

微型热机、燃气涡轮、火箭发动机 ——美国麻省理工学院 (MIT) 微型发动机研究计划

编译: 宁建华

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

摘 要: 介绍了 MIT 以 MEMS 系统为基础正在研制的燃气涡轮机、涡轮发生器和火箭发动机的进展情况。由于采用半导体工艺技术批量生产, 所以这些发动机以常规、全尺寸发动机能量密度相同的微型高速旋转机械为基础。微型燃气涡轮设计为在 10g/h H_2 燃料消耗的情况下可产生 $10\sim 20\text{W}$ 电能或 $0.05\sim 0.1\text{N}$ 推力、直径为 1cm 、厚度为 3mm 的 SiC 热机。后来研制的采用烃燃料的热机可产生 100W 电能。相同尺寸的液体双组元火箭发动机可产生大于 13.3N 的推力, 火箭发动机与涡轮泵和控制阀集成在同一芯片上。由分析和试验可知, 该微型热机是可行的, 这些装置创立了推进技术、流体控制和袖珍能量发生器的新概念。

关键词: 微型热机; 微型双组元火箭发动机

中图分类号: V43

文献标识码: A

文章编号: (2004) 03-0042-11

1 引言

目前普遍认为以尽可能大的单元生产能量是十分经济的, 电厂集中生产上兆瓦的电能 (涡轮机可产生 100MW 能量), 然后传输至各个用户。以微电子机械系统 (MEMS) 半导体加工方法为基础的制造技术的出现改变了这种模式。在此我们提出了与目前最好的全尺寸热机能量密度等效的, 由热、电、机械能表征的新的一种 MEMS 装置、MEMS 能量系统或动力 MEMS, 亚厘米尺寸量级的系统可产生 $10\sim 100\text{W}$ 能量。在经典热力循环 (布雷顿、兰金循环等) 基础上, 这些装置与常规全尺寸热机有很多不同, 但性能是等效的。这些微热机在移动能源、推进发动机、边界层和

环流控制以及电子学和人们生活中的制冷器中有着广泛的应用。MEMS 能量系统为能量和推进领域创新开创了新的技术途径。

微热机概念是以高温非金属材料如 SiC 的微机械制造为基础。目前微机械技术主要使用光刻制作精细二维结构, 然后采用刻蚀或蒸发淀积形成柱状结构。采用多层晶片可制作很复杂的三维装置 (目前 $10\sim 20$ 层较多)。与热机相关的制造方法的特点是: 结构精度非常高 (亚微米级)、大量相同单元的并行加工 (可降低单元成本) 以及机械、电子单元同时加工。与传统加工方法不同, 复杂结构 (至少是平面结构) 的微机械加工很少出现质量问题。正如大家所知, MEMS 技术使得复杂微电子机械装置加工成本很低。此外, 通过在难熔材料和工程上应用 MEMS 技术, 就有可能

收稿日期: 2003-11-14; 修回日期: 2004-01-09。

作者简介: 宁建华 (1964—), 男, 研究员, 研究领域为层板光刻、微机械技术等。

实现与大型热机具有相同比功率的微热机,也许每单位能量输出的成本相同。

MEMS 能量系统的实现意味着在微机械和流体动力学、结构力学、轴承和转子动力学、燃烧以及电机设计传统机电工程学科面临着新的挑战。本文叙述了动力 **MEMS** 面临的技术挑战,提出了应对这些挑战的有效方法,介绍了 MIT 在该领域所做的工作,并讨论了微热机的应用前景。

2 微型燃气涡轮机

2.1 热动力学和尺寸

热力系统包括许多技术学科。当系统组件设计受流体、结构力学、材料、电性能和加工因素影响时,整个系统的设计由热动力学决定。因为微组件机电设计的物理局限性与常规尺寸的不同,所以组件和系统的最佳设计也不同。目前常用的许多稳定热力系统都是由布雷顿(空气)循环或兰金(蒸气)循环的演变而来,而非稳定热机是以四冲程、狄塞尔和斯特令循环为基础的。选择布雷顿动力循环(燃气涡轮)用于最初研究是基于能量密度、加工的简单性、验证的简易性、高效率以及热的非均质性考虑的。

一台常用的微燃气涡轮机由压缩机、燃烧室和驱动压缩机的涡轮(由排出的燃气驱动)组成,它像电动机一样来驱动机器,排气流中的剩余焓产生推力。空气入口端直径 1m 的常规燃气涡轮可产生 100MW 量级的能量。如果每单位空气流的能量保持不变,那么当该装置尺寸缩小为毫米量级时,可产生数十瓦的能量。当采用旋转机械时,该能量密度意味着燃烧室出口温度将达到 1300~1700K;转子线速度达到 300~600m/s,因此旋转结构离心应力将会达到几百 MPa(流体和电机的能量密度像转子材料的离心应力一样,与速度平方成正比);低摩擦轴承;旋转和静止部件间几何公差和间隙小(阻止流体泄漏,大型热机中的间隙保持在直径的 1/2000);热冷部件的热隔离。

在微热机和常规热机中这些热力考虑是不同的。影响组件设计的物理学和力学随着尺寸而变化,所以最佳设计也不同。这些区别主要是:流体粘滞阻力(常规热机的大)、有效材料强度(常规热机的大)、表面积—体积比(常规热机的大),

