



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 106014687 A

(43) 申请公布日 2016. 10. 12

(21) 申请号 201510153377. 5

(22) 申请日 2015. 03. 31

(71) 申请人 黄笏唐

地址 423300 湖南省永兴县永康路 165 号昌
兴花园 6 栋 701 室

申请人 陈俊安 曹宝花

(72) 发明人 黄笏唐 陈俊安 曹宝花

(51) Int. Cl.

F02K 7/10(2006. 01)

权利要求书1页 说明书17页 附图6页

(54) 发明名称

空天喷气发动机和垂直起降空天发动机

(57) 摘要

本申请公开了一种空天喷气发动机和垂直起降空天发动机。首先发明创造了高、低压压缩器和前、后 (N) 级压缩阵应用结构设计技术。使发动机的前、后 (N) 级获得压缩比分别达 10-80 范围可调,热效率达 30-80%可调,热气流速度 400m/s-3km/s 可调。二是发明创造了二级大容积亚燃烧室的应用结构设计技术。燃料被加热、雾化、气化后的亚燃气体全部聚集于二个亚燃烧室,采用高、低压压缩器其中任何一种压缩器的高温高压高速气体作用到二 (N) 级亚燃烧室去激励、催化、裂解亚燃烧室中聚集的亚燃气体,亚燃气体得到初步获得膨胀,使亚燃烧室产生 300-700 度超临界极限燃烧温度、1-80kg/cm² 的可调压力,给制造各种不同用途的发动机创造了条件。三是大容积混合加力燃烧技术。四是三合一喷管设计技术。五是热机动力压缩和不对外部空间排废气技术。

1. 高、低压压缩器原理及结构设计特征。
2. 二级亚燃烧室结构设计和设置技术。
3. 采用高、低压压缩器高温、高压、高速气体激励、催化、裂解亚燃烧室的亚燃气体的技术和结构设计特征。
4. 在发动机内设置N级高压压缩器,对来流、亚燃气体进行点火前和点火后(收缩口前后)分段压缩来提高发动机的压缩比、热效率的技术和结构设计特征。
5. 在发动机内腔设置前、中、后控制机构,配合低、高压压缩器工作,使发动机模拟涡扇、火箭、冲压、超燃喷气发动机工作模式和特点特性及完成滑跑起飞和降落、垂直起飞后改平飞、平飞后改垂直降落的技术和结构设计特征。
6. 在发动机尾喷管前设置巨型混合加力燃烧室的缓冲、降压、减速、增燃、增效(热效率和推进效率)技术和结构设计特征。
7. 在发动机前、中、后设计等离子发生器(阵)兼燃气喷嘴的一体化设计技术。
8. 设计“三合一”喷管技术。满足发动机飞行高度在海平面至500km内压等于围压的条件,提高空天喷气发动机在全飞行高度的较高推进效率的设计技术。
9. 一体五机技术。通过机构控制转换、切换燃料技术,使发动机模拟工作于涡扇喷气发动机(低空盘旋)、火箭喷气发动机(滑跑起飞和垂直起降)、冲压喷气发动机(高超音速飞行)、超燃喷气发动机(高超音速飞行)工作模式,从而满足工作在从海平面至500km近地轨道飞行高度、飞行马赫速度在1-20M。作为设计各种顶尖飞行器的重要技术依据。
10. 用空天喷气发动机的高、低压压缩器技术提高水、陆热机动力压缩比,特别是当今使用最广泛的汽车动力。利用高压压缩比技术将热机动力排出的废气100%回收、过虑、吸尘返回到低压缩比亚燃室循环使用,热机动力特别是汽车在行驶中不对外部空间排气和排污的一切零排放的节能与环保技术。

空天喷气发动机和垂直起降空天发动机

[0001] 技术领域：航空航天领域和热机动力压缩技术。

[0002] 背景技术：目前国内外正在使用的航空航天发动机和其它所有热机动力特别是航空涡扇喷气发动机的制造难度大、成本高、故障率高、使用寿命短，更为突出的技术“瓶颈”问题是推力和推重比太小，目前最大推力未超过 180kn、最大推重比未超过 12；燃料效率也很低等。我国制造的 WS-10 和俄罗斯制造的 AL-31F 的推力为 130kn 左右，推重比为 8 左右，寿命仅 1500 小时左右；目前世界最先进的美国隐形战机 F22 所配置的 F119 发动机的中间推力为 105kn，最大推力为 157kn 左右，推重比为 11.5，压缩比 28-35。火箭发动机和冲压喷气发动机虽然推力大和推重比接近 100%，也有超过 100 的，但火箭发动机是一次性使用发动机外，其燃料效率很低。冲压（含超燃）喷气发动机无法在地面静止状态下获得较大的推力，同时也存在亚燃烧室设计重大缺陷，燃料效率很低、点火难、燃烧不稳定、难控制等弊端，不仅不适宜用于飞机引擎，作为其它引擎也存在推力小、速度慢、航程短等不理想的方面。

[0003] 11 年前，我们开始以航空发动机为目标，进行广泛的摸索性学习国内外多种航空航天发动机技术，特别是涡扇发动机技术，针对各种发动机的工作原理、优特点和存在各种不同技术瓶颈等加以整理，发现问题的结症是，涡扇喷气发动机太过于精密、靠低、高压风扇压缩和循环工作。发现所有航空航天发动机和所有其它热机都离不开压缩，没有压缩就没有发动机，更没有航空航天发动机，由各种发动机的压缩又引出这样或那样的问题，于是就开始寻找当今所有有关“压缩”技术和压缩设备，就像医生找到了“压缩”病症后，下一步就开始开处方根治“压缩”病一样，然后过滤扫描了所有的压缩技术后，发现没有现成的处方治“压缩”病。日思夜想和尝试各种压缩办法也无解，因为对于研发航空发动机来说，任何奇思妙想必须考虑发动机的最大推力、推重比、压缩比、燃料效率、各种高度飞行品质、安全性、可靠性、使用寿命、易于调控等绝对要求来展开，来论证确定是否可行，这个“压缩”病真有穷途末路之感觉。

[0004] 2005 年，一次不经意中看到温压炸弹的论文对温压弹机理的阐述，特别是温压弹在洞穴的运用产生特殊温压效应引起了发明人的高度注意，航空航天发动机的腔体与洞穴一模一样，经全面分析才决定将其引入到发动机来做压缩工作恰到好处。显然不能照搬温压炸弹药剂的原配方，必须改良和变通，后来发现了美国“三叉戟”潜射弹道导弹推进剂的基本配方－奥克拓金（四环亚硝甲基四硝胺）占 43%，其它金属粉末等占 57%，爆速 9124m/s，才确定用液体炸药代替 TNT、奥克拓金高能炸药，液体炸药有很多优点，流动性和连续相好、热值比黑金索和奥克拓金还高，敏感度低很多，爆速 7.8km/s，略低于黑素金和奥拓克，价格低倍数，很容易配制，只需用几只缸类容器，将 3-4 种单质化学物资按比例混合搅拌就成。液体炸药与金属粉末混合后容易输送，拐几个弯也没多大影响，更重要的是可精确输送。作为压缩器的高比冲温压效应药剂，将这种温压药剂燃料按一定的安全剂量输入特制的耐高压容器（反应室）里，剩下的是如何来引爆反应室的药剂。就想到了爆竹和雷管，显然这个药剂不能用雷管的引爆方式，密集引爆也还是间隙式气浪，最后又想到用激光和大功率等离子发生器的高温（10000-25000 度）来引燃，激光的原器件复杂又

脆弱不可靠,电源转换效率低,才决定用大功率等离子发生器。目前虽没有理想的机载高能电池,但对于推重比可达 90、95、100 的空天发动机,还有几种高能电池能解决特大功率(2000kw-10000kw)电源问题。采用多个压缩器和给反应室输入不同质量的药剂,包括药剂配比的猛度不同,就能达到发动机所要求的高压缩比,经超算模拟验证可行、可靠。但不能直接用于涡扇喷气发动机,于是开始设计无风扇叶片的航空发动机,用高、低压压缩器取代低、高压风扇。在设计研发中不经意进入设计研发空天发动机,经过上千次机型优化设计与组配,最后在 7 个机型中优化设计研发出两个机型。一个是空天喷气发动机;一个是带垂直起降功能的空天发动机,而且这两个机型又可以合并为一个机型。当然还是根据飞行器的用途来选取空天发动机或垂直起降型空天发动机,这样会更经济些,发动机的重量也会减轻些。

[0005] 这种压缩技术可用于改造升级几乎所有热机动力,特别是目前用得最多的汽车发动机,其压缩比仅 9-13,燃料效率仅 15-30%。采用本压缩技术可使汽车发动机的压缩比达 60 以上,燃料效率达 60%。最近又进一步研究发现,可将汽车发动机等热机动力的燃料效率提高到 100%,并且汽车在行驶中不对外部空间排气和污物(积碳、铅、一氧化碳等),主要原理是,利用高压压缩比 60 与燃料输入端的亚燃烧室压力(1-10)差(59-1)的关系,将发动机排气口排出的废气,用封闭式无缝对接法将废气引入废气储箱,经二次过滤、一次吸尘,将 70-85%未燃烧的可用气体返回到输入端的亚燃烧室,再从亚燃室喷入高压压缩器-再喷入活塞(配气机构)做功,或用格林简易蒸气发动机做动力(50 马力以下的动力)。积碳和其它废物被吸尘器吸入垃圾箱里,定期定点(洗车加水服务部)取出倒掉填埋。其它地面和水上行驶的热机动力废气的处置方式也基本一样。

[0006] 发明内容:本发明创造旨在设计研发用途广泛、性能优越、性价比极高的空天喷气发动机,并以空天发动机的全新压缩技术来改造所有热机动力的压缩比和燃料效率。空天喷气发动机是一种全新原理、全新结构发动机,解决了上述所有问题和难点,通过超算模拟检验,完全可行、可靠。

[0007] 发明创造关键技术有:

[0008] 1. 高比冲温压亚燃燃料和低压压缩及调节系统(尔后简称低压压缩器),类似涡扇喷气发动机的 3-6 级风扇低压压缩。其实也是根据涡扇喷气发动机的低压压缩原理,创新模拟出一种全新亚燃烧低压压缩技术。低压压缩比约 10-80 可调,一般控制在 10-30 为宜。

[0009] 2. 点火前和点火后的高比冲温压效应燃烧的高压压缩技术(尔后简称高压压缩器),也是根据涡扇喷气发动机 9 级风扇高压压缩机理,创新设计模拟出一种高压压缩技术,高压压缩比达 50-80 可调,或更高可达 100-200 也有能力实现。

[0010] 3. 亚燃烧室设置在发动机外壳靠前端外表层周围,亚燃烧与点火燃烧各行其道,气流 100%通畅,不但不相互干扰工作,而且相互借力发挥,产生闪燃闪爆的效果,大幅缩短点火时间的同时能大幅促进燃烧反应,产生更多的废气。

[0011] 4. 一体五机多用途发动机技术,即通过借鉴涡扇、火箭、冲压、超燃的经典设计和切换及操作使用,使空天发动机具有涡扇、火箭、冲压、超燃发动机的工作特质。如:

[0012] (1) 模拟了涡扇发动机的低、高压压缩原理和尾喷管的结构,当降低压缩比可使飞行器工作在类似涡扇喷气发动机状态的以适应低空盘旋飞行的特点。

[0013] (2) 只需关闭前气门,把发动机内腔容积和第二、一亚燃烧室当作火箭发动机的燃料室,发动机就可以工作在火箭模式(原地或短距滑跑起飞),火箭模式通常多用于飞行器起飞、从 18km 进入大气层边缘、近地轨道飞行。火箭工作模式的地面静推力通常大于发动机飞行中的最大推力,是因为发动机后气门在作滑跑起飞时可以关闭几秒钟,待前气门至后气门容积段的压力足够大时(聚集能量),后气门才打开,充足的能量和足够的压力喷出,在混合加力燃烧室产生超强的废气压力,于是能获得飞行器最大地面静止推力。

