



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107842442 B

(45)授权公告日 2020.09.18

(21)申请号 201711102132.5

(22)申请日 2017.11.10

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 107842442 A

(43)申请公布日 2018.03.27

(73)专利权人 中国空气动力研究与发展中心计
算空气动力研究所

地址 621052 四川省绵阳市涪城区二环路
南段6号

专利权人 邱名

(72)发明人 邱名 范召林 肖中云

(74)专利代理机构 成都九鼎天元知识产权代理
有限公司 51214

代理人 沈强

(51)Int.Cl.

F02K 7/00(2006.01)

F02K 1/78(2006.01)

H02K 44/08(2006.01)

F23R 3/42(2006.01)

F23R 3/28(2006.01)

审查员 胡浩

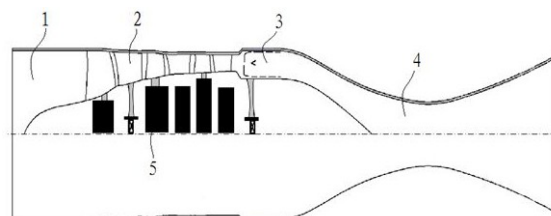
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

一种航空发动机

(57)摘要

本发明公开了一种航空发动机,包括进气道、压气机、燃烧室和喷管,气流通过进气道进入压气机,压缩后再进入燃烧室,燃烧后通过喷管排出,所述发动机内不设置有涡轮,由电机驱动压气机工作;本发明中最大的创新点就在于在发动机中取消了涡轮及相应的冷却系统,用等离子热射流发电、用电机驱动压气机,从而解决了目前涡轮前总温受限制的问题。



1. 一种航空发动机,包括进气道、压气机、燃烧室和喷管,气流通过进气道进入压气机,压缩后再进入燃烧室,燃烧后通过喷管排出,其特征在于所述发动机内不设置有涡轮,由电机驱动压气机工作,所述燃烧室采用等压燃烧,所述喷管前段喷油进行等温燃烧,所述电机设置在压气机的轮毂内,所述压气机具有若干级,压气机的轮毂内设置有若干个电机,每一个电机驱动一级压气机,所述电机包括线圈绕组和电机磁体,所述线圈绕组与压气机轮盘为一体,所述喷管上设置有热射流磁电装置,所述热射流磁电装置包括正负电极和磁体,所述喷管为圆形转方形喷管,方形段包括收扩壁和平直壁,所述收扩壁内壁面设置有正负电极,所述平直壁外壁面设置有磁体,正负电极的输出端连接到电机。

2. 根据权利要求1所述的一种航空发动机,其特征在于所述燃烧室为流线形回转结构,燃烧室回转半径从压气机一端到喷管端逐步减小。

3. 根据权利要求1-2任一所述的一种航空发动机,其特征在于发动机的工作流程为:

步骤一:通过外部电源驱动压气机工作,并同时驱动热射流磁电装置工作,在压气机正常工作后,向燃烧室内喷入燃油,并点火;

步骤二:成功点火后,燃烧室将喷出高速带电的等离子气流,气流通过热射流磁电装置产生电流;

步骤三:等发动机稳定工作后,切断外部供电,由热射流磁电装置向电机供电,由电机带动压气机工作,发动机进入怠速工作状态;

步骤四:起飞过程中,增加供油,提高转速,发动机进入爬升状态,进入指定的高度和速度后减小供油和调节各个部件系统,发动机进入巡航状态。

4. 根据权利要求3所述的一种航空发动机,其特征在于所述燃油中的电离催化剂在高温下将气体电离为等离子体,等离子气体流在高速通过热射流磁电装置的磁体中间时,等离子体在磁场中切割磁力线产生感应电动势,从而在正负电极之间形成电势差,产生稳定的直流电流。

一种航空发动机

技术领域

[0001] 本发明属于发动机领域，具体是涉及到的航空发动机适用于马赫3以下的飞行器。

背景技术

[0002] 航空发动机是一个国家的高技术战略行业，影响国家的政治和外交。为增大航空发动机的推力和推重比，需要涡轮前总温尽可能高。但当前的航空发动机受材料和冷却技术的限制，涡轮前总温不能太高（第四代航空发动机的涡轮前总温可达2000K）。