化学反应时间(恒定)、可实现的电场强度(常规热机的大)、制造局限性(主要受目前给定的微加工工艺二维、平面结构所限)。

在像燃气涡轮机一样复杂的装置中有许多热力和结构设计选择。这些选择包括:加工方案、结构设计、热传导、流体力学以及电性能。假定高能量密度 **MEMS** 热机研究的主要目标物理上已经实现,那么所采用的设计准则要使第一台热机及其性能尽可能简单。例如,增加一个将热量由涡轮出口传导至压缩机排出液体中的热交换器(所谓再生循环),则可以减少燃料消耗和降低对涡轮机的要求,但是由此增加了设计和制造的复杂性。因此,首次的初步设计方案是集成了燃气涡轮发生器的一个简单循环。

“微型”热机尺寸有多大?微米级、毫米级还是厘米量级?微型热机最佳尺寸应该根据使用要求、流体力学、燃烧、制造工艺局限以及经济性来决定。许多能量生产应用场合均需要较大尺寸热机,如 50~100W。流体粘滞效应和燃烧室滞留时间也要求较大尺寸的热机。目前半导体生产工艺决定了热机尺寸上下限。上限主要由刻蚀深度决定,在目前工艺水平下为数百微米。下限主要由分辨率和缩影率决定。经济因素包括制造产生的成本和输出效益,一个确定尺寸(如 $\phi 200\text{mm}$)的晶片以每晶片基本相同的成本可制造出比高功率热机更多的低功率热机(注意晶片上所有热机产生的总能量保持在 1~10kW 的水平)。当投入商业应用,用户和市场将会促使进一步提高其性能。因为是第一次概念性论证,所以技术风险小的方法是很吸引人的。分析表明:小尺寸时应用流体力学十分困难,所以采用了目前微加工领域的最大尺寸,大约为 $\phi 1\text{cm}$ 。

性能计算表明:以下讨论的基本结构每单位气流功率大约为 130W/g/s,燃料比耗为 0.44g/W·h,推/重比为 12:1。气流速率主要受涡轮叶片根部应力确定的翼高限制。计算表明:在未来设计中采用回流换热室提高比功、燃料比耗和气流速率,则有可能实现输出功率 100W、燃料比耗 0.28g/W·h 和推/重比 100:1 的微热机,该量级的燃料比耗接近于兆瓦量级的小型燃气涡轮机,推/重比是最好航空发动机的 5~10 倍。非常高的推/

重比是所谓“立方—平方律”的结果。当热机重量随着体积减小（线性尺寸的立方）时，除气流和功率随吸入面积减小（线性尺寸的平方）外，其余各量均随热机尺寸减小而线性减小，所以功率/重量比随热机尺寸减小而线性增大。详细计算表明：热机实际尺寸减小带来的性能参数变化并非如此严重。

微热机尺寸的减小也减小了特征时间（除化学反应时间外），所以起动和关机非常迅速，在几百微秒量级。这样我们就可以假定该热机在调制的脉冲宽度模式下工作，或者在 100% 或者在 0% 功率下，均可避免非设计工况和相对低效的工况。重要的一点是，微热机与常规全尺寸热机是完全不同的两种装置。

2.2 热机方案和设计

制造微燃气涡轮机计划分五步完成。（1）探索以目前所知的热机物理和制造局限为基础的主要设计方法，完成热机及其组合件相容性“初步”设计；（2）在热机初步设计基础上，进行组合件、材料以及加工方法研究和设计；（3）组合件试验和性能研究；（4）在（2）和（3）结果的基础上，完成热机最终、详细设计；（5）热机加工和试验。

数十或数百微米尺寸组合件测量尤其是精确测量是十分困难的。通常，仪器不能与组合件分离，必须在生产现场，由此使得组合件设计和加工过程更加复杂。为此采用按比例缩小原理，研制尺寸适合于通用仪器和常规制造工艺的超级尺寸组合件进行试验，而保证其基本物理特性不变。该方法已用于涡轮机流体力学、轴承流体力学、转子动力学和起动器/发生器电子机械学。燃烧室和材料性能不能按比例缩小，所以必须在全尺寸热机上研制。

初步热机设计如图 1 所示，其性能参数列于表 1。该热机由超声径向离心式压缩机和空心轴涡轮组成（轴是空心的以限制热传导）。气态 H_2 燃料从压缩机出口喷出并与空气混合，随即沿径向流出火焰稳定器。燃烧室产物沿径向排入涡轮，涡轮排出物转 90° 后排入热机喷管出口。薄膜电起动发生器安装在压缩机叶片上方屏蔽板上并由压缩机排出的空气冷却。压缩机排出的空气也用于冷却结构以便热隔离压缩机与燃烧室和涡轮。转

子支撑在空气轴承上。为了减少组件数量和外部连接，采用了高度集成的设计方法。

该项研究计划除燃气涡轮热机、涡轮—发生器以及尺寸和结构相同的电动压缩机外，还包括两台高速旋转装置。涡轮—发生器由一个圆盘转子组成，该圆盘的一面是径向来流的涡轮叶轮，另一面是发生器转子。圆盘的轮箍是轴颈空气轴承，轴向负荷由置于圆盘中心线两端的空气轴承轴向压力板支撑。转子在定子和末端板之间被支撑，通道使空气分布于轴承上，从而完善了该装置。用一个压缩空气进口产生 20W 电功率的设计方案主要使用轴承和转子动力学、涡轮气动力学和热机电子机械学作为研制工具。电动压缩机与涡轮结构相同，气流沿径向流出，电机为电动机。设计应用是 100W 加压燃料箱。