[0014] (3) 当需要工作在冲压发动机模式时,由于发动机的总体设计是渐缩渐扩形态,特别是高压压缩器的布置证明其喷射出来的燃气呈 30 度角(非物理设计特性),具有冲压和超燃发动机渐缩渐扩的物理设计结构特征,那么稍提高前、后级高压高压压缩器的能量输出,也就可对来流和燃气进行高速压缩和高速燃烧;

[0015] (4) 如再进一步提高前、后级高压压缩器能量输出,发动机内的冲击波速度可达 3-4km/s,发动机立即转为超燃发动机工作模式。可以看出发动机不以来流速度高低为特征,而是通过改变前、后高压压缩器能量输出来压缩来流和压缩燃气,提高发动机的废气流速。证明该发动机不受外部空间影响,而是根据需要一切可调可控。

[0016] (5) 如飞行器需要作垂直起降时,很简单只需关闭中气门,给附图 1 中的 1、15 同时加 注火箭燃料,前气门向前移动跨过垂直喷管。此时发动一分为二。即一个发动机变成两个发动机,一股燃烧反应后的废气流向前喷射,遇前气门挡住气体前喷,迫使从垂直喷口喷射,飞行器获得前垂直推力升力;一股燃烧反应后的废气流向后喷射,将喷管调到与地面垂状时,飞行器获得后垂直推力升力。这种设计很简单、易操作,可靠性极高,发动机增重很小,发动机前后喷管推力可单独调控。由于从一个发动机变为两个发动机,理论上发动机的总推力陡增一倍,为 1500kn/ 每个 $\times 2 = 3000\text{kn}$ 。因为从 1、15 两个输入端可同时注入原来两倍质量 ($2 \times 5\text{kg/s}$ 、 $2 \times 10\text{kg/s}$ 、 $2 \times 20\text{kg/s}$ 、 $2 \times 30\text{kg/s}$) 火箭燃料。又因为第一、二燃烧室的前、后分别连通着几十个等离子发生器和燃气喷嘴,可以根据飞行器载荷重心调节前、后喷管推力,使飞行器在起降时确保平稳。如果是双发飞行器更容易控制前后和作右平衡。这种设计解决了垂直起降型飞行器的载荷较滑跑起飞的飞行器载荷和航程少 40% 的缺点。如英国鹞式和美国 F35C 垂直起降战斗机。

[0017] (6) 已知发动机具有所述多种发动机的特质后,通过切换使用燃料种类,飞行器就可工作在上述多种动力模式。如火箭模式(使用火箭燃料),完成从地面滑跑起飞,腾空数秒种又切换到碳氢燃料,借助来流混合燃烧,飞行器可节省助燃剂的携带量;

[0018] (7) 当飞到 18km-20km 高空后又切换到火箭模式(关闭前气门),使用火箭燃料(混肼 -50 和四氧化二氮,或液氢和液氧、液氮等其它火箭燃料)。也可以是用火箭燃料工作在冲压喷气发动机模式。

[0019] (8) 当飞行器飞入近地轨道 80-400km 时,一路可减少燃料的加注量,至到仅留 10-20% 的燃料喷注量,飞行器沿轨道以飞行马赫速度 20-25M 飞行。

[0020] (9) 当飞行器需要工作在 18km 高度以下(这个飞行高度一般使用碳氢燃料),飞行马赫速度 = 6-20 时,加大前、后压缩器温压燃料输送器单位时间内输送的质量和燃料输入口 15 的加注质量及低压压缩器的激励、催化、裂解、效率,发动机来流速度和对来流的压缩效率达到设计时的最高效能,同时发动机的燃烧压缩和冲击波的能量也达到发动机设计是的最大推力。此时,发动机工作在冲压或超燃模式,飞行器可获的最大推力。可以看出该

空天发动机具有 5 种发动机的特质和滑跑、垂直起降、海平面到近地轨道飞行能力。多机种特质和多用途特点完美整合于一身,取其精华,革除所有弊端。并根据飞行器的种类、飞行高度、速度、机动要求与适时切换和控制完美融合。将五种发动机几十种用途上万个零部件减少到目前仅 9 个种类几十个部件(螺杆螺母不算),没有高速旋转风扇叶片,发动机高温区没有齿轮、轴承、油封、润滑油、冷却机油等一系列繁杂脆弱易损多发故障、低寿命零部件。这样发动机的故障率就很低很低,减少百倍,维修成本也降低百倍,可靠性和安全性提升几十倍,发动机的大修期间隔在 3000-5000 小时,整体寿命超 15000-20000 小时。主要是对发动外壳的内腔体壁面烧蚀后定时进行点焊和喷涂修补填充,再就是对等离子发生器阴极(纯钨钢液氢冷却)每 500-800 小时修复一次(车削锥度和喷涂铈或钍),每 1200-1500 小时换一根(百元左右)。

[0021] 5. 发动机始终采用三道等离子发生器(阵)点火和助燃,并且三道气路、电路、冷却燃料采取 3x3(每一道又分三路管控)方式分别可控和可调。即:电源连接、喷嘴连接、点火连接、控制器连接均采用三通道备份连接法则,决不会出现空中断电和断气停车情况,包括在恶劣工作环境下不会空中停车。由于发动机采用无限化学能温压压缩原理和压缩增强/减弱控制技术,发动机有很高的压缩比,飞机在各种高速大仰角机动飞行姿态下不会出现湍流和震动。因为任何气体扰流都难扰动或改变高超音速冲击波的能量和改变内能十分强大气体流动方向,有/无人驾驶作战飞机飞行马赫速度在 4-6M 以内的来流相对于高超音速气流内能显得微不足道,来流量对发动机飞行中的品质无影响,只是影响助燃剂的携带量有关。空天发动机的主要技术指标均很优秀,经超算模拟检验证明,主要技术指标和基本用途如下

[0022] (1) 发动机推力从 200kn-2000kn 任意设计,或更高 1-2 倍的也可设计

[0023] (2) 推重比 60-90;当推力达 2000kn 时,推重比可达 100,或 100 以上;

[0024] (3) 压缩比 60-80

[0025] (4) 燃料效率 80%。

[0026] (5) 通过对燃料种类切换可以使飞行器安全工作在海平面至 600km 高度。有人驾驶飞行器在轨绕飞 7-30 天没问题;无人飞行器在轨飞行按年计算。

[0027] (6) 用于航空飞行器动力时,飞行马赫速度可在 4-20 范围内设计,最大航程可超过 20000km。

[0028] (7) 当用于客机发动机时,可用于制造 200-3000 座客机,飞大气层边缘和近地轨道航线,45-60 分钟可抵达世界各地,飞航空速 = 4-5M 时,3-4 小时抵达世界各地。

[0029] (8) 垂直起降型空天发动机在作垂直起降时,一个发动机变为两个发动机,理论上计算其推力是滑跑起飞发动机推力的两倍。当然,其能耗也是滑跑起飞的两倍有多。因为垂直起降的亚燃烧效率和燃烧效率要低得多。原因是发动机燃烧腔体缩短,亚燃烧室超负荷工作时,激励、催化、裂解效果欠佳,导致两个发动机的燃烧效率欠佳。垂直起降型空天发动机除可用于可用于战斗机、运输机外(比制造载荷 30-50 吨级直升运输机的运输效率高、航程远数倍),可用于月球勘探开发,月地人员、设施运输。

[0030] (9) 专用于火箭、冲压、超燃弹用动力时,将尾喷管改为拉戈尔喷管,将亚燃烧室、电池、炸药、电子控制、雷达设置发动机的前段,做成紧凑型动力。可以制造飞行马赫速度 = 4-7M 的空空导弹(射程 300-600km);地空导弹(射程 300-600km);舰空导弹(射程

300-600km) ;空舰导弹 (射程 400-800km) ;舰舰导弹 (射程 300-600km) ;飞潜鱼雷 (飞 100-400km, 潜 50-100km)

[0031] (10) 用于高超音速滑飞打击弹头运载平台动力,可重复使用,一次可载百枚或数百枚高超音速弹头、激光制导炸弹在大气层上下发射。

[0032] (11) 用于制造水上起降的作战系统。可将对手的航母载机、空天战机,空天轰炸机挡在有效威胁范围外。即以空制空,以空制天,以空制海,以空制陆的“控制论”作战理念。比如:用数台推力 2000kn 发动机,制造水上起降超重型进攻型作战单元,具有全球海、空到达,全球海、空进攻作战,全球海、空立体登陆作战,包括南、北极海、空立体登陆作战,作战能力和效率远胜于航母及舰队系统。主要系统单元配置有:

[0033] (11-1) 超大航空型歼击轰轰炸机(三体浮力构造(水面起降稳和水面停泊加油、加弹稳)。载荷 500-1000 吨级,超音速飞高 50-15km,巡航速度 1.5-2M,航程 24000km;以制空作战为主,携带射程 300-600km 空空导弹外,配一套强激光炮,致盲距离 1000km(雷达探测距离有限),拦截毁伤距离 400-600km。隐形/非隐形机数量各 50%。海战时可高速绕到两侧和后面包夹敌人,对敌人来说没有前方和后方区别,一切目标均在可摧毁之中。

[0034] (11-2) 超大航空型轰炸机(三体浮力结构),。载荷 1000-2000 吨级,飞高 3-15km,巡航速度 1.5-2M,携带射程 300-600km 空空导弹、反舰导弹、对地导弹,配一套超强激光炮,拦截飞行器的毁伤距离 1000km。踢门成功后,就可大规模摧毁性轰炸,对敌人来说没有前方和后方区别,一切目标均在可摧毁之中。30-40 架空天轰炸机可构建空、天、海、陆全方位 100%反导系统,

[0035] (11-3) 超大型运输机(配五吨级臂吊)。载荷 2000-3000 吨级,飞高 3km,航速 1-1.5M,航程 20000km,

[0036] (11-4) 超大型水面加油机。载荷 2000-3000 吨级,飞高 3km,航速 1-15M,

[0037] (12) 不用搭载两栖登陆舰的 2000-3000 吨级快艇、登陆艇、气垫艇、救生艇。速度 800 节 ($800 \times 1.85/\text{km} = 1480\text{km}$) 以上。

[0038] 本发动机唯一短处就是,在现有高能电池比功率 (230-800Wh/kg) 的情况下,最低需要 2000kg 燃料电池,约数百公斤超级电容。如用 4000kg 高能电池会好些,用 10000 公斤会更 好些。发明人建议:超重型(载荷 30-50 吨级)歼击轰炸机机载 4000kw 燃料电池,超大型(载荷 150-200 吨级)空天轰炸机机载 8000kw-10000kw 燃料电池,与 2-4 组超级电容并联,构成输出端 1000-1200 伏电压,3000-6000 安强大的电源电力,从而可给超重型歼击轰炸机配置一套强激光炮(致盲距离 500-600km,破伤空空、地舰/空导弹距离 50-60km),不以机动制空作战,而以射程 300-600km 超远程空空导弹进攻为主,激光致盲及拦截空空、地空、舰空导弹为防守,作为空天歼击轰炸机的标配攻防武器之一。因为推力达 1000-1500kn 的发动机,推重比达 70-90。这样一来解决了发动机中等离子发生器和强激光武器需要机载大功率电源的难题也就解决了。超重型空天轰炸机配一套超强激光武器,致盲距力 1000km,破伤距离 600km。主要用于反导反卫星,掩护超重型空天歼击轰炸机进攻作战,包括制空、轰炸、拦截来袭导弹,消除威胁。

[0039] 另一个可能的补充技术,2014 年 12 月 17 日,央视新闻台 CCTV-1,播报了一条新闻:欧航局研发出“马刀”引擎,可在 1/100 秒内将引擎温度从 1000 度降到负 150 度。能大幅提高引擎的安全性和可靠性。这一技术值得下一步研究,主要研究别人是怎样利用液氢、

