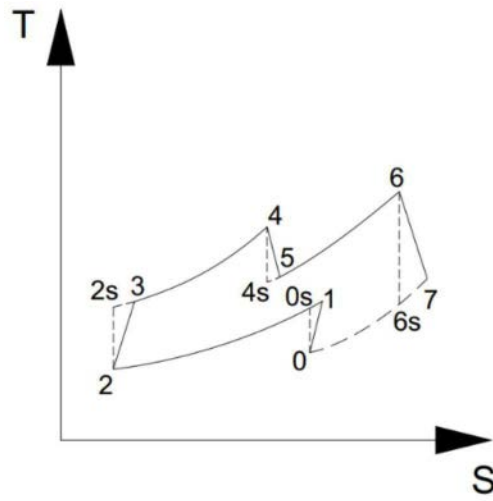


图5

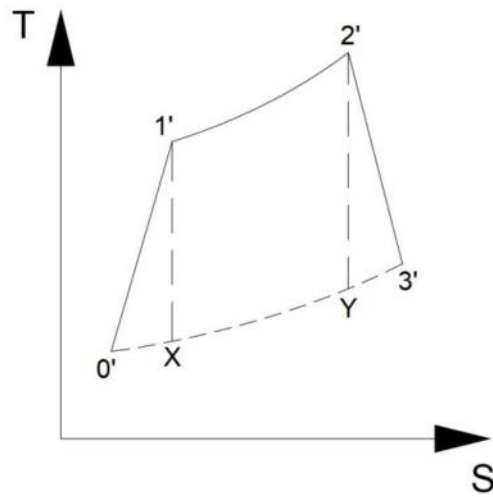


图6

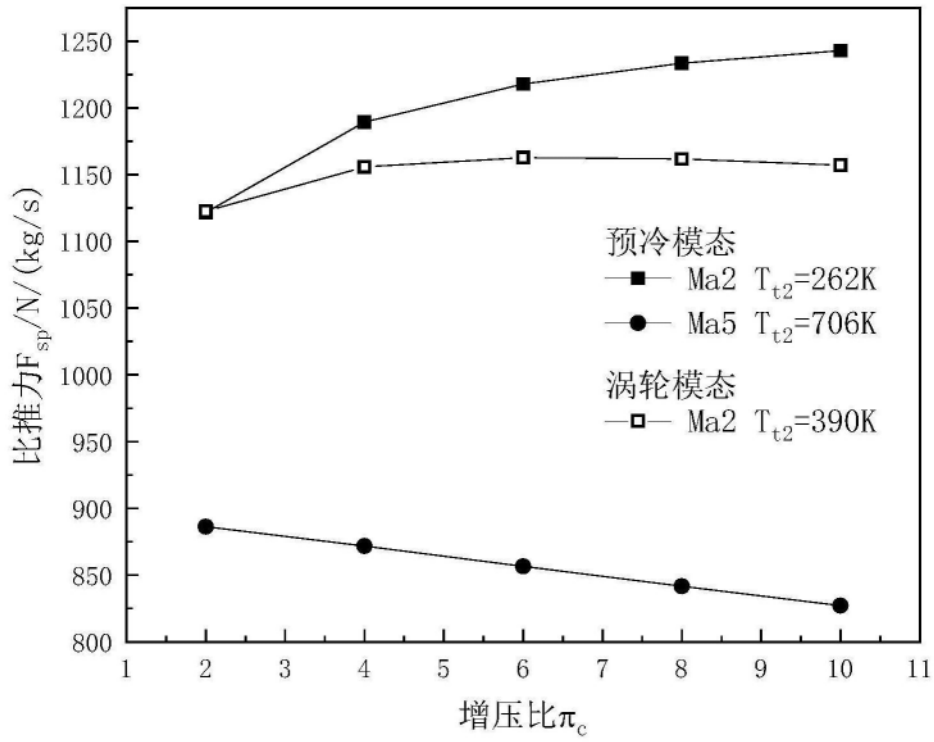


图7