以下章节将简要讨论组件设计所考虑的因素和初步设计。

2.3 结构与材料

能够产生能量的涡轮机热力循环设计要求高转速和高温。为了获得高性能就要求材料在一定温度下具有高比强。陶瓷材料一般比在常规燃气涡轮热机中使用的金属材料密度低、硬度高、热膨胀系数小、允许工作温度高。陶瓷材料的这些特性对所有尺寸量级的涡轮机设计均有吸引力，但是将其引入常规燃气涡轮时受到了该材料低韧性的限制。陶瓷的低韧性是指该材料在生产 and 应用过程中其强度对裂纹十分敏感。然而，脆性材料的强度与尺寸相关。实验研究表明：平均来讲，小样品比大样品强度高，这是因为大于临界尺寸的裂纹随着样品尺寸减小而减小。此外，使用微加工工艺加工单晶材料将会形成高质量的表面和相当高的强度。强度的良好缩放比例是支撑微热机研究的因素之一。表 2 比较了常规和微旋转机械热结构材料的主要特性参数。其他结构设计参数也与尺寸相关，如表 3 所示。

尽管强度和抗热冲击能力尺寸效应好，但是高的表面积—体积比增大了相对氧化速率，而且促使结构向等温工况工作。这些尺寸相关性在结构设计过程中对不同参数间的匹配起到了重要作用。

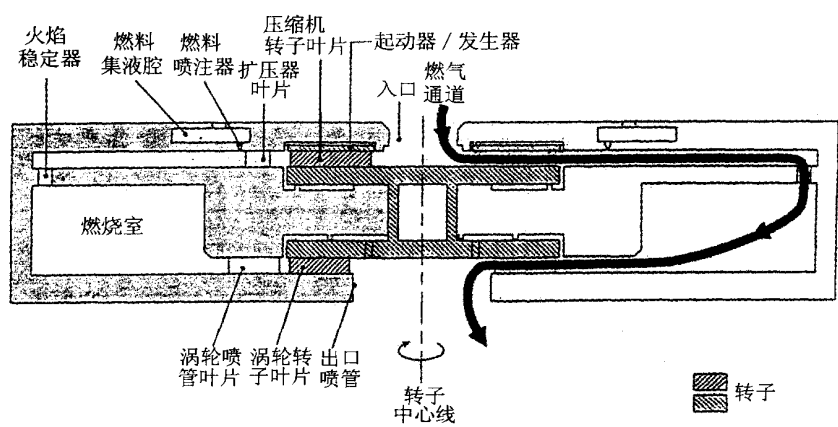


图 1 微型燃气涡轮发生器截面图

表 1 基本微热机参数

热机类型	单轴涡轮喷气热机
尺 寸	$\phi 12\text{mm} \times 3\text{mm}$
压 比	4 : 1
空气流量	0.15g/s
燃烧室出口温度	1600K
转子速度	$2.4 \times 10^6 \text{rpm}$
输出功率	16W（电功率）
推 力	0.125N
重 量	1g
燃料消耗率	7g/h

表 2 涡轮机材料的主要特性参数

特性参数	镍基合金	钛合金	常规陶瓷 (微尺寸陶瓷)	微尺寸硅
离心应力 $(\sqrt{\sigma_f/\rho})$ (m/s)	330	420	420 (670)	330
热应力 $(\alpha E/\sigma_{f/y})$	2.7×10^{-3}	1.2×10^{-3}	2.0×10^{-3} (1.1×10^{-3})	0.9×10^{-3}
硬度 (E/ρ) (MPa/kgm ⁻³)	~26	~25	~95	~70
最高工作温度(℃) (限制因素)	~1000 (蠕变)	~300 (强度)	~1500 (氧化)	~600 (蠕变)

表 3 结构设计的尺寸效应

特 性	当尺寸减小时 所产生的效应	说 明
陶瓷强度	增大	允许提高工作速度
结构应力	不变	尺寸随着密度和速度平方而减小
热传导率	增大	结构件等温变化
抗热冲击能力	增大	在宏观尺度是不可行的
响应频率	增大	工作频率也增大
抗氧化性	减小	由于表面积-体积比增大
结构抗冲击能力	增大	抗冲击应力与尺寸无关，而强度随尺寸减小而增大。
材料蠕变	无关	只要结构尺寸远远大于材料微结构尺寸

微热机设计与所有常规涡轮机一样，均要求对材料容许参数精确判定，然后对所提设计方案的结构详细分析。

材料强度是结构设计过程要考虑的重要因素。因为微热机材料是加工方法和物理尺寸的函数，所以必须用相同加工方法和相同尺寸的样品进行试验。实验表明：扁平双轴硅样品经深反应离子刻蚀后，其标准强度 σ_0 （ σ_0 定义为 63%样品发生断裂时的强度）可达 4GPa。涡轮叶片根部急剧过渡区由于表面粗糙度较大，此处强度减小到了原来的三分之一。然而，使用各向同性刻蚀方法可使表面粗糙度均匀化，并恢复其强度。

为了设计可靠结构就要求分析应力和变形。在微热机中，最重要的组件是涡轮转子，它要经受大的离心应力、高温和可能的附加强冲击载荷。对脆性结构，可采用概率分析法计算材料强度的随机性。在基本工况条件下，采用与材料强度弱键统计模型（维泊尔模型）相结合的三维有限元应力分析可知，全部失效的概率很低（小于 10^{-5} ）。