液氧、液氮来冷却“马刀”的,不然不会有在 1/100 秒能从 1000 度降到负 150 度的冷却效果。利用该技术来改善提高本发明热障处理技术。

[0040] 附注:考虑到我国可装备 2000 架-3000 架空天歼击轰炸机和空天轰炸机等其它空天飞行器,从经济和环保性考虑,火箭燃料最好用航天集团最新火箭燃料-偏二甲肼,较其它燃料便宜 60%。液氧和煤油都是无毒的环保燃料。发动机如出现过热,可用液氮作间断性冷却。即发动机温度超过 1000 度时,温控器将自动启动-打开电磁阀,向发动机第二夹层内注入液氮,当温度低于 900-1000 度时,温控器自动关闭-电磁关闭。发动机外壳温度低于 800-900 度时,不利于燃料预热、雾化、气化和亚燃压缩,影响闪燃闪爆效果,从而会降低燃料效率。这种全新的亚燃压缩技术的正确使用,需在高台点火燃烧中获取温度、亚燃压缩、燃料效率的具体经验数值。

[0041] 下面具体从空天喷气发动机和带垂直起降功能的空天发动机及所有热机废气回收返回循环燃烧的原理,分三大部分阐述。

[0042] 附图说明(空天发动机基本结构和零部件的作用及工作原理)

[0043] 附图 1 为空天喷气发动机(含垂直起降功能)剖视简图;附图 2 为空天喷气发动机油路控制原理简图;附图 3 为空天发动机前、中、后气门、垂直喷管位置与控制模拟简图;附图 4 为其它热机动力燃料循环使用燃料效率达 100%(理论值)、不对外部空间排污的原理方框图。附图 5 为输送器和高、低压压缩器剖视图;附图 6 为等离子发生器(也是飞行器全部机载)电源原理简图。

[0044] 1. 在附图 1 标示中的 1 和 15 为发动机燃料注入接头,它是飞行器飞行时 75% 的燃料输入口,20-25% 为温压燃料,5-10% 为液氢、液氧、液氮点火(冷却)燃料,从等离子发生器阴极周围输入。75% 引擎燃料从输入口进入发动机外壳夹层,被早已提前加热到 1000-1500 度的外壳高温预热-雾化-气化,进入第二、一亚燃烧室 5、9,将燃料从夹层注入的另一目的是解决发动机外壳热障问题方式之一。

[0045] 2. 发动机前 3、中 7、后 13 为构成三级大功率(20-100kw 可调)等离子点火兼燃料喷嘴。每一级有 6-12 个大功率等离子发生器兼亚燃气体喷嘴,其气源均接入第二、一亚燃烧室,用分步直动无泄漏高压电磁阀控制喷量,分别构成前、中、后高温(5000-25000 度)点火阵和高温(1700-2000 度)助燃阵。

[0046] 3. 前级 4、后级 6 为高比冲温压效应高压压缩器(简称高压压缩器)。前、后级各有 4-8 个高压压缩器,分别构成前、后高压压缩阵,单个高压压缩器由反应室 14,等离子发生,31、喷嘴 11、12、喷管几个主要部件构造,参阅附图 5:(1、2、3) 为温压燃料输送器的几个部件。大功率(50-200kw 可调)等离子发生器兼燃气喷嘴;(气源来自第一、二亚燃室);(9、10) 反向输送管(小口径部分反输送到第二亚燃烧室,用于激励、催化、裂解第一、二亚燃室气体,可调节第二、一亚燃室温度、压力、速度。它的工作原理是输送器将高比冲温压效应燃料输送到 3 喷口前位置,高压气体将温压燃料强力吹入反应室(用高压燃气吹入反应室可防高压反应室爆轰时产生回火,起到防回火引爆输送器内温压燃料的作用,具体细节另述),被 10000-25000 度高温点燃产生爆轰燃烧反应,约 150-200kg/cm² 左右的压力(根据反应室内腔的容积和壁厚来确定药剂的输送安全剂量),从反应室出口处 8、9、10 以高超音速度(3-4km/s)喷出,如采用多个高压压缩器同时工作可提供很高的压缩比,包括对来流和从第二亚燃室喷出的气体的压缩,气体喷出方向为热气流运动方向,对于作垂直起降

型的发动机的前级高压压缩器,喷口需要转 180 度向前喷,附图 5 中的喷口 8 是可旋转 180 度的喷管,喷管根部套在轴承 5 内径里,同轴是一个链盘 7,设有密封盖 6,每一个压缩器有一个链盘,个个链盘用链条连接在一圈,用液压器空制作网返运动,喷管刚好偏转 180 度即可。

[0047] 将发动机输入段(进气和亚燃气)的压缩比控制在 10-30。在高台试验运行视发动机总压缩比要求分析确定进气压缩比调控范围,进气段在高压压缩器的作用下,对来流和第二亚燃烧室喷出来的亚燃气体点燃膨胀后产生的废气进行拢统压缩。这个进气段可看作涡扇喷气发动机的低压压缩,稍提高高压压缩器的压力(能量输出)后就可以看作是冲压喷气发动机的高速来流,再提高高压压缩器的气体压力后就可以看作是超燃喷气发动机的高速来流。在已知和可控的进气压缩比的条件下,就可以综合考虑来设计收缩口截面积的收缩力、燃料的燃烧、在发动机内壁布置螺旋状矮浮壁来增加强冲击波的来回反射和减缓强冲击波的速度及提高发动机的推进效率(方法之一)、根据高压压缩器温压效应特性,人为设计可调的入射波压强和内腔刚性表层冲击波波阵面上的压力、混合加力燃烧室的直径和长度等都与提高燃烧反应效率、引擎推进效率有关。改变前、后高压压缩器温压效应燃料单位时间内输送的质量,就可调控发动机的压缩比、温度、燃料效率、推力、推进效率。前面说了发动机 75% 的燃料是从从 1 和 15 输入的碳氢燃料或火箭燃料,压缩器的高比冲温压燃料仅作为温压效应运用,用量很少,一般为 10-20% (经济性和燃烧效率考量而定)。发明人在大功率等离子发生器中增加了燃料喷嘴,目的是可减少温压燃料的使用比例和提高经济性及燃烧反应效果,压力越大瞬间喷出后闪爆轰燃越强,使压缩器持续输出强劲饱满气压。从超算模拟计算已证明这一点,同时得知,前级高压压缩的温压药剂的燃烧效率要略高于后级高压压缩器燃烧效率,从物理分析,原因是前级燃料经过三级燃烧过程,比后级高压压缩器多一级燃烧过程的原故。于是我们在发动机的使用中应理充分解前、后级高压压缩器该怎样加注温压药剂才效果最好,又能减少使用量。将燃气喷嘴设计在等离子发射器里,亚燃气体喷出时直接接触 10000-25000 度高温,更容易点燃,也省得另设计燃气喷嘴。

[0048] 高压压缩器产生的温压效应的原理描述为:首先是将高能化学燃料输送至高压压缩器内的耐高压反应室,用 10000-25000 度等离子发生器高温引爆化学能,点燃金属粉末产生燃烧化学反应和温压效应。用强力化学能爆轰燃烧反应所产生的强大气体压力取代如涡扇发动机笨重、负效应低、高压、故障率高的风扇叶片机械压缩。气体压缩是软压缩,也可说是一种无限压缩能,如核爆压缩、温压弹压缩、其它大剂量化学能压缩。化学能压缩过程中自身携带有强大的燃烧化学能(热量、爆力、爆速、废气),所以不消耗功率,其化学燃烧产物对发动机的主要工作燃料具有很强的激励、催化、裂解作用。

[0049] 工作过程与压缩机理:步进制直流调速电机带动螺旋杆输送器给高压压缩器加注温压效应燃料,遇到等离子发生器高温(10000-25000 度)引燃产生(1)无氧爆轰燃烧反应,不从周围吸取氧气,反应速度百万分子一秒;主要是分子式氧化反应。此阶段仅释放出部分有限能量,并产生还原富含燃料的产物;(2)无氧爆轰后的无氧燃烧反应,不需要从周围吸取氧气,持续的时间为万分子一秒,主要是燃料的粒子燃烧;(3)爆轰后的有氧燃烧反应,必须从周围吸取大量的氧气,持续时间为千分子一秒。主要是富含燃料产物与周围混合燃烧。此阶段释放出大量的能量,延长了冲击波的时间,并使燃烧越烧越旺。这个原理就是金属粉末在其遇到温度气化时闪出火花,与炼钢炉膛飞溅的火花一个道理,这种通过爆

轰燃烧的金属粉末在冲击波阵面也就是发动机内壁刚性表面、矮浮壁来回反射,以脉冲形式传播,不具周期性。这个反射波不但不减弱,反而增强,当很强的入射冲击波压力(设定控制在 10-30)在刚性障碍物来回反射时其反射冲击波波阵面上的压力是入射波波阵面上的压力的 8 倍。这就是富含金属粉末燃料的三个反应过程和温压效应原理的主要特性。这个特性存在如何具体运用于发动机的问题,如果充分运用好了就能达到当入射冲击波波阵面上的压力为 1 时,在发动机燃烧和混合燃烧时的冲击波波阵面上的压力为 8,根据这特性,在发动机收缩口 18 的前、后各设置一级高压压缩器,前、后两级高压压缩可以看作涡扇喷气发动机的低、高压压缩,那么,在收缩后将产生两个不同阵面、不同距离的冲击波波阵面,又可看作涡扇、冲压、超燃喷气发动机的来流压缩和高压压缩原理,有过之而无不及。本发明在实际运用中,前级高压压缩器是以收缩口为阵(界)面,将大斗口内视作入射冲击波,将小斗口前至混合加力燃烧室甚至到废气喷管前的内腔数米长的一段视作冲击波波阵面,当人为设计控制入射冲击波压缩比等于 10-30 时,在燃烧段就能获得压缩比 80-240(从理论上推断,因超算中无此软件,压缩比不得而知,只是理论推算),本发动机的总压缩比能轻易达到 80 以上。显然,这么高的压缩比对在高温下的发动机外壳抗高负荷是一个不小的挑战,实际应用设计时应根据发动机的推力、应用对象、飞行马赫速度、温度、发动机内流和废气速度的要求来综和考虑压缩比,以及使用何种耐高温、高压、防腐蚀材料及壁厚等,还要考虑燃料预热(冷却)措施。高压压缩技术是发动机的最核心技术,可以用无数种手段来设计组合和千变万化来形容,来满足千百种发动机个性、特性要求,就不一一例举。本发明人希望在各项一系列试验中建立系统化组模研发机理,努力全面发掘温压压缩效应特性的广泛应用。

[0050] 4. 第二、一亚燃烧室 5、9。两个亚燃烧室相距 200-400mm(因其中间用于安装等离子发生器和后级高压压缩器),一般设置于发动机外壳表面周围,(外径是发动外壳外径 2 倍-2.5 倍,长度是内径的 1-1.5 倍较合适,亚燃烧室也可置于发动机一旁或前端进气道两侧,总之要充分利用飞行器的有限空间,尽量减少占用有用空间。

[0051] 亚燃室的作用:一是将发动机外壳夹层的亚燃气体收集、混合、聚集能量;二是等待低压压缩器喷射高温、高压、高速燃气对其进行初步激励、催化、裂解(类似化学反应耐压反应釜),使亚燃烧气体初期膨胀产生一定的压力(10-30kg/cm²)和 400m/s 的速度从前级、中级、后级等离子发生器(包括前级、后级高压压缩器、低压压缩器)的燃料通道喷射出来,以便符合等离子发生器产生更高浓度的等离子体的条件和要素(高温、高压、高速)。三是亚燃室的容积和前、后气门段的容积可以看成是火箭发动机的燃料箱,给装配这种无风扇叶片发动机的飞行器短距滑跑起飞提供充足的高温、高压、高速燃气,配合高压压缩器来大幅提高发动机的地面静止推力。