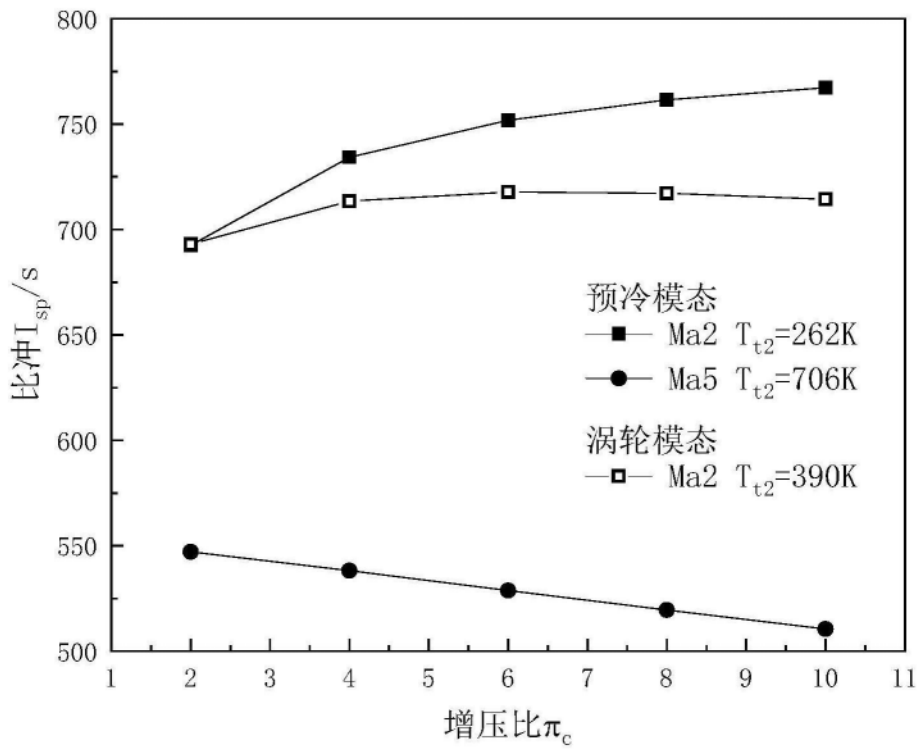


图8

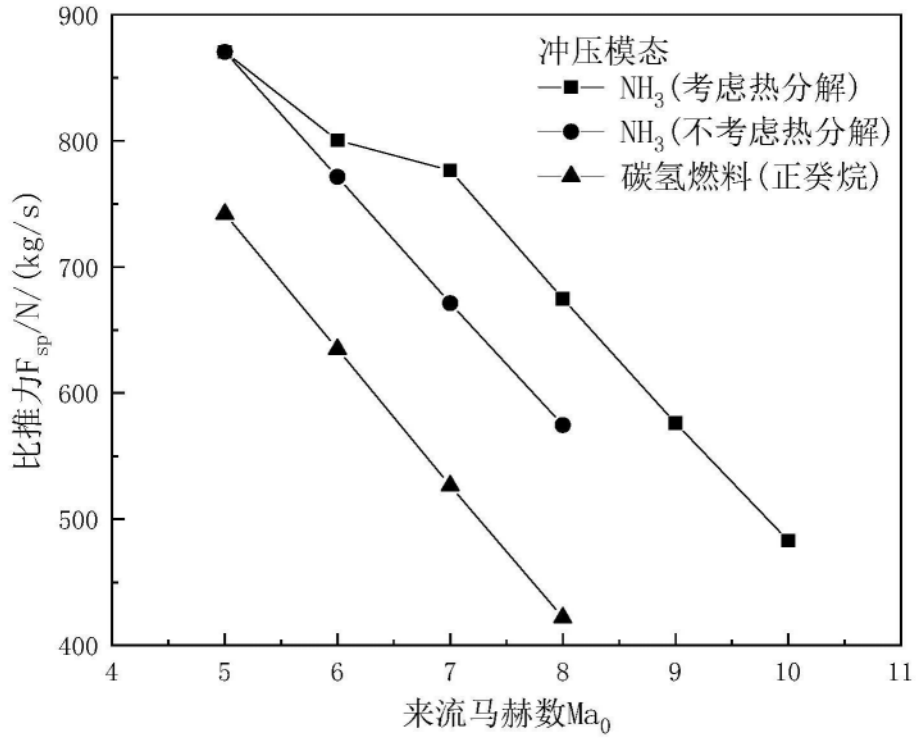


图9

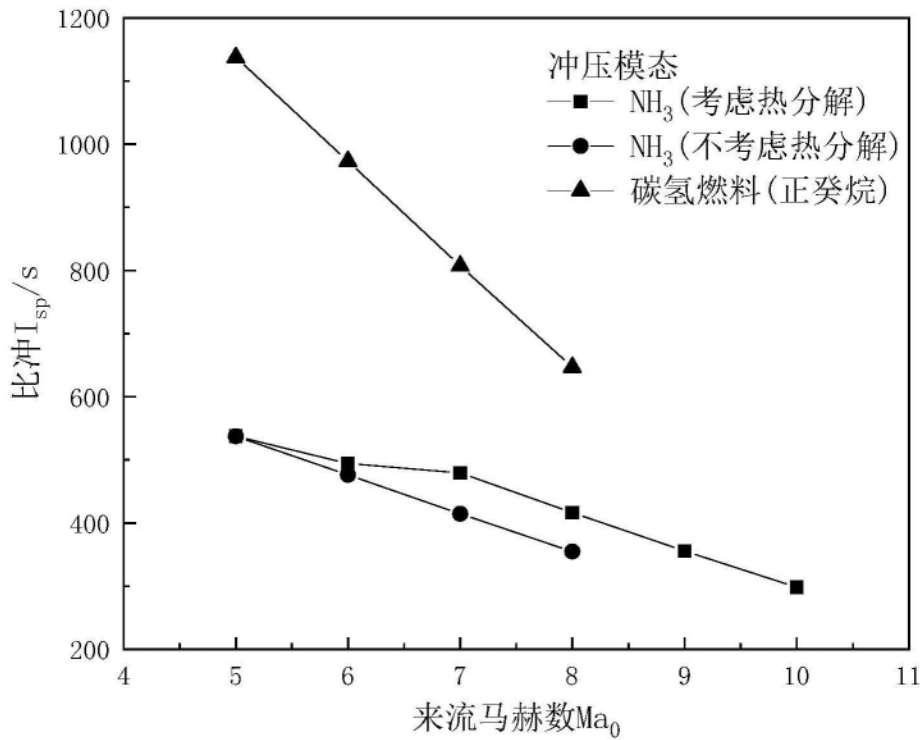


图10