硅的高温性能受其蠕变寿命所限，因此需要研制更多耐熔微加工材料。目前采用在 Si 基上化学气相沉积相对较厚的 SiC 层（10~200 μm ）来设计和加工 SiC 和 Si/SiC 混合结构。初步分析和试验表明：这是一个有希望的方法。此外，因为需要小尺寸材料，所以由于热冲击而不能用于大型热机的一些材料（如 Al_2O_3 ）可用于目前加工工艺

下的微热机中。

2.4 加工工艺

象微燃气涡轮发生器一样大和复杂的结构加工面临着一些挑战。这些挑战是：几百微米深的沟槽加工、高荷载部件上为减小应力的倒角加工、电动机的电特性、截面尺寸为毫米量级、深度为几百微米的凹槽加工、装配和封装。因为初始组件论证是 Si 材料，所以早期采用的材料为 Si。0.1~0.2g/s 空气流量意味着气流和通道高度在图 1 所给结构上为 200~300 μm 量级。轴承也要求有相同尺寸。深反应离子刻蚀用于加工图 2 所示的涡轮，该涡轮转子直径为 4mm，叶片间隙为 200 μm ，转子圆盘和定子基座间的轴承间隙为 10 μm 。该涡轮的试验装置是在晶片上加工出的五层“微涡轮试验台”，该试验台包括止推轴承、空气轴承和连接件、涡轮入口和排气导管以及测量仪器部分。

应用 MIT MEMCAD 程序、MEMS 工艺设计工具已经为整个热机研制出了“稻草人”工艺规范。采用已知工艺方法，加工整个热机所需晶片，其中包括无辅助装置的自由旋转转子。这是一个复杂和富有挑战性的工艺过程，它要求晶片对准键合 7 次、光刻 20 次、薄膜淀积 9 次。可以粗略地讲，虽然微热机主要生产工艺方法与现代 COMS 集成电路不同，但前者整个工艺的复杂性不亚于后者。

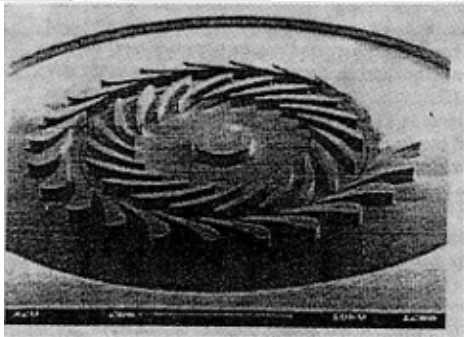


图 2 65W 微涡轮

2.5 涡轮机与流体力学

高效、高速涡轮机是微热机的“心脏”。在非常小的尺度上采用与目前微加工工艺局限性相兼容的方法研制高效微流体机械对流体力学提出了新的挑战。当长度尺寸未小到非连续流体力学的范畴时，雷诺数比常规涡轮机中的小若干个数量级。目前加工的难点就是要解决大量构造三维结构的方法。因此，微型涡轮机不能通过按比例缩小常规涡轮机而实现。

微热机的这些约束为流体机械设计者提出了一些新的挑战。首先，高效燃气涡轮每级所需的相对较高的压比意味着圆周马赫数必须在超声速范围之内。即使在如此高的速度下，冷组件的雷诺数仅为千分之十，而热机涡轮的雷诺数仅为几千，在该工况下流体是层流的，流体动能转化为静态压力是困难的。这种雷诺数低、马赫数高的设计命题既无设计经验、经验数据又无合适的流体设计和分析工具可参考。第二个挑战是目前微机械工艺还不具备加工非平面、类似“冲压”件的结构。因此，根壁轮廓线和气流螺旋运动不能用于控制流体动能与静态压力的转化以及减小流体边界层的分离。第三个挑战是使推进剂流动方向偏离加工面方向（如图 1 中的火焰稳定器），从而不会造成压力损失和堵塞。通常用于完成该项功能的旋转叶片和轮廓线不易微加工。微领域的一个特点是在宏观界公认的相对较高强度的材料可获得每单位压升较高的圆周速度。因此，在这种情况下，与其它因素相比，对流体动能转化为静态压力的要求就可降低。

该项研究计划要求设计和研制四台不同的涡轮机：压比为 4：1 的压缩机和“热”燃气入口燃

气涡轮机，“冷”入口涡轮发生器，压比为 2：1 的电动压缩机。四种设计方案有一个共同的设计意图，就是采用叶片型面来控制通道面积分布状态，因此扩散速率均在恒定的通道高度上。四种涡轮机组件设计均采用二维数字层叠码完成，并用三维有限容积 N-S 方程解来评估其性能。设计结果为独特型面的叶片和可使流体高速旋流的转子。数字分析预测：压缩机级间效率为 60~65%，“冷”涡轮在转子效率为 75% 时产生的功率为 65W。在所有工况下，用三维法预测的效率损失均比用二维法预测的大一倍，这一结果可与大尺寸涡轮机的相比较。压力损失与尺寸（雷诺数）关系如图 3 所示。数据计算结果表明：影响该涡轮机效率的主要因素并非低雷诺数下工作的固有物理过程造成的，而是由二维微加工产生的局限性造成的。总之，预测的这些性能参数是令人鼓舞的，因为对一个可行的微热机来说，这些性能参数是充足的。这些是首次设计的迭代结果，而且通过再次设计有可能实现性能更高的微热机设计。