[0052] 5. 亚燃气体连通管 8、10(4-8 根、3 根,内径 100-300mm)。

[0053] 主要用途:一是将第二、一亚燃烧室、低压压缩器连成一线构成完整的亚燃压缩系统。将低压压缩器的高温、高压、高速气体通过第一燃烧室经过联通管去激励、催化、裂解第二亚燃烧室亚燃气体,使其处于或达到闪燃闪爆临界环境,而不是将低压压缩器的高温燃气去直接轰爆第二亚燃室的亚燃气体,才叫亚燃烧。另一个作用是增加亚燃烧室的总容积(前面说了亚燃室是火箭发动机工作模式的亚燃气箱,那么也是涡扇、冲压、超燃喷气发动机的亚燃气箱)和缓冲第二亚燃烧室瞬间膨胀的气体所产生的压力,第二亚燃室气体的迅

速膨胀又通过联接管返回到第一亚燃烧室,便形成相互影响,相互激励,共同聚能,缓冲防爆的作用。6. 低压压缩器 11. 低压压缩器与高压压缩器的结构和工作原理基本相同,参阅附图 5。只是多两只亚燃气体喷嘴 12、22,气源来自第一亚燃室。其作用是当低压压缩器减少高比冲温压药剂喷射量时,可用两只喷嘴的燃气去调节第一亚燃室的温度。此举多用于客机动力、大气层边缘、近地轨道飞行。当然也可配合低压压缩器激励、催化、裂解第一亚燃室再去影响第二亚燃室。此举又常用于高速滑跑、垂直起降时,外壳夹层燃料进入口 1、15 大剂量喷注燃料,当燃料预热、气化效果不佳,需要辅助激励、催化、裂解,这时可加大 12、22 的喷射量。作为以种新原理、新结构的空天发动机,必须更多的了解和理解发动机的低、高压原理、不断发掘它的控制原理和控制技术,才能做到按需控制、合理控制、科学控制、特情控制、个性控制、精确控制。玩空天飞行器的过程就是玩发动机性能与控制过程。

[0054] 7. 再介绍一下等离子发生器兼亚燃气体喷嘴 13(6-12 只)。该等离子发生器安装于混合加力燃烧室背风面,主要作用是点火助燃,亚燃气体来源第一、二亚燃室,特别是飞行器需要获得最大地面静止推力切换在火箭工作模式时,可将等离子发生调到满功率的 80-90%,燃料控制阀调到最大位置,12 个喷嘴可形成一大火斗,有利于助燃和燃烧反应。

[0055] 8. 混合加力燃烧室 14. 到此时不难理解本发明旨在设计一款用于空天飞行器特别是超大型(载 30-50 吨级)空天歼击轰炸机、超大型(100-200 吨级)空天轰炸机的动力。当完成进气道、高低压压缩、反射二级亚燃烧室、前中后级等离发生高温点火、尾喷管设计后,在超算模拟检验中发动机燃料效率推进效率不是很理想,只能当火箭、冲压、超燃发动机使用。原因是发动机的压缩比太高、内流冲击波速度过快,结果造成燃气通过发动机的速度过短。虽然可以通过减少高压压缩器温压燃料和其它燃料的加注质量来调节提高推进效率,但会大幅减少最大推力,于是才设计了另类的巨型混合加力燃烧室。又根据温压药剂的三个反应过程,在设计高压压缩器时,已考虑将其第一个无氧爆轰和第二个无氧燃烧在压缩器的反应室完成,给发动机提供高压压缩比和富含燃料粒子源泉,而将其第三个有氧燃烧反应人为设计并控制在收缩口前后,以期获得不可或缺的来流入射冲击波和燃烧反应冲击波。第一、二个反应的设计算是完成的较好,但第三个有氧燃烧反应的设计中没有充分地深层次认识,估计不足,发动机的冲击波速度没降下来。所以才有如今巨型混合加力燃烧室,再加上在发动机内壁增加螺旋状矮浮壁,在混合加力燃烧室进气口设一内喷管 18,在中间喷管前端周围又设一个板梳状倒锥(未画),这样一来发动机的高速气流速度有所减缓,气体流在混合加力燃烧室周围形成驻波或叫涡流,这个涡流内有大量的未燃尽的粉末燃料,正好在混合加力燃烧室的涡流室周围设置了 12 只等离子发生器高温(10000-25000 度)点火和高温(1700-2000 度)助燃器所产生的“火斗”将其点燃产生更多的废气,加上此前一系列措施和操作上的辅助办法,发动机的燃烧效率和推进效率就大幅提高了。所以,设计巨型混合加力燃烧室基于如下多方面考虑:

[0056] (1) 为了完成高压压缩器温压燃料的有氧燃烧反应,给部分温压燃料未进行燃烧反应尽量提供燃烧反应条件,包括从机头和机背部位引入新鲜空气和加注助燃剂-液氧和液氮等必要措施。

[0057] (2) 从发动机内部结构设计分析,不难看出发动机的进气口到渐收渐扩口是冲压喷气发动机的基本形态,在这个基本形态下又设置前、后高压压缩器,高压压缩器入射波和入射后的冲击波速度在 3-4km/s,一下又转变为超燃喷气发动机形态。显然冲压和超燃发动

机的燃料效率仅管有很好的亚烧室提供了高温、高压、高速亚燃气体,比竟燃气速度太高。前面说了发明人旨在设计研发一款推力很大、推重比很高、燃料效率和其它各项指标很高的空天发动机。目前是在针对空天发动机解决其中的题问。而实际上只要空天发动机保持一定的气流速度、很大的推力、高的燃料效率、推进效率,可使飞行器的飞行马赫速度达到 $M = 4-12-16-20$ 几个任意速度段。也可低空盘旋飞行。低空盘旋飞行就不会出现美国 SR-71/72(不死鸟)那种喷明火的情况。

[0058] (3) 目前航空发动机中涡扇喷气发动机喷管的推力效率是较好的一种,空天飞行器要确保全高度高效推进、全高度高速机动,必须采用类似涡扇发动机一样的喷管。同时为了喷管在全高度有高的推进效率,一个喷管在 20-30km 时推力效率开始出现较大的损失,飞行高度越高效率越低,能量损失越大。为了达到围内压力达到围压,必须增加喷管的截面积,于是发明人考虑要设计截面积可调喷管,便设计“三合一”组合式喷管,二合一不行的。因二合一喷管的结合部正好是发动机内腔高温燃气流中心主气流位置,尾焰对准喷管结合部会出现很快烧蚀损坏掉。所以巨型混合加力燃烧室为实现“三合一”组合喷管作铺垫。

[0059] (4) 从军用战机、运输机到民用客机到运输机用发动机考虑,燃料效率和推进效率十分重要,空天发动机的喷管应做成涡扇发动机那种喷管,或二维矢量喷管。

[0060] (5) 从制造垂直起降战机、垂直起降运输机(含垂直起降月地往返运输机)考虑。

[0061] (6) 为了使发动机的地面静止推力足够大考虑。发动机处于火箭、冲压、超燃喷气发动机模式,而本发明人又不想它此时让它完全工作在单一火箭模式,有必要将戈尔喷管改为“三合一”组合喷管。

[0062] 9. 三合一主喷管 16 和左右喷管 17。作用前面已介绍了。

[0063] 10. 后气门 19、中气门 24、垂直喷管 25、前气门 26(参阅附图 1 和附图 3)。三个气门用途不一样,只能分功能与工作模式介绍。

[0064] (1) 前气门。前气门有三个基本动作,均在液压器推杆的作用下完成。

[0065] 第一个动作(起飞滑跑动作):从原位即垂直喷口前向垂直喷口后推至门框,并抵紧门框(越密封越好);第二个动作(垂直起降动作):退回原位,又处在垂直喷口前面;第三个动作(垂直起降后改平飞动作):在原本位置扑倒,刚好盖上垂直起降喷管(推杆先被顶针稍顶起,顶杆前端滑往门中方向移 20-30cm 后继续往前推,门底部有凹槽,稍绊住门脚,门才能扑倒盖住垂直喷管,不需要盖很密封),飞行器可以平飞或机动飞行。

[0066] 现对前气门的三个基本动作原理用途介绍一下(参阅附图 2、3):

[0067] 将前气门向前推的目的是封堵进气道 1,迫使热气流往发动机尾喷管方向流动,也就是使发动机工作在火箭模式。为了使发动机和飞行器有足够的地面静止推力,全部动作程序有:(1) 开启所有等离子发生器电源;(2) 切换到滑跑起飞工作模式(使用火箭燃料,前级 5、6、和中级 8、9 及后级 11、12 三级总电磁阀打开),前气门完成第一个动作;(3) 给所有等离子发生器加注点火燃料(液氮或氮气,13、14、15 打开),点火成功;(4) 给所有的等离子发生器直接加注(未预热的)火箭燃(5、6、8、9、11、12 电磁打开),同时开启前后高压压缩器,还要开启低压压缩器,大约 20-30 秒钟发动机外壳被加热到 1000-1500 度,然后改变燃料加注路径(先开后关),先将燃料从发动机混合加力燃烧室外壳燃料输入口 1、15 大量(5kg/s、10kg/s、20kg/s、30kg)注入,同时迅速关闭直接加注路线 8、9,关闭后气门,此时

前、后气门段的容积和第二、一亚燃的容积可以看作火箭发动机的燃料箱,几秒钟内容积近 30m³ 的燃料箱高温、高压、高速膨胀气体压力迅速增加到 60-80 个大气压,压力传感器被迫动作将后气门打开至到最大,混合加力燃烧室的等离子发生和喷嘴正在燃烧着,气体高速喷入混合加力燃烧室被点燃产生高压废气从尾喷管喷出。由于发动机工作在火箭模式,30 多 m³ 的高温燃气大容量喷射燃烧,发动机和飞行器获的足够大的地面静止推力,促使飞行器在短距离滑跑后便腾空而起,有人驾驶的飞行器滑跑 50-150 米(空天歼击轰炸机),300-400 米(空天轰炸机)、600 米(客机);无人驾驶的飞行器在 5-100 米。

[0068] 附注:滑行起飞时中气门处于打开位置。如果飞行器是采取纯滑跑起飞的发动机,中气门可以省去不要,发动机外壳前段(进气道至第二亚燃室段)不用夹层,垂直喷管也取消不要,发动机能减轻 100kg 左右。

[0069] 第二个动作的用途是垂直起降动作,前气门退至原本位置并抵紧前门框。堵住气体往机头方向喷射,迫使气体往垂直喷口喷射,给飞行器提供垂直升力用于垂直起降,堵住前气口后必须将中气门关闭,从亚燃烧室燃气通道喷出来的燃气一分为二,即一股向前,从前垂直喷管喷出,一股气向后,从尾喷管喷出(尾喷管也调到与地垂直状态)。垂直尾喷管为收扩型设计。

[0070] 第三个动作的用途是,第三个动作是在第一个动作完成后,也就是飞行器滑翔腾空几秒后,有一定惯性时,将前门退回原本位置后扑倒盖住垂直起降喷管。还有就是飞行器作垂直起降前,前门在原本位置,飞行器按垂直起降方式起飞,待飞行器离开地面 20 多米时,先给后级高压压缩器和中、后级等离子发生器的 6-12+6-12 只燃气电磁阀开更大,尾喷管也慢慢调平,后段推力远大于前段推力的情况下,飞行器开始向前飞,随着速度加快,将前气门扑倒关闭垂直起降喷管,同时将中气门打开。

[0071] 附一、飞行器在飞行或降落时,关闭后门,飞机可以倒飞,如果是在降落跑道,减少降落滑行距离,这一动作可提供反向推力予以制动,革去降落伞,值得一试。前、后级高压压缩器喷管需要旋转 180 度,才能使热气流更顺畅、自然。不过进气道不易设计成收扩型,而是固定型。

[0072] 附二:空天发动机的控制技术:发明人建议;在自动控制环境下,尽量保留手动电磁机械控制,在自动控制出毛病时可用手动完成,以确保空中不停车,不出严重故障。