[0003] 由于高温燃气的的影响，当前的航空发动机需要对涡轮叶片进行冷却，这就要设计一个冷气系统，从压气机引气、然后从涡轮叶片的小孔吹出；这不仅增加了航空发动机的系统复杂度，还增加流动损失、降低航空发动机的热效率及推力。同时航空发动机的涡轮叶片长期工作于高温、高压环境，这使得涡轮叶片的生产成本高、使用寿命短，制约了航空发动机使用的经济性。

[0004] 涡轮为旋转部件，需要有轴承及润滑系统。为避免涡轮轴承温度过高，需要引气对涡轮轴承附近的部件进行冷却，并阻止涡轮级间泄漏的高温燃气倒灌。而在现实使用中，常常存在涡轮叶片孔堵塞，高温燃气向倒灌轴承处倒灌。

[0005] 压气机与涡轮连在同根轴，转速和功率相同，这导致航空发动机的压气机与涡轮的匹配问题。多轴设计可改善压气机的级间匹配，但高压旋转部件位于低压旋转部件之间，只有采用空间轴才能实现多转轴设计；另外压气机与涡轮中间隔着燃烧室，转轴需要穿过燃烧室中间，这使得结构异常复杂，采用多转轴设计较为困难。因此当前航空发动机通常只有1-2个转轴，仅英国罗·罗公司发展3转轴发动机。

[0006] 为提高航空发动机推力和推重比、改进部件性能匹配、规避高温材料和冷却技术的限制，需要发展一种结构简单、无涡轮叶片的高温燃气航空发动机。

发明内容

[0007] 本发明的目的在于提供一种无涡轮叶片的航空发动机，规避高温材料和冷却技术的限制，实现更大的推力和更高的推重比。

[0008] 为实现上述目的，本发明采用如下技术方案：

[0009] 一种航空发动机，包括进气道、压气机、燃烧室和喷管，气流通过进气道进入压气机，压缩后再进入燃烧室，燃烧后通过喷管排出，所述发动机内不设置有涡轮，由电机驱动压气机工作。

[0010] 在上述技术方案中，所述压气机具有较高的压比，所述燃烧室采用等压燃烧，所述喷管前段喷油进行等温燃烧。

[0011] 在上述技术方案中，所述电机设置在气压机的轮毂内，所述电机包括线圈绕组和磁体，所述线圈绕组与压气机轮盘为一体。

[0012] 在上述技术方案中，所述压气机具有若干级，压气机的轮毂内设置有若干个电机，每一个电机至少驱动一级压气机。

[0013] 在上述技术方案中,所述喷管上设置有热射流磁电装置,所述热射流磁电装置包括正负电极和磁体。

[0014] 在上述技术方案中,所述喷管为圆形转方形喷管,方形段包括收扩壁和平直壁,所述收扩壁内壁面设置有电极,所述平直壁外壁面设置有磁体。

[0015] 在上述技术方案中,所述喷管上设置有若干个电极和磁体,电极的输出端连接到电机。

[0016] 在上述技术方案中,所述燃烧室为流线形回转结构,从压气机一端到喷管端燃烧室其回转半径逐步减小。

[0017] 在上述技术方案中,所述喷管前端设置有若干圈喷油嘴,通过在喷管前端进行等温燃烧取代传统的加力燃烧,实现更高的热效率。

[0018] 在上述技术方案中,发动机的工作流程为:

[0019] 步骤一:通过外部电源驱动压气机工作,并同时驱动热射流磁电装置工作,在压气机正常工作后,向燃烧室内喷入燃油,并点火;

[0020] 步骤二:成功点火后,燃烧后喷出高速带电的等离子气流,气流通过热射流磁电装置产生电流;

[0021] 步骤三:等发动机稳定工作后,切断外部供电,由热射流磁电装置向电机供电,由电机带动压气机工作,发动机进入怠速工作状态。

[0022] 步骤四:起飞过程中,增加供油,提高转速,发动机进入爬升状态,进入指定的高度和速度后减小供油和调节各个部件系统,发动机进入巡航状态。

[0023] 在上述技术方案中,所述燃油中的电离催化剂在高温下将气体电离为等离子体,等离子气体流在高速通过热射流磁电装置的磁体中间时,等离子体在磁场中切割磁力线产生感应电动势,从而在两个电极之间形成电势差,产生稳定的直流电流。