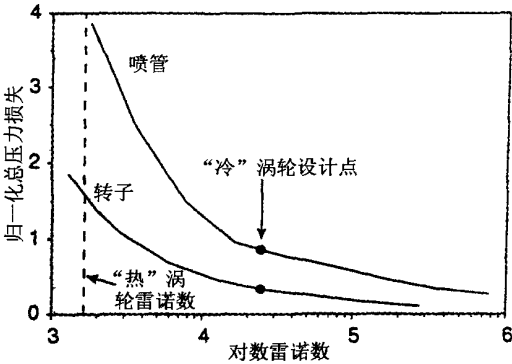


图 3 图 2 所示涡轮的压力损失 ($\Delta P_T/1/2 \rho v^2$) 与雷诺数的函数关系

当模拟计算结果较好时，在热机中仅需考虑硬件试验结果。作为研究手段，研制出了比微热机大 75 倍的涡轮机试验台。按比例放大的试验台允许使用常规金属制仪器仪表进行快速测量。当保持圆周速度为常量，通过流量将压力缩小 75 倍来匹配雷诺数和马赫数。设计的试验台适用于压缩机和涡轮试验。因为压缩机的气动设计比涡轮的困难，所以该试验台只进行压缩机试验。

2.6 燃烧

微热机燃烧室的要求与常规燃气涡轮燃烧室的一样，都是以尽可能低的总压损失来获得化学能向热能和动能的转化，其它的要求包括在热机所有工况下燃料和空气引入与混合、点火和稳定工作。其主要约束与维持低应力、冷却结构以及可与整个热机结构相比较的尺寸和形状有关。为微热机应用设计一个燃烧室至少面临着两个新的挑战。第一个挑战是小尺寸热机引起燃烧室流阻成倍增加，这个问题很难解决，因为诸如喷注、混合等许多流体力学过程均与结构尺寸有关，但是化学反应时间与结构尺寸无关。第二个挑战与增大的表面积/体积比有关，随着表面积/体积比增大，燃烧室壁热损失相对于在燃烧过程中释放的热量显著增大。不过也有一些与微热机燃烧室设计有关的一些有利条件，其中之一就是性能提高后的材料可用于工作在 1700K 高温的无冷却的燃烧室，它比常规尺寸燃烧室允许工作温度还高了几百度。

表 4 比较了微燃烧室和压比为 30：1 的典型燃气涡轮机燃烧室的各种性能参数。微燃烧室性能参数是在大约 4：1 压比下工作的非再生冷却微热机的性能参数。各种参数值是通过氢/空气系统所能获取的性能进行保守假设而得到的。微燃烧室长度为常规燃烧室的 1/100，体积为 1/1000000。在该尺寸量级环流供暖率比常规燃气涡轮燃烧室大 10 倍。

在此仅介绍已经提出的微燃烧室设计策略的基本思想，然后介绍一些初步的结果。这些设计策略是以三个基本概念为基础的。第一个概念是为了提高燃烧室滞留时间，相对于热机必须增大燃烧室尺寸，所增加的尺寸由热机低压比决定。对热机来说，正在研究的燃烧室比常规热机的大 40 倍（体积比）。由此滞留时间为 0.5~1.0ms，它比化学反应特征时间大一个数量级。注意，即使相对于热机增大了燃烧室尺寸，但是燃烧室仍然处于远远小于 1cm³ 的体积之内。

表 4 常规燃烧室和微燃烧室比较

设计要求（海平面起飞）	常规燃烧室	微型燃烧室
长度	0.3m	0.003m
体积	$6 \times 10^{-2} \text{m}^3$	$4 \times 10^{-8} \text{m}^3$
横截面积	0.2m^2	$4 \times 10^{-5} \text{m}^2$
入口总压	30 atm	4 atm
入口总温	800K	500K
质量流量	55kg/s	$2 \times 10^{-4} \text{kg/s}$
平均流速	40~60m/s	6m/s
滞留时间	5~8ms	0.5ms
效率	>99.5%	>99.5%
燃烧室压比	>0.95	>0.95
出口温度	1800K	1500K
允许壁温	1200K	1600K
环流供暖率（kW/m ³ /atm）	3.8×10^4	3.3×10^5

燃烧室设计所依据的第二个基本概念是远在燃烧室上游的燃料引入和混合。在图 1 所示的微

热机简图中, 为了减小燃烧室体积, 将燃料喷入压缩机下游扩压器的无叶部分。在常规燃烧室中, 无论是在主区燃料/空气混合, 还是在下游与稀薄空气进一步混合, 燃烧室容积主要用于混合。以这种方式进行燃料预混合所面临的困难是: 在大多数燃气涡轮循环方式下, 由于受涡轮入口温度限制, 燃/空比偏低。对于均质气相烃/空气燃烧, 该燃/空比在欠燃烧限之外。燃烧室设计策略所依据的第三个基本概念是欠燃烧 (即等效燃/空比接近于 0.3 或 0.4)。对烃/空气混合来说, 有两个可超越欠燃烧限的著名的燃烧观点。第一个观点是简单地使用诸如氢的一种燃料, 氢燃料与氧具有高的化学反应活性, 所以其可燃性范围较大。第二个观点是利用表面催化作用加速烃/空气燃烧反应。因为微热机表面积/体积比较大, 所以表面催化作用特别适合于它。由此得到了在欠燃烧条件下加速燃烧的好的方法。换句话说, 燃烧可在微热机所采用的耐熔陶瓷温度限以内相对较低的温度条件下进行 (1400~1600K)。因为消除了室壁有效冷却和燃烧室稀薄区的工作要求, 所以极大地简化了燃烧室的设计。短的滞留时间伴随着低温意味着 NO_x 产物与常规燃烧室相比很少。