[0073] 小结:高、低压压缩器、反射式亚燃烧聚能室、前级、中级、后级等离子发生器兼燃气喷嘴、前、中、后气门与控制、混和加力燃烧室、“三合一”组合式喷管、温压效应燃料配比是本发明创造的核心技术。

[0074] 工作原理和基本操作程序

[0075] 1. 工作原理(参考附图 1、2):该发动机的设计研发是以涡扇、火箭、冲压、超燃、滑跑起降、垂直起降技术等为蓝本来寻找上述发动机的模拟替代技术,取其优点,革其弊端,发明创造是一种技术很成熟、很可靠、很适用、性能很先进、推力和推重比很强大、使用范围很广、使用寿命较长的空天发动机。首先是发明创造了化学能和金属粉末燃烧反应所产生的温压效应低、高压压缩器,用强力化学能爆轰燃烧反应所产生的强大气体压力取代笨重、负效应压缩、故障率高的风扇叶片机械压缩。气体压缩是软压缩,也可说是一种无限压缩能,如核能压缩、温压弹压缩、其它大剂量化学能压缩。压缩过程中自身带有强大化学能(热量、压力、速度),所以不消耗功率,而其化学燃烧产物对发动机的主要工作燃料具有很

强的激励、催化、裂解作用。涡扇喷气发动机的低、高压风扇叶片的压缩机完全靠来流与燃料混合、压缩、燃烧、废气膨胀产生压力和气体流、从尾喷管喷出做功，同时气体流能量在绕过叶片时带动叶片旋转，低压压缩叶片和高压压缩叶片因同轴而相互带动作用，同时也损失了发动机的功率，另外涡轮机叶片长期在高温和超音速工况下易破损，也只能工作在略超音速、压速比 25-35，再高叶片就出现震动崩断，砸穿发动机外壳造成重大危害。又由于风扇叶片不能太长，所以发动机外壳的直径、来流量、燃烧效率等受到一定的限制。

[0076] 在全新的压缩器技术催生下，发明创造了全新亚燃烧压缩、来流压缩、燃烧压缩技术，并且温度、压力、速度可调可控。包括压缩器所使用的温压效应燃料的发明创造，以及低、高压压缩器的具体应用位置。如将低压压缩器高温、高压、高速气体流从发动机的后端反射到第一亚燃室，再转到第二亚燃室去激励、催化、裂解从发动机外壳夹层反射到第二亚燃室，这种传递和转换在激励、催化、裂解的同时，增加了燃气的总行程距离，目的是增加初期化学混合反应，为点火燃烧做前期准备工作，缩短点火时间，提高高速点火和高速燃烧反应效果，也就是追求闪燃闪爆的效果，采取这些超极限手段和措施目的是使燃烧化学反应产生更多的产物—废气膨胀。这是所有热机动力所需要追求的结果，关键是看谁的研发思路和设计手段与结构的合理性、科学性来拓展燃烧反应效果。

[0077] 高温、高压、高速对发动机特别是需要推力和推重比很大、燃烧效率很高的空天发动机尤为重要，但也随之带来负面影响，那就是发动机的能耗、效率、推进效率、外壳热障与抗负荷、震动问题出现，其解决难度会相应增大。前面在介绍相关部件时已说了，就不再重复。

[0078] 空天喷气发动机的基本工作过程、原理诠释如下：

[0079] 将 75% 的引擎用燃料通过发动机的夹层输入口 1、15 注入，经外壳夹层高温（1000-1500 度）预热、务化、气化后集中储存在第二、一亚燃烧室，事先早已开启的低压压缩器的高温高压高速热气流，将其进行瞬间激励、催化、裂解，在亚燃室得到初步膨胀产生（10-30kg/cm²）高压，与亚燃室连接的有前（6-12 只）、中（6-12 只）、后（6-12 只）等离子发生器兼燃料喷嘴，还有前（4-8 只）、后（4-8 只）高压压缩器兼燃料喷嘴，从亚燃室高速喷出的亚燃气体被早已开启的所有等离子发生器和高压压缩器上的等离子发生器所喷出的高温（10000-25000 度）火焰点燃，产生闪燃闪爆的效果。与此同时，前、后高压压器本身又以高比冲温压燃料为媒介，被等离子发生器的高温（10000-25000 度）火焰引燃温压燃料产生爆轰燃烧、无氧燃烧、有氧燃烧反应，爆轰和无氧燃烧在耐压反应室产生了一定温度（1700-2000 度）和释放较高的压力（100-300kg/cm²）和高超音（3-4km/s）冲击波。这种冲击波一个设置在发动机收缩口前，一设置在发动机的收缩口后，与分别设置在发动机收缩口前、后的等离子发生器喷出的高温火焰相遇，也就是前后一起产生闪燃闪爆（高压压缩器喷口方为热气流运动方向）。收缩口前和收缩口后的两股冲击波以不同的波阵距离同时冲击在发动机内壁刚性表面障碍物上，这两股冲击波均以脉冲形式传播，并被来回反射，冲击波不但不减弱，反而增强，冲击波波阵面上的压力是入射波波阵面压力的 8 倍。这是温压效应燃料在洞穴中运用的固有特性。强劲的冲击波（废气）在排出前经混合加力燃烧室减压减速，并在混合加力燃烧室产生驻波或涡流，设置在混合加力燃烧室的 6-12 只等离子发生和燃料喷嘴喷出的高温火焰再次点燃燃烧后，得到更好更强的燃烧化学反应，也就是更强大能量废气膨胀从喷管喷出做功—作用在发动机上反作用力推动飞行器朝前飞行。

[0080] 该发动机之所以为空天发动机,是因为空天通用性极强、压缩比和燃烧效很高。推力极大、推重比很高。并根据用途或机种对象,通过切换装置使用几乎所有化学、植物、生物燃料来搭配燃烧。原因是高温点火、高温助燃、高温高压高速亚燃压缩、高温高压高超音速冲击波燃烧压缩的结果。

[0081] 2. 以滑跑起飞操作程序为例(参考附图 1、2):打开飞行器总电源开关-再打开所有等离子发生器电源开关-切换到滑跑起飞工作模式,也就是火箭发动机工作模式(前气门关闭、被切换到火箭燃料,附图 2 的电磁阀:前 2、3,中 7、8,后 11、12 打开)-给等离子发生器加注(液氢和液氧或液氮)点火燃料 13、14、15 电磁阀(点火成功)-给等离子发生直接加注火箭燃料并同时启动前、后高压压缩器和亚燃烧低低压压缩器-20-30 秒钟后发动机外壳被加热 1000-1500 度后开始转换加油路径,改为从混合加力燃烧室 15 输入口加注大量(5kg/s、10kg/s、20kg/s、30kg/s)火箭燃料(在 5kg/s 时,同是关闭直接加注方式,目的是集中 95 的燃料通过夹层预热、雾化、气化的同时,给发动机外壳冷却,是因为飞行器在高超音飞行时,给发动机所能提供的冷却燃料质量有可能小于发动机的热负荷所需要的燃料质量。如果真出现所述情况,必须采取补救措施)。迅速关闭后气门,几秒钟内前、后气门段容积和第二、一亚燃室的容积(看作火箭发动机的燃料箱)燃气压力迅速升至 60-80kg/cm²,压力传感器自动打开后气门(几秒钟后再打开前气门),高压燃气夺门高速喷射(类似拉戈尔喷管喷出燃气)早已开启的混合加力燃烧室的等离子发生器高温火焰将高温气体点燃产生大量废气极速膨胀,从喷管喷出-作用与反作用力飞行器推向前飞行,随着飞行器的速度加快到飞行马赫速度=4M 以上,打开前气门,发动机获得 4 倍音速以上的来流。为了减少助燃剂的携带量,此时又切换到碳氢燃料,当飞行器飞到 18km 高时,因缺氧动力推力大幅下降时,又将火箭燃料电磁阀打开 50%,碳氢燃料阀关 50%(混合燃烧比光用火箭燃料省点助剂),在飞行器一直朝接近大气层-进入大气层-飞出大气层-近地轨道(200-600km)高度飞行时,一路逐步加大火箭燃料喷注,又一路逐步减少碳氢燃料的加注,至到 80km 高度时全部关闭碳氢燃料,而全部使用火箭燃料。此时火箭燃料也可关闭 70-80%的质量;飞到 100-400km 时可关闭 90%(10%的用量保持发动机点火工作和温度,以利快速启动和机动飞行),飞行器以飞行马赫速度=20-25M 飞行。从中国飞到北美上空滑出大气层到美国仅需 45 分钟(理论计算值)。飞行器将降落到地面跑道时可慢慢关闭后气门,气体从机头方向喷出,起到制动效果,可能优于降落伞,试取代降落伞。

[0082] 前、中气门可用于调节来流量,稍关闭后气门起到压缩、减缓冲击波、调节火焰喷量。减少低、高压压缩器温压燃料的喷射质量可调节气体流速、压力、温度、总压缩比、燃料效率、推进效率等。

[0083] 3. 以垂直起飞转平飞为例(参考附图 1):开启发动机总电源-开启所有等离子发生器的电源-切换到垂直起飞模式,先关闭中气门,一个发动机变成两个发动机,一股气体向前喷射;一股气体向后喷射,前气门退到原本位置,给等离子发生器加注点火燃料-再直接加注火箭燃料,同时开启低、高压压缩器,20-30 秒钟后发动加热到 1000-1500 度-改变加注路径,向发动外壳上 1、15 同时加注火箭燃料(5kg/s、10kg/s、20kg/s),因进入 1、15 燃料气化后都汇集于第二、一亚燃烧室,总加注量大于滑跑起飞燃料所加注的质量,亚燃烧室的压力也会高的多,一般来讲,只要前、后等离子发生器和高压压缩器的总燃料喷射质量相等,前、后两个发动机的推力是相等的。但实际上后发动机多 6-12 只等离子发生器和燃料

喷嘴,的推力会大于前发动机的推力,一般来分析,飞行器后段的重量大于前段),为了使飞行尽可能保持平衡,可根据经验和当时飞行器的重心来调整燃气喷射量来改变前、后推力,使飞行器达到平衡。飞行器离开地面 20 多米后,加大后发动机燃料喷射量,飞行器会向机头方向飞行,随着速度加快,前气门也慢慢打开退回原本位置扑倒盖住垂直喷管。飞行器的垂直降落时,在找准降落的有限面积上,利用飞行器的惯性存在,分别慢慢关闭前、后气门,再关闭中气门,同时将前、后喷管调到与地面垂直状,获得对地垂直推力。慢慢减少燃料喷量降落地面。

具体实施方式:

[0084] 该空天发动机可能是全世界最易制造的发动机,只有 9 种部件,不到 100 个零件,最多的一种零件是等离子发生器(三级 $3 \times 12 = 36 +$ 高压压缩器 $2 \times 8 = 16 +$ 低压压缩器 2 只 $= 54$ 只)占全部零部件 90%,从材料到零部件及制造设备 100%国产化。90%零部件可在市场购买,需要自做的只有发动机外壳、亚燃室、压缩器、输送器、等离子发生器、液压器、气门共七个类型几十只零部件。

[0085] 总的来说是根据所需发动机的推力来估算发动机外壳的直径、长度、壁厚(抗负荷)、亚燃烧室外壳的直径、长度、壁厚(抗负荷)、压缩器的外径和内径及长度,还有数量,等离子发生器的大小、功率、每级数量。输送器也有大小和输送速度快慢之分。

[0086] 发动机外壳越大的推力越大,推力范围也越宽,所述其它有关厚度、压缩器、等离子发生器的数量的相应增加。推力在 1000-2000kn 空天发动机飞行器性价比较好,是因为推重比随推力越大而增加,推力 2000kn 的发动机,推重比在现有的耐高温材料(高铌钛铝合金外壳,或一次成型的复合材料)有可能达 100。