[0024] 在上述技术方案中,催化剂的作用是用来降低气流的电离温度,通过催化剂使得气体的电离温度由6000K左右降至为3000K左右。

[0025] 综上所述,由于采用了上述技术方案,本发明的有益效果是:

[0026] 本发明中最大的创新点就在于在发动机中取消了涡轮及相应的冷却系统,从而解决了涡轮前总温受限制的问题,去除冷却系统带来的推力损失,极大增加发动机推力;用等离子热射流发电、用电机驱动压气机,电能可在各压缩部件的电机中自由分配,很容易实现多转轴,解决压缩系统的匹配问题;去除原涡轮与压气机之间的传动轴,结构复杂度大大降低,转子动力学的问题复杂度减弱,临界转速对发动机的影响减弱;采用燃烧室后的等温燃烧替代传统的加力燃烧,热效率大幅度增加。

附图说明

[0027] 本发明将通过例子并参照附图的方式说明,其中:

[0028] 图1是本发明的结构示意图;

[0029] 图2是本发明的结构示意图;

[0030] 图3是本发明喷管的收扩壁结构示意图;

[0031] 图4是本发明喷管的平直壁结构示意图;

[0032] 其中:1是进气道,2是压气机,3是燃烧室,4是喷管,5是电机,6是热射流磁电装置,

7是电极,8是磁体。

具体实施方式

[0033] 本说明书中公开的所有特征,或公开的所有方法或过程中的步骤,除了互相排斥的特征和/或步骤以外,均可以以任何方式组合。

[0034] 如图1、图2所示,本发明所述的发动机包括进气道、压气机、燃烧室、喷管、电机、热射流磁电装置共六个核心组成部分,一改传统的发动机结构,去掉了涡轮,改用电能提供压缩功。

[0035] 本发明中去掉涡轮叶片后最大的改进就在于对压气机进行了改进,压气机转子以前是有与涡轮同轴带动转动,而本发明采用独立的电机来驱动。本发明中在压气机的轮毂内设置若干个电机,每一个电机至少带动一级压气机转子转动,本发明中的电机采用线圈绕组和磁体组成,电机的电源由热射流磁电装置供电。

[0036] 本发明中为了配合上述的电机工作,在喷管中引入了热射流磁电装置,如图3、图4所示,在喷管的收扩壁内壁面上设置有两个电极(当然,整个喷管上可设置若干个电极,图中只标识了两个方便理解),在平直壁外壁面上设置有磁体(当然,整个喷管上可设置若干个磁体,图中只标识了两个方便理解),当高速等离子体气流穿过两个电极之间时,气流切割电极之间磁场磁感线从而产生电动势,在两电极之间形成稳定的直流电压,而将直流电压输入到上述的电机中,带动气压机转子转动。这里的磁场由超导电磁体或者其它磁性较强的永磁体提供,使得处于工作状态下的发动机,等离子热射流磁电装置可以不停的获得的电能然后输出到电机。

[0037] 本发明中的电机的线圈绕组和气压机的轮盘为一体结构,并且结合电磁铁(或者永磁体)构成一个直流电机,当线圈中输入来自热射流磁电装置的直流电压,电机就能开始工作并带动气压机叶片进行转动,实现气压机的工作。

[0038] 本发明中的有一个关键点,在于如何实现等离子热射流磁电装置的电能提供,因此本发明中在燃油中添加了催化剂,催化剂为电离催化剂,一般来说含有碱金属物质(如钾盐)。当燃油在燃烧后爆发出高温,催化剂在高温下就将空气电离成等离子体。因为大量的等离子体气流在喷管中加速,然后从喷管喷射出,而等离子体中携带有大量的电荷,当等离子体穿过两个电极的磁场时,切割磁感线,带正负电荷的粒子体会在磁场的作用下向不同的电极飘移,从而使得两个电极之间形成电势差。

[0039] 本发明中在上述的所有基础上,取消掉了传统的涡轮叶片和冷却气路,这使得燃烧室的出口温度更高,发动机热效率更高,单位流量推力更大。将燃烧室由传统的环形结构改成本方案的弧形结构,从压气机一端到喷管一端燃烧室的弧度逐步增加,实现燃烧室与喷管融合设计(如图2所示)。这种结构的改进使得燃烧后的气体快速膨胀并使得发动机长度变短。