目前正在研究氢/空气和催化烃燃烧室。已经获得了氢/空气燃烧室的主要结果, 如图 4 所示。该图说明了结构类似于图 1 所示微热机简图的 130mm^3 微燃烧室在大气压下试验, 测量燃烧室出口温度的试验结果, 该结果为各种燃料/空气混合比下的数值。在图上, 对每一个混合比和燃烧室效率也标出了相对应的绝热火焰温度。燃烧室温度是用预计不准确度 (修正了热传导和热辐射后的精度) 为 $\pm 100\text{K}$ 、直径为 0.25mm 的 K 型热电偶测量获得的, 如图所示, 也获得了微热机燃烧室工作时的出口温度 (与目前燃气涡轮燃烧室相比, 该燃烧效率较低)。燃烧室效率低的根源是燃烧室室壁未采取绝热措施而产生热损失造成的。室壁绝热或热再生利用可减小该热损失。在微热机所要求的环流供暖速率下, 该燃烧室工作了数十小时。更多的试验在较大的入口温度范围内进一步证实了相同的性能, 而且压力可达 4atm 。加热金属丝证明可满足点火器要求。由二维和三维数字模拟的实验结果与上述试验结果相同。

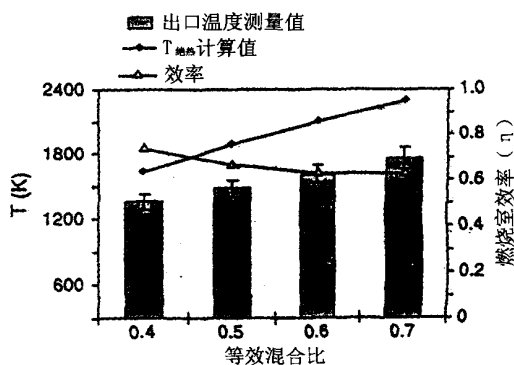


图 4 类似于图 1 的微燃烧室出口温度和效率与等效混合比 (燃料/空气比) 的关系

2.7 轴承转子动力学

要求使用低磨阻轴承以保证转子克服流体和电场阻力, 在转速超过 $2 \times 10^6 \text{rpm}$ 时使用外部加速装置。先前的 MEMS 旋转装置使用干摩擦轴承, 高速涡轮机要求有润滑系统以确保使用寿命。例如: 气体薄膜、电动的和混合气/电轴承。选择轴承承载能力强、易加工的轴承作为初步热机设计方案。轴颈轴承可支撑径向载荷, 止推板支撑轴向载荷。

有两个主要的设计方案。第一个方案是将轴颈轴承布置在热机中心线上, 由此可降低表面速度、轴承阻尼以及可压缩气体效应。然而, 大的间隙/半径比 (c/R) 将导致轴承性能下降。第二个方案是将轴承布置在旋转轮半径以外。由此, 虽然高速轮缘速度将会导致超声速轴承气流和大间隙雷诺数 (传统轴承具有趋近于零的小雷诺数), 但是该方案可获得较高的载荷和稳定的性能。最后, 该轴承的长/径比很小, “扁平” 形状对稳定性不利。尽管如此, 该轴承易加工, 后一种设计方案仍是目前“初步”的轴承方案。

微气体轴承工作时所遵循的物理规律在以下几个方面表现出了独特性: 轴承圆周速度达到超声速, 所以可压缩效应十分重要; 惯性力/粘性力比 (雷诺数) 较高; 与转子质量相比, 轴承表面积很大 (立方—平方律); 以及轴颈长/径比很小。这些因素共同作用的结果是轴承设计超出了现有理论和经验设计范围, 特别是轴颈轴承的设计。大多数气体轴承系统或者在亚临界或者在不比首

次几个临界模式速度高的条件下工作。亚临界工作要求亚微米工作间隙,该间隙难以加工而且带来的粘滞损失远大于发动机正常工作时的情况。目前转子速度设计为比临界状况的高两个数量级。气体轴承与可出现气穴现象的液体轴承不同,即使在亚临界转速下,工作也不稳定。因此,稳定性是一个重要问题。

因为在高雷诺数和马赫数轴承计算结果中未忽略轴承间隙惯性和热效应,所以必须采用 N-S 方程计算轴承流量并与精确的雷诺润滑方程计算结果进行比较。计算结果表明:在轴承参数和惯性参量求解范围之内,雷诺方程解是精确的。在这些计算结果基础上,对快速求解雷诺方程进行了大量研究,特别是轴承稳定性问题研究。