[0087] 因为发动机推力和推重比很很大很高,飞行器机载电池总功率较大,可全部使用中、大功率(50-150-200kw)等离子发生器,特别是压缩器用 100kw-200kw 等离子发生器和点火助燃的等离子发生器,引爆和点火助燃效果绝佳。推力小于 1000kn 的空天发动机可采取稍降低标准,办法是所有压缩器的等离子发生器功率选用 100kw,而前、中、后级点火助燃的等离子发生器单只功率 20-50kw 也很不错,因为从等离子发生器燃气通道喷出的气体是高温高压高速亚燃气体,稍有火星(打火机和燃气灶打火器)就可点燃。推力小于 400kn 大于 100kn 的发动机或弹用动力的等离子发生器,可用 1-2 只 20kw 的引爆 1-2 个压缩器,压缩器的出气口与多只压缩器串联就能分别引燃多只压缩器中温压燃料,对发动机进行压缩工作。用高能液氢和液氧及液氮作为等离子发生器阴极冷却液,更容易点火,冷却效果很好,阴极用纯钨钢材料的使用寿命可超过 1000 小时。现分别阐述如下:

[0088] 1. 发动机的外壳分段制造。从附图 1 可以看到,发动机外壳外依次安装有前级高压压缩器、前级等离子发生器、第二亚燃烧室、后级高压压缩器、中级等离子发生器、第一亚燃烧室、后级等离子发生器、混合加力燃烧室、尾喷管零部件。由于发动机外壳是夹层设计(考虑燃料预热和冷却外壳),而外壳上的前、中、后级等离子发生器和高压压缩器是由外向内安装喷气,喷嘴必然会穿过部分夹层阻断亚燃气体通向第二亚燃室,于是发动机外壳必须分四段制造。如:

[0089] (1) 发动机进气道外壳夹层为第一段,单独加工制作;用耐高温合金厚壁管制作成圆形腔体,腔体的后端焊接在法兰上,以便与下一段的法兰连接,法兰与法兰连接可靠

些,抗负荷强些。这个夹层腔体(假如直径 150cm)有三种制作成形办法:一是用目前最先进的“3D 打印”技术直接快速制造出来。检察:要求孔径(视推力大小 5mm-20mm 选取)大小一致,厚(5mm-20mm)薄均匀,无沙眼,无裂痕,探伤试压合格;二是制模浇铸成形,包括法兰一次性浇铸出来,用配制好的高铌钛铝合金原材料熔炼混匀后浇铸在模具上,待冷却后取出。同样要检察:要求孔径大小一致,厚薄均匀,无沙眼,无裂痕,探伤试压合格;三是,先用高铌钛铝合金制成管材(参考前面的孔径和壁厚),再将管材拼拢焊接成圆腔体,纵向内外两根管材凹部应焊填平才不会降低抗负荷,应用等离子发生器或激光焊接设备焊接才不会有沙眼。焊接前要先制作一个可旋转和可以方便撤除的模形支架,支架的直径等于发动机外壳的内径,将管材全部摆放好,两端对齐,再用紧箍器或 10# 铁丝捆扎牢实(捆三道,先捆两端,再捆中间),焊接时先从一端逐根点焊连接一体后,再点焊另一端连接在一起,再点焊中间处,用杂木锤敲敲,边敲边转动支架,觉得未变形后再原来的三道焊处加焊牢实。然后解除捆绑的铁丝。然后一根与另一根间焊 1/3 厚,最后再填平凹处。当然焊接处最好是稍厚 2-3mm,然后以管材的外径为基准外径,将超出部分用车床车去。如果管材壁厚有 80—100mm,焊接好后用刨床内外制槽。目的是内槽有利于冲击波来回反射,外槽有利于散热。

[0090] (2) 前、中级等离子发生器、前、后级高压压缩器为第二段,板状夹层段,需单独制作,两端都有法兰,以便与第一段和第三段连接。这一段做成哑铃状,前、中级 12-24 只等离子发生器和前、后级 g-16 只高压压缩器全部安装于第二亚燃烧室两侧。

[0091] (3) 从中级等离子发生器至混合加力燃烧室外壳等离子发生器为发动机的后段夹层为第三段;需单独制作,两端焊在法兰上,以便与前段和后段连接。

[0092] (4) 混合加力燃烧室为一段,这一段为板状夹层段,需单独加工制作。用于安装等离子发生器的位置和从发动机进气口引进新鲜空气从这里开口子。

[0093] (5) “三合一”尾喷管为一段,需单独加工制作。

[0094] 以上各段之间用法兰连接。板状夹层未开孔的位置气体可联通,开口的地方因气源被阻挡了,采用“搭桥”的办法联通,可确保气体通过。

[0095] 另外在发动机内腔设一个手缩口,出口位置在第二亚燃烧室与第一亚燃烧室的中间位置,口径是发动机内径的 80-90%。起到压缩作用,不宜小于 80-90%。因为前级设了高压压缩器和等离子发生器的高温高压高速喷出燃气,飞行器的飞行马赫速度一般在 4-5.5M,,前级压力轻易达到 10-30。

[0096] 2. 第二亚燃烧室。亚燃室安装在发动机的外壳,用高铌钛铝合金,工作压力 2-30kg/cm²,直径是发动机外壳的 2-2.5 倍,长也是发动机外壳直静的 2-2.5 倍。在与第一亚燃烧室的联接面按 6-8 等份开 6-8 个孔,孔径 200-300mm,

[0097] 3. 第一亚燃烧室。其它一样,长度短 500mm。

[0098] 4. 第一亚燃烧室的一侧是低压压缩器。

[0099] 5. 后段的夹层同前一夹层一样的制作办法。

[0100] 6. 混和加力燃烧室外安装等离子发生器的一段,也采用板状夹层。

[0101] 7. 压缩器的制作。材质:高铌钛铝合金胚料。压缩器由 4 个部件构成,如反应室、等离子发生器、温压燃料输送器、燃气喷嘴(1-2 个)。压缩器的主体是一个耐高温高压的爆轰式反应室(长 x 宽 x 厚 = 600mmx40mmx400mm,反应室内腔直径约 200mm),无氧爆炸和无

氧燃烧基本完全在反应室进行,有氧燃烧在发动机内腔进行。燃料输送器位于大头端,喷料口不宜过大,约 5mm-8mm。大了恐回火。在喷口处引入第二亚燃烧室的高压气体,起到防回火的作用。等离子发生器与输送器成 90 度角安装,均为埋式或半埋式。压缩器是一个超高压气体发生部件,要求反应室耐压在 200-300kg/cm²,胚料绝无裂纹,一看、二敲、三探伤测试,低压压缩器另增加 1-2 只燃气喷嘴,从第二亚燃烧室引入。

[0102] 8. 混合加力燃烧室。混合加力燃烧室是夹层结构,每一个孔径外有一个接头桩与油管相接。

[0103] 9. 发动机的控制系统。发动机的大功率电源和机载强激光炮所用电源及其它机载设备电源均宜作一体化设计,参阅附图 6。宜用燃料电池输出电流为 1000-2000A/h,超级电容器选用 10000F/1500A/2.5-2.7 伏与 N 个串联电压是 2000 伏以上。等离子发生器的端电压是 1000-1200 伏,比一般工业用等离子发生 480 伏高一倍多,这样阴极发射电子能力更强,等离子体浓度更多,等离子火焰温度更高,包括火焰直径、长度有所提高,燃烧反应所形成的三道物理结构“火斗”更密实,更易点火和有利于燃烧,阴极表层如能喷涂一层厚达 1-2mm 铈或钍,电子发射量更多)的 3 倍为一组,用 2-3 组,与燃料电池再并联总功率约 4000-10000kw,每节并联一个“RC”消火花电路在总输出端再并联一个“RC”电路,防击穿超级电容器(市面上也有现成的电池和超级电容器保护板售)。输出端电压 1000-1200 伏以上,最大输出电 3000-6000A。这样能确保机载设备、等离子发生器、强激光炮所需电力供给。

[0104] 超重型(载荷 30-50 吨级,激光武器除外)空天歼击机(1 小时全球制空或轰炸作战)。机载电源总功率不少于 4000-6000kw,强激光致盲距力 400-600km,拦截空空、地/舰空导弹毁伤距应不低于 30km。如装备部署 1000 架中,200 架隐形,800 架为不隐形,平均造价不会超过 2 亿美元。

[0105] 超重型(载荷 200 吨级)的机载电源总功率 8000-16000kw(边界上空反导型可配 30000kw),强激光致盲距力 2000km,拦截空空、地/舰空导弹、反导反卫星、对地/海攻击摧毁目标在 600-1000km。如果装备部署 600-800 架,200 架为隐形,600 架部隐形,造价不会超过 4 亿美元。

[0106] 发射强激光时,可将等离子发生的功率输出调到 20kw(大气边缘和近地轨道高度),或 70%的调到 20kw,30%调到 50-100kw%(0.05km-20km 高度)。是因为前者飞行时能耗可减少 90%,后者空中飞行处在高能耗情况和遭遇来袭导弹时,需要一定的机动飞行。

[0107] 10. 发动机的冷却技术。发动机的高温区是中气门至混合加力燃烧室,最高温度区域是混合加力燃烧室。所燃料应从高温区喷入,这样有利于冷却的同时又利于燃料预热、气化。这种冷却方式对于飞行马赫数=4-6 的飞行器应该满足冷却需要。如果发动机温度过高(针对耐高温材料而言),需要给发动机增加补救冷却措施,办法之一,外表层增加一夹层引入液氢液氧循环。

[0108] 重要安全事项:

[0109] (1) 低、高压压缩器是超压部件,防反应室滞留温压效应燃料,必需是先点火,后开输送器。每一个压缩器先单独在防爆房或洞穴里试验,温压燃料箱不超过 10 公斤,试验时远离试机人员和机房设备。温压燃料组份先从液体炸 30%的开始试,至到 45%的组份。金属粉末可用废料加工而成,全国各地有售。

[0110] (2) 低压压缩器高温高压高速燃气对亚燃室有很强的激励、催化、裂解效果。为防亚燃室过压爆炸,必须是先开启压缩器,后从发动机外壳 1.15 处注油。否则,亚燃烧室内集聚过浓亚燃气体时,低压压缩器的高温高压高速燃气会引爆亚燃烧室。亚燃烧室的燃气输出口外接有几十个等离子发生器喷嘴,只要操作无误,一般不会爆炸,尽管如此,还应在内腔设置 4-6 个过压喷嘴,过压气体会通过过压气门直接从发动机内腔排出。

[0111] (3) 发动机外壳和亚燃烧室都设置压力传感器。

[0112] (4) 将每一节连接好后,两端封闭试压,合格后才能上台试车。

[0113] (5) 各项安全措施无误,操作方法弄懂清楚后开始试车。先试压缩器,看其震动情况,震动时与其它部件和线路及油管有没摩擦现象。连续试 20 分钟后开试给等离子发生点火加注少量的燃料再试 20 分钟,没问题后可开始启动低高压压缩器。没问题后,最后给发动机 1.15 加注 5kg/s 的燃料试车 1 小时,察看压力、温度情况没问题在逐步加大燃料,对于发动直径 1.5 米的内腔。

[0114] (6) 发动机工作在超音速和高超音速状态下,恐金属粉末有大颗粒杂物未燃完就排出,大颗粒的速度超过一般子弹的速度。所以,发动机喷管后 1000 米内绝对禁止有人。最好的做法是将喷出的尾气对着一个封闭的涵洞里,在涵洞的两侧各开一个出气口。

- | | | | |
|-----------------|-------------|----------------|----------|
| 1、进气道和燃料注入接头 | 8、连接管 | 15、燃料输出接头 | 23、收缩口位置 |
| 2、发动机补壳 | 9、第一亚燃烧室 | 16、中间喷管 | 24、中气门 |
| 3、前级等离子发生器6-12只 | 10、连接管 | 17、左右喷管 | 25、垂直喷管 |
| 4、前高压压缩机4-18个 | 11、低压压缩机 | 18、收扩浮壁 | 26、前气门 |
| 5、第二亚燃烧室 | 12、22 燃气喷嘴 | 19、后气门 | 27、液压器 |
| 6、后高压压缩机 | 13、后段等离子发生器 | 20、等离子发生器6-12只 | |
| 7、中级等离子发生器6-12只 | 14、混合加力燃烧室 | 21、温压药剂输送器 | |