[0040] 整个发动机的具体工作过程为:

[0041] 在起飞状态,通过机场外接电源驱动压气机,并使超导电磁铁工作;在压气机正常工作后,往燃烧室喷入燃油(燃油中加有钾盐或者其它电离催化剂),并点火;

[0042] 成功点火后,外接电源维持数秒,待发动机稳定工作;在发动机稳定工作后,断开外接电源,由热射流磁电装置向压气机和电磁铁供电,发动机进入怠速状态;

[0043] 接到起飞命令后,增加发动机供油,发动机进入最大爬升状态,推力最大;

[0044] 到指定高度和速度后,减小供油和调节个部件系统,发动机进入巡航状态。

[0045] 上述发动机地面起动可采用插电式起动、电池起动和微型燃气轮机起动三种方案。在采用插电式起动时,电机外接机场电源,在带动压气机工作后喷油燃烧,完成起动后脱开电源;采用电池起动时,飞行器需要自带电池,起动时为电机供电,起动后发动机为电池充电;采用微型燃气轮机起动时,起动过程与现有航空发动机一致。

[0046] 本发明并不局限于前述的具体实施方式。本发明扩展到任何在本说明书中披露的新特征或任何新的组合,以及披露的任一新的方法或过程的步骤或任何新的组合。

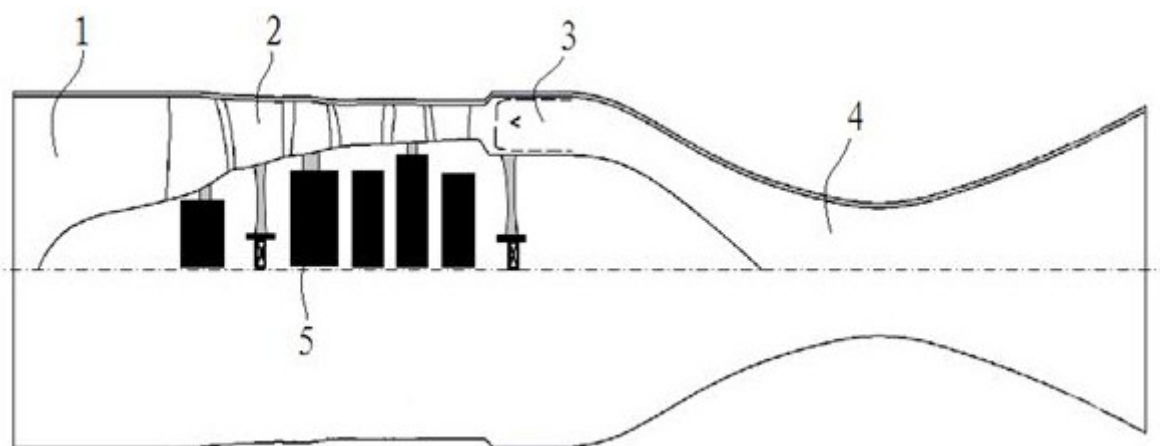


图1

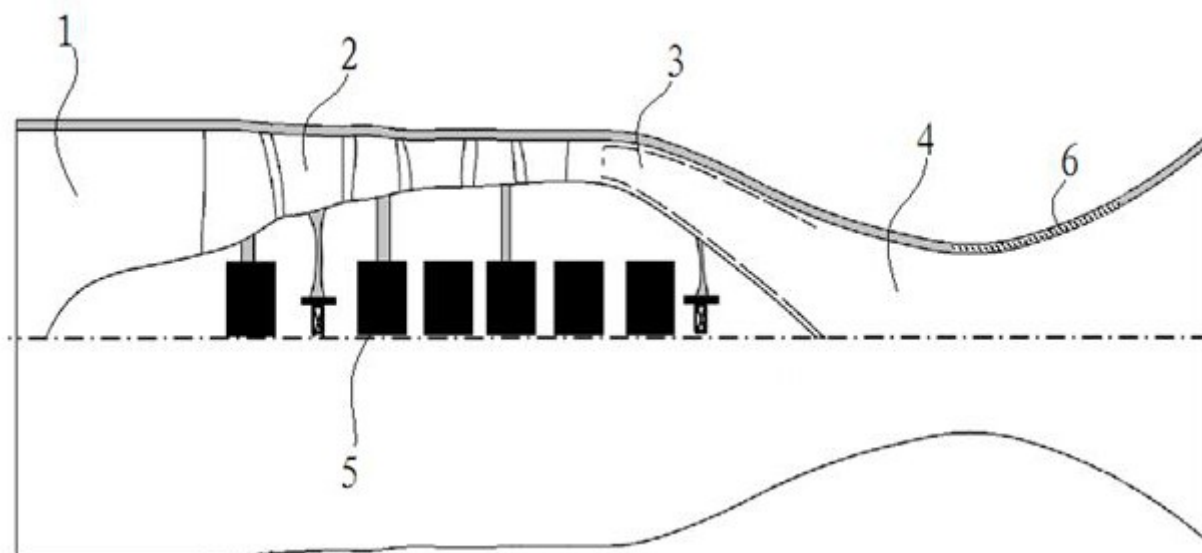


图2

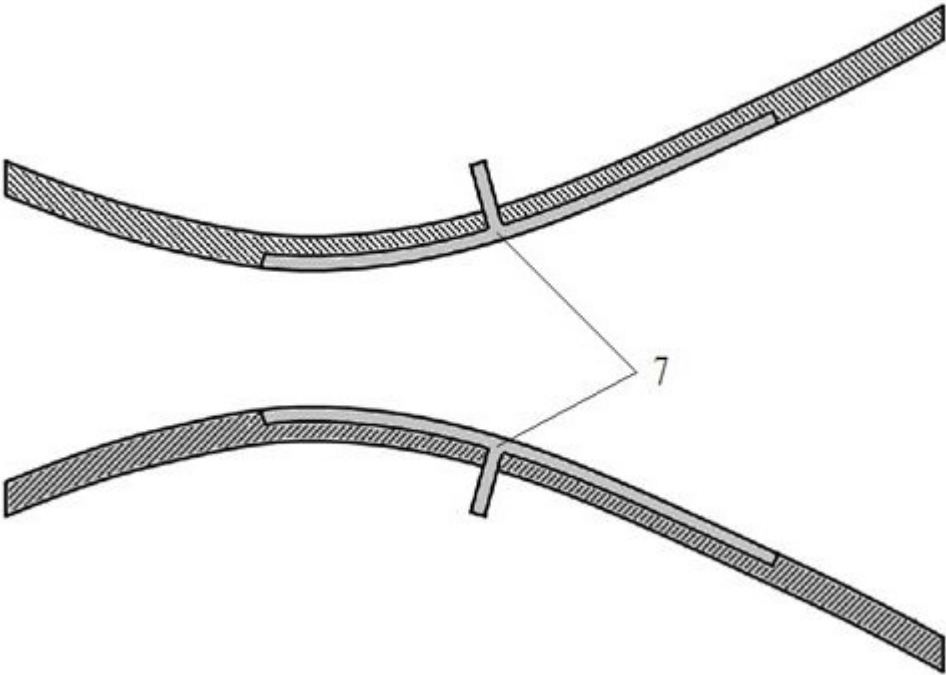


图3

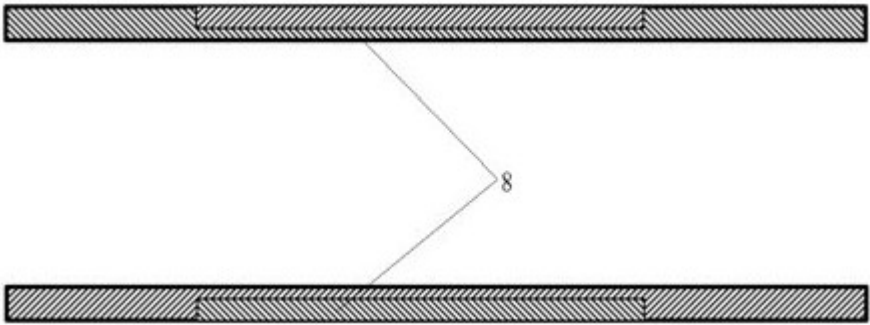


图4