早期研究表明:轴颈轴承在线性不稳定区工作,但具有稳定循环限。对 MEMS 装置来说,气体薄膜系统稳定性可用对轴承间隙/半径比 (c/R) 非常敏感的无量纲的质量 $\bar{M} = (c/R)^5 (mp)/(72L\mu^2)$ 来表征,与常规轴承相比该值较大(其中 L 是轴承长度, m 是转子质量, p 是轴承压力, μ 是流体粘度)。众所周知,由于结构设计的对称性和轴承间隙 c 大幅度减小,所以气体轴承偏心运动的稳定性将会得到提高(由定义,当轴承位于间隙中心时偏心率 $\varepsilon=0$;当轴承与壁接触时 $\varepsilon=1$)。图 5 说明了对不同偏心率计算的轴承稳定性边界与无量纲的转速之间的关系(无量纲转速即轴承数, $\Lambda = \omega \bar{M} / p [c/R]^2$, 其中 ω 是轴承角速度)。特定的结构确定了一定的无量纲质量 \bar{M} , 如图 5 中的虚线所示(高转速时由于转子膨胀, \bar{M} 有所减小)。实线代表了给定偏心率的稳定边界。例如,轴承数为 0.1 时,轴承仅在偏心率大于 0.9 时是稳定的。随着转速提高,稳定性可得到改善。对于常规轴承无量纲质量 \bar{M} 比微轴承的小 2~3 个数量级,其最小偏心率较小,数量级为 0.5。随着轴承长径比增大,为了稳定性所需的偏心率将减小。

稳定性是指轴承必须在大偏心率下工作。重力通常影响微轴承的偏心率。已知 MEMS 装置上的重力载荷实际上为零(立方—平方律使转子质量变得可忽略不计),因此必须通过改变轴承加载方法以保证稳定性。目前有两个方法可解决该问

题:(1)不同侧面加压法;(2)有目的地采用非平衡质量法,使转子受力沿质量中心线旋转而不沿其几何中心线旋转。其它结构的轴承以稳定的有限振幅循环旋转,同时也评述了静电轴承。

已经建成了 1:1 微尺寸(图 2 所示尺寸)和 26:1 宏观尺寸(该试验台装有许多仪器)的涡轮驱动转子动力学试验台。初步数据证明:该结构转子能以高速工作,而且早期的线性稳定性评估过于悲观。

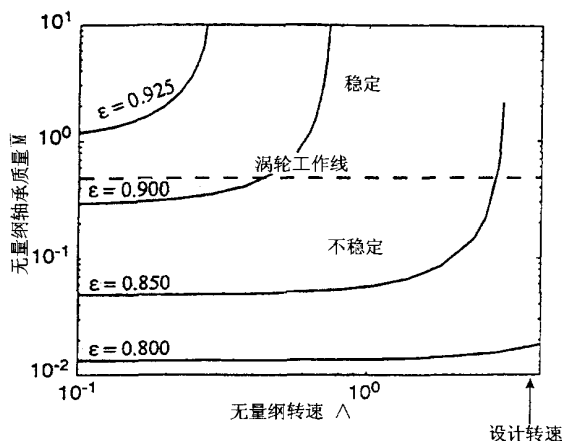


图 5 说明稳定性要求的转子偏心率 ε 与

无量纲转速 Λ 关系的微轴承工况

(虚线是结构类似于图 2 所示的轴颈轴承的涡轮工作线)

2.8 电动机

电动发电机起动燃气涡轮并产生电功率输出。将电动机集成于热机可使机械结构简单化(无需轴承或其它结构)而且易于提供冷却空气。一般可使用电的或磁的装置。考虑到能量密度、微加工、高温以及高速工作,本课题选择电动机。初步设计方案是安装在压缩机转子套筒上的 500 个电极的平面感应机。外开关和控制电路是设计方案的一个集成部分。该机在 3~5MHz 几百伏电压条件下产生功率,在电效率大于 80% 时能产生 20~40W 功率,主要损耗来源于转子一定子间隙里的粘性阻尼。已经构建了微热机模型,以进一步开展能量电子学研究。

2.9 辅助系统、集成和包装

一个完整的燃气涡轮除上述组件外,还要求有辅助部件,包括传感器在内的燃料控制系统、处理程序和燃料控制阀、电动发电机控制电路、

空气入口过滤器以及燃料供给系统(包括增压贮箱或泵)。因为这些辅件是用于微热机概念验证的,而且其功能可通过现有的宏观尺寸部件来提供,所以此次热机研制计划不包括这些辅件。

将无壳体的微热机(图1)集成入用户系统在航空界被称为“安装”,在半导体领域被称为“封装”,在某种程度上封装能够控制成本。对于微热机,封装包括:电和燃料连接、机械安装以及吸入和排出的燃气导管安装。电连接可采用类似于目前半导体器件的连接方式,机械和流体连接技术必须研究。微热机的热界面与集成电路的十分不同。在集成电路里,必须将电路工作时发出的热量从壳体上排出(即器件必须冷却)。燃气涡轮的热量通过排出的流体带走,因此热机壁可以绝热以保护环境。简单的初步设计的燃气涡轮机出口温度为 1000°C 。计算表明:采用尾气混合器再生冷却的热机(类似于直升机上红外抑制器所采用的冷却方式)出口温度小于 100°C 。

当紧密集成时,这些辅件可使热机尺寸和重量增大2~3倍。表1中预估的热机重量实际上是无壳体发动机净重量的3倍。

3 应用

纽扣式热机的确令人神往,但是有用吗?回答是肯定的,在近期和未来有许多公认的应用,也许最广泛的应用应该是袖珍能量产品。许多袖珍电子器件,数十瓦电功率足够了。液体烃燃料的能量密度是最好电池的20~30倍,所以功率源尺寸可以减小。通过填加燃料可很快完成再充电。微热机燃料消耗率为 10g/h ,而热机重量小于 1g ,因此除了仅要求几分钟工作之外,热机燃料消耗比热机尺寸更加重要,当需要比单一微热机所能提供的更多功率时,必须并联使用几个或更多的微热机。并行论的一个简单方法就是晶片尺寸级集成,其中包括晶片上的燃料和控制导管的连接。 $\phi 200\text{mm}$ 、厚 3mm 的晶片能产生 10kW 功率,因为其功率/重量比大,所以其袖珍分布式阵列功率单元在较重的空基和陆基运载器中的应用十分引人注目。