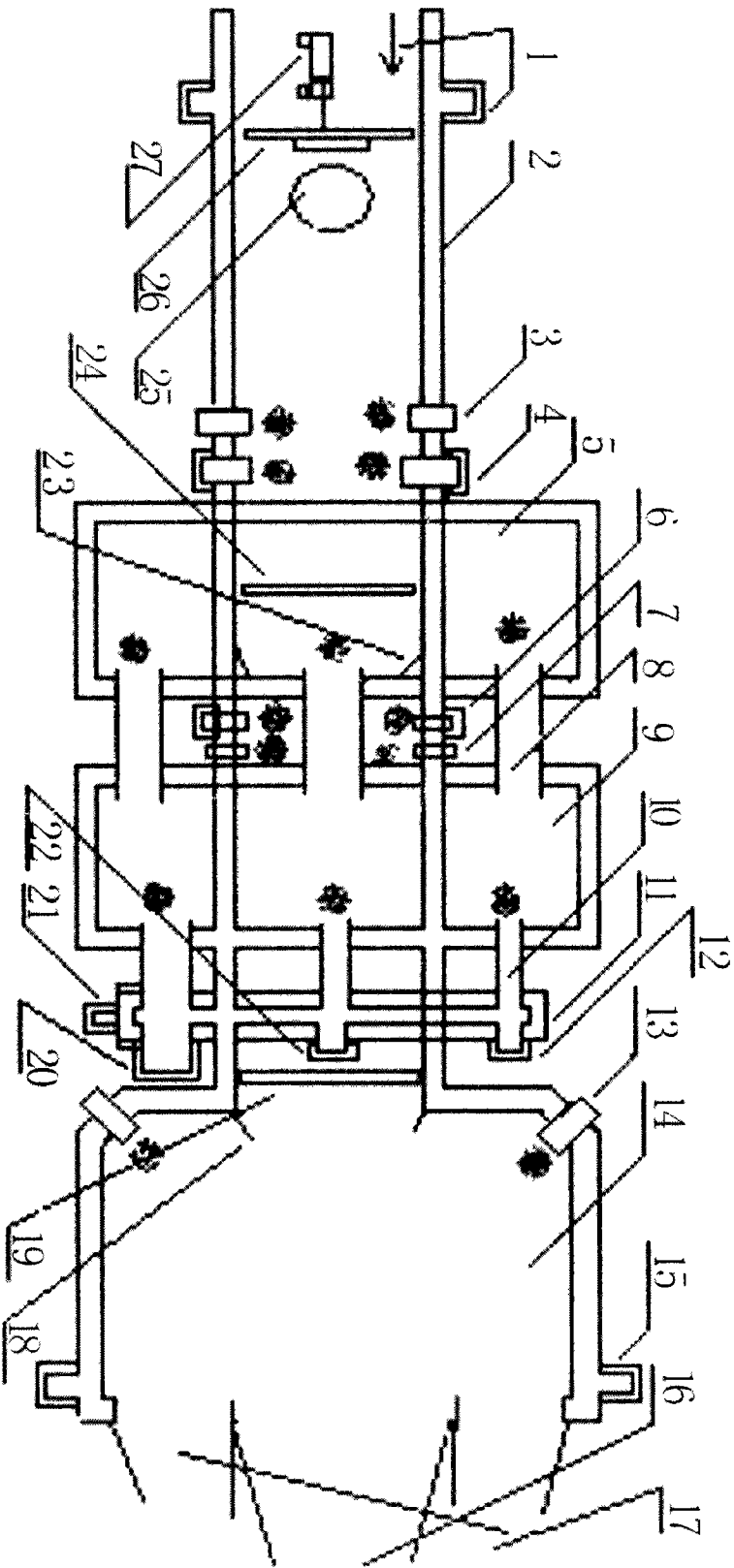


图 1

- 1、前碳氢燃料主管

2、前火箭燃料助剂主管

4、前碳氢燃料主电磁阀

5、6前火箭燃料、助剂主电磁阀

7、中碳氢燃料主电磁阀
- 8、9 中火箭燃料助剂主电磁阀

10、后碳氢燃料主电磁阀

11、12、后火箭燃料助剂电磁阀

13、14、15 前、中、后点火冷却燃料电磁阀

16、17 第二、一亚燃料室

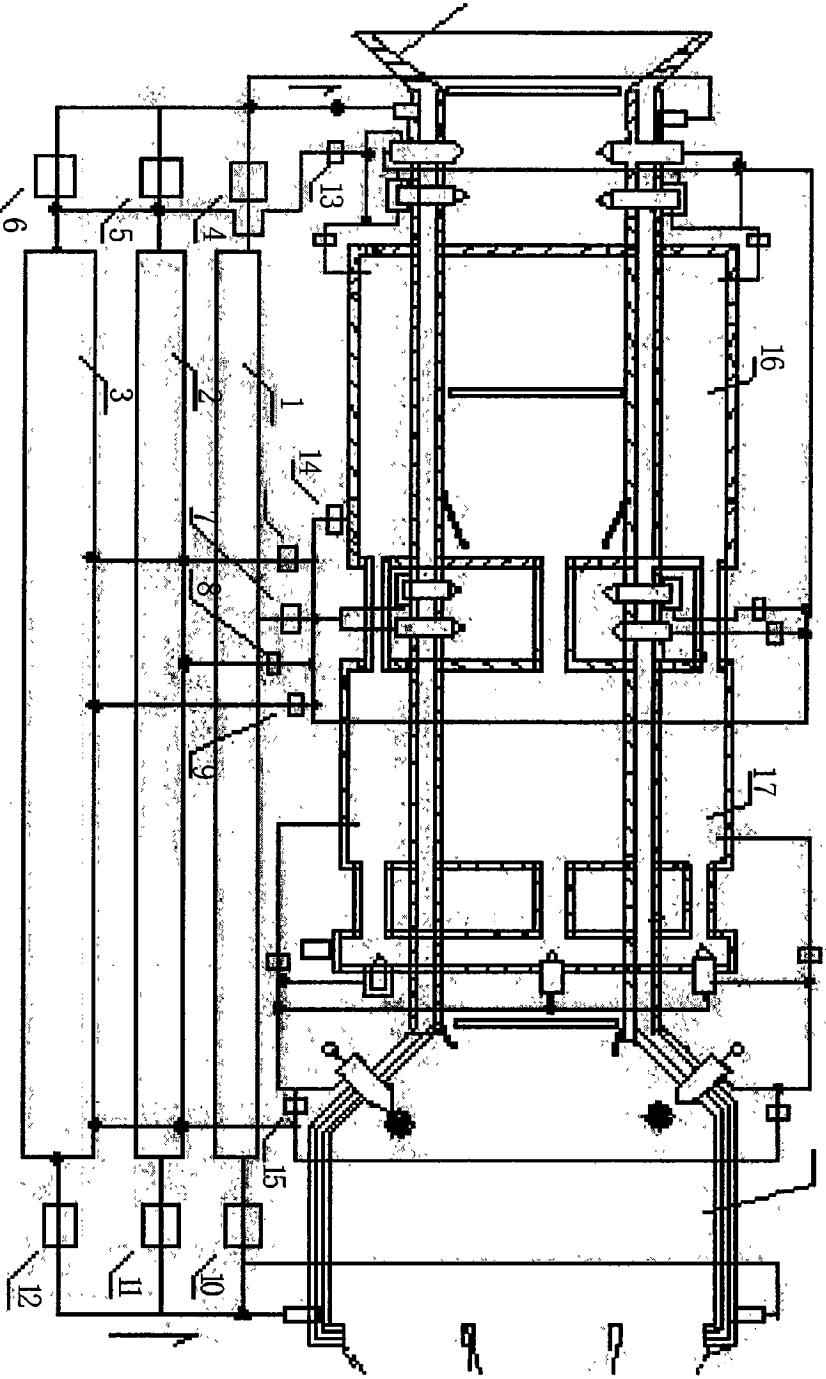


图 2

- 1、混合燃烧室

2、后气门

3、拐杆

4、液压进出口
- 5、液压器

6、液压进出口

7、中气门

8、门框
- 9、前气门

10、液压器

11、电动螺旋顶杆

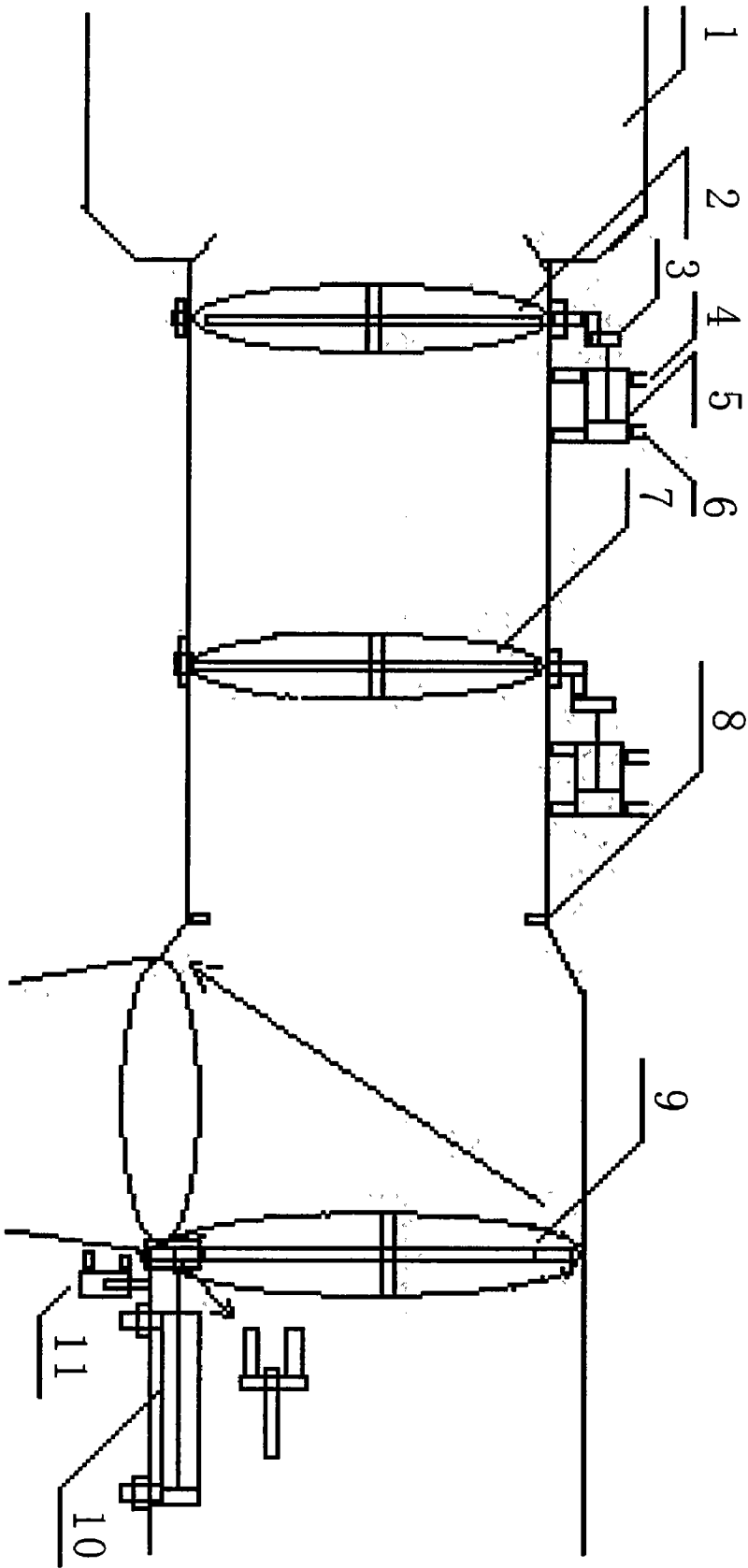


图 3

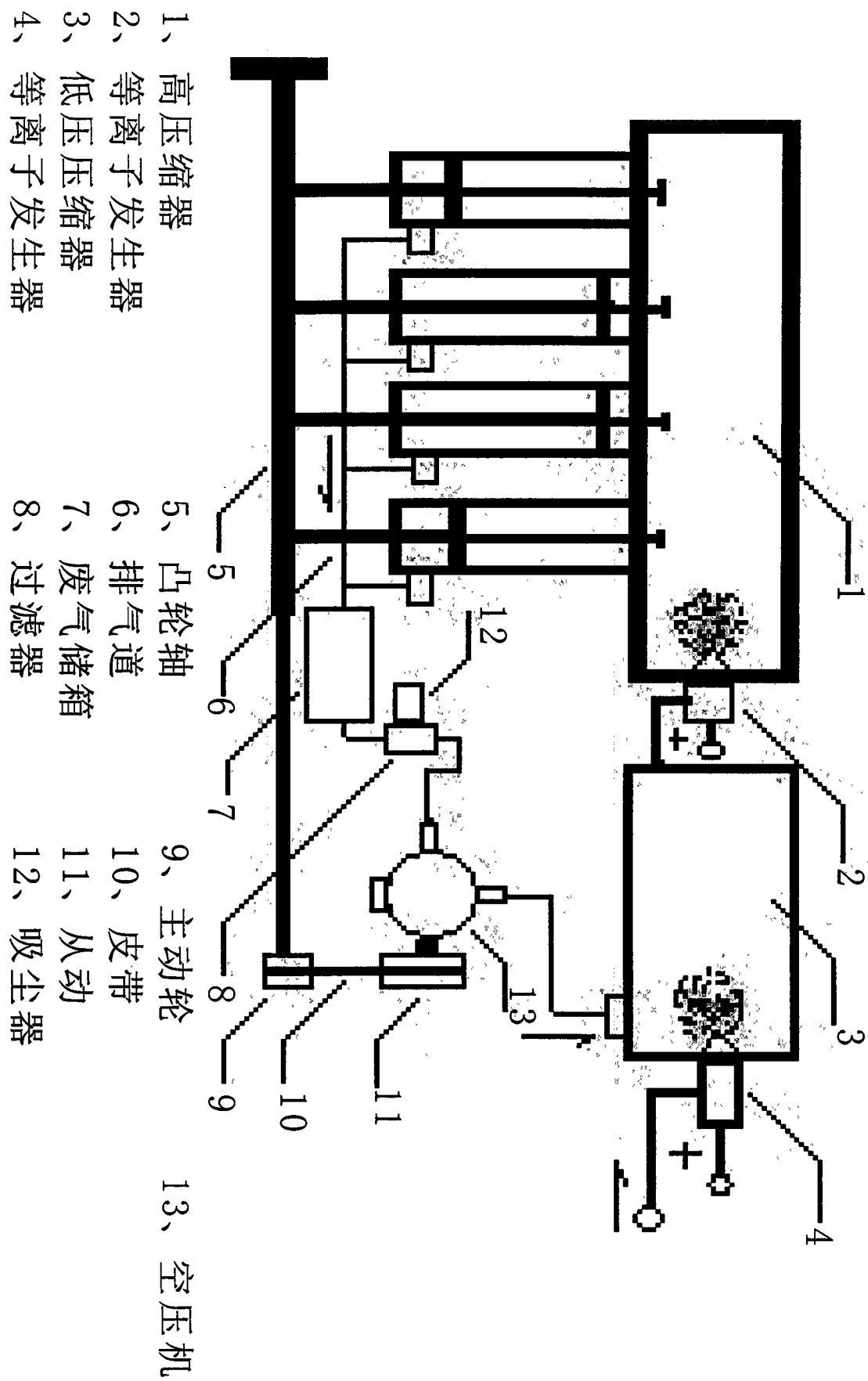


图 4

- 1、

2、

3、

4、
- 步进制调速电机

温压燃料入口

气体输入

输送管道
- 5、

6、

7、

8、
- 轴承密封盖

密封盘

链盘

喷嘴
- 9、10

11、12

13、

14、
- 燃气喷管

喷嘴

等离子发生器

高压反应室

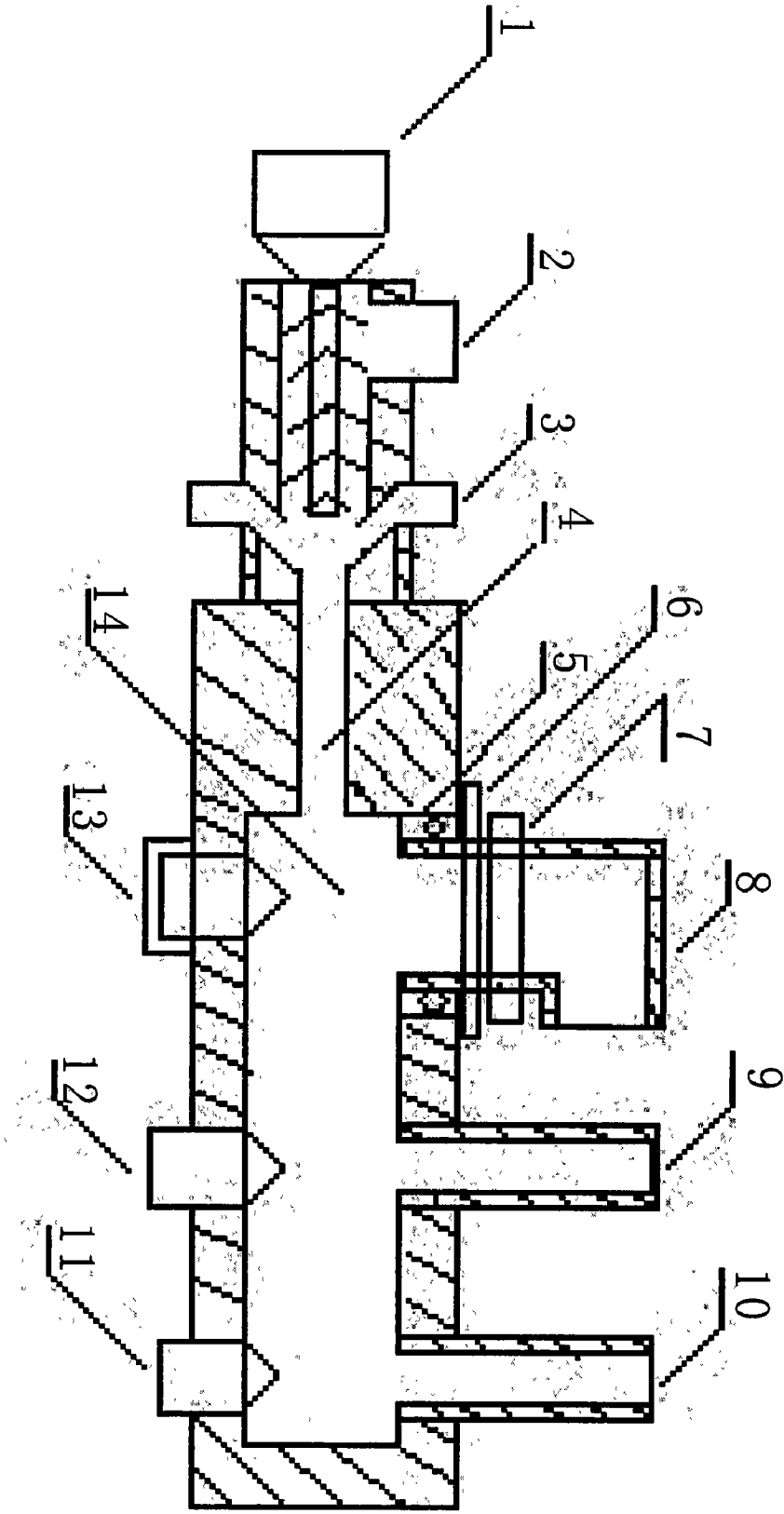


图 5

- 1、振荡器
- 2、等离子发生器
- 3、高能电容器
- 4、超级电容器

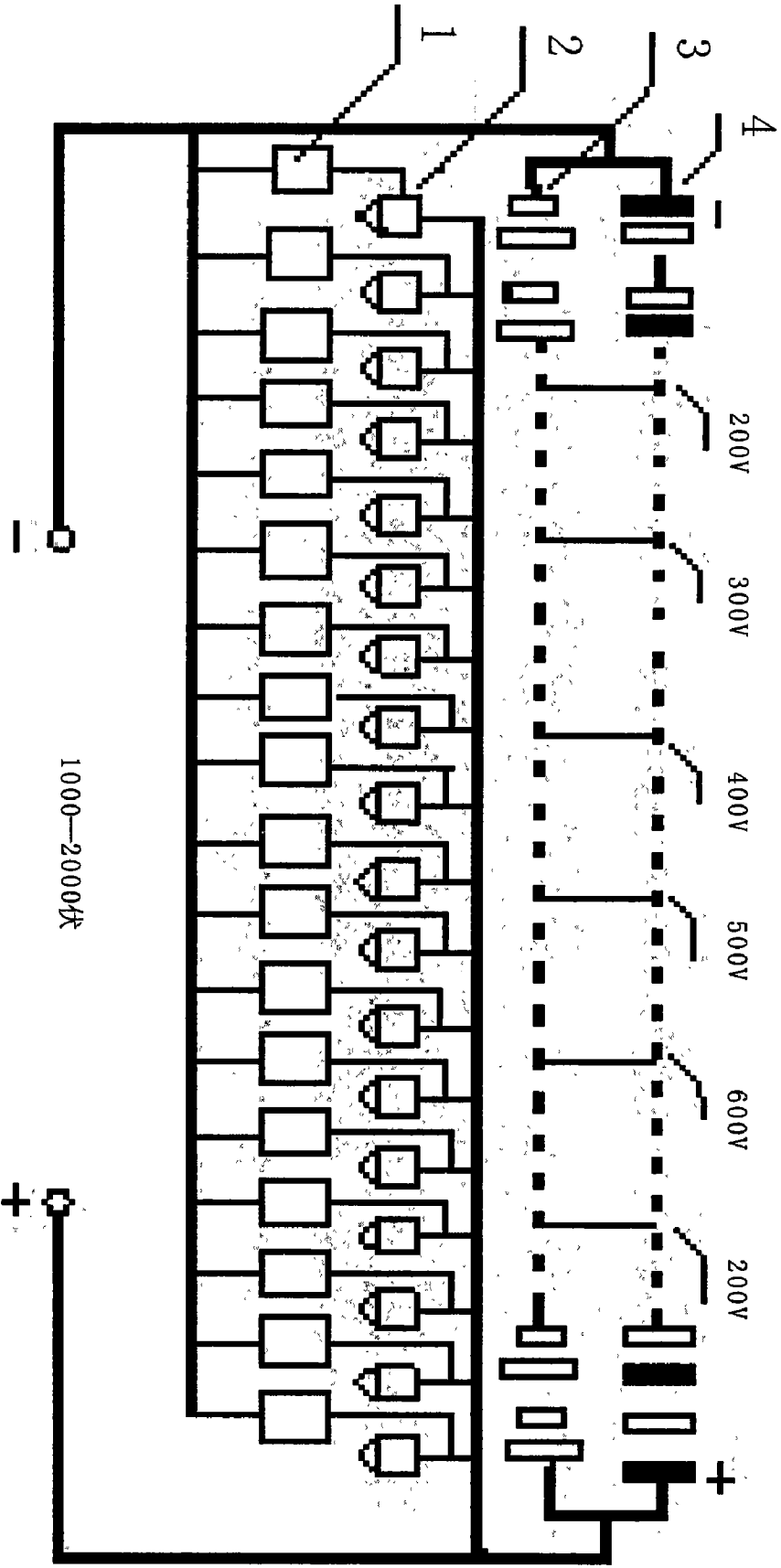


图 6