微型燃气涡轮机还可应用于运载器的推进系统之中。单台发动机的输出足以推动目前美国国

防部感兴趣的、起飞总重量为 $50\sim 100\text{g}$ 的微型飞行器。当需要更大推力时,可采用多台发动机或晶片。 $\phi 200\text{mm}$ 晶片可产生 89N 推力或大约 2.9kPa 压力(该晶片非常接近于理想激励器晶片的情况)。该值接近于飞行器机翼载荷,所以航空运载器必须要有足够的面积以支撑用于推进的、安装在表面的微型发动机,从而解决大多数推进系统内部空间紧张的问题。微型发动机还可应用于战术导弹以及 $100\sim 1000\text{kg}$ 的超音速飞行器之中,它们需要上千台发动机。在如此布局的发动机排列中,推进系统能够吸收飞行器边界层并可消除尾流,由此提高了效率。微型发动机推进方法的另一个优点是,推力完全是模块化的,所以在广泛的飞行器应用范围之内能够使用一种设计的发动机,并可大量生产。同时,通过增加发动机数量,则可满足飞行器对推力增长的需求,而不必采取目前改进或重新设计发动机的方法。必须指出,当脱离晶片考虑大量发动机时,燃料供给、控制以及集成问题将是复杂的。此外,微型发动机燃料比耗小于大型飞行器发动机。虽然推重比大、噪音低的微型发动机用于诸如短程垂直起飞发动机的辅助推进系统有吸引力,但是在载人飞行器推进系统中似乎还看不到未来应用的前景。

表面安装的微型发动机可用于边界层和环流控制,它们是高能流体源,其散热器在被动或主动控制方式下均可迅速调节。因此,它们适合于许多类型的边界层变换,以后将深入讨论。

发动机组件——压缩机、涡轮、电动机、发生器、燃烧室是除燃气涡轮外许多热力循环的技术基础。例如,涡轮机可用作空气循环制冷机。在室温附近和低温应用中的各种微制冷循环中的电动压缩机和热交换器也能制冷。与电动离心泵配套的电动压缩机结构使许多兰金循环能量生产应用成为可能,例如,用于空间或陆地的 50W 量级的太阳动力循环及从废热生产能量的循环(饱和循环)。可以相信,燃气涡轮采用饱和循环可实现高效率,微型能源工厂也可采用该循环。很明显,除了热力学循环外微型组件具有更加广阔的应用领域。

毫无疑问,微型燃气涡轮热机以及以上讨论的组件还有许多其他用途,而且读者对此充满信

心。如果微热机的性能更加优越,那么它们将会十分有用。

4 微型双组元火箭发动机

高速、高能量密度的微型涡轮机也是微型液体火箭发动机的技术基础。上述小尺寸涡轮机的液体高压泵流量为 $20\sim 50\text{g/s}$ 。将泵与再生冷却燃烧室、喷管、阀、控制器以及管路相结合就构成了全“晶片火箭发动机”。

设计中的概念性二维发动机,当液氧和酒精消耗率为 5g/s 时,可产生 15N 推力。该发动机由再生冷却燃烧室、喷管、泵、控制器和管路组成。与高性能微加工材料相结合的微机械技术能力和局限性使得设计非同寻常。发动机结构是与目前加工工艺相兼容的二维柱状结构,这就要求全部喷管必须在平面内膨胀,所以除了推进剂泵效率外喷管出口面积制约了晶片发动机的功率。有一些提高推力的方法,它们是:发动机层叠(用该方法生产出了 0.55N/mm^2 推力的发动机叠层);在晶片上仅安装泵、控制器以及燃烧室并将一个或更多的晶片安装在常规加工的大的喷管上;或仅将泵和控制器安装在晶片上并与传统燃烧室和喷管相连接。

因为设计精细几乎达到了理论比冲,所以在如此小的尺寸量级上,燃烧室压力必须很高,达到 $100\sim 200\text{atm}$ 。需要高的燃烧室压力有三个原因。第一个原因是质量流与压力成线性正比关系,所以对给定尺寸的发动机,较高的压力意味着推力较大。第二个原因是对于再生冷却设计方案,随着燃烧室压力升高质量流也增大,推进剂的冷却效能将会比室壁热负荷上升得快。该能量平衡了为保持室壁冷却所需建立的最小燃烧室压力,对于硅材料燃烧室壁该压力大约为 120atm 。振动弛豫时间的建立需要高室压,这是第三个需要高室压的原因。如果喷管流在反应产物振动弛豫时间的量级,那么大部分内能不能用于推进而产生低的比冲,因为在 1atm 下振动弛豫时间与喷管流时间一样,均为 $1\mu\text{s}$ 量级,所以室压必须远远大于 1atm 。初步微型火箭发动机设计泵出口压力为 300atm ,燃烧室压力为 150atm 。

微型双组元火箭发动机与目前装置相比,单一晶片上的整个发动机(包括燃烧室、泵和控制器)每单元成本很低。对用户来讲,在该技术领域内双组元发动机在复杂性或成本方面仅比单组元系统稍微复杂或稍高一些。加工工艺一旦成熟,采用半导体生产工艺控制缺陷的标准,则意味着将会取得很高的可靠性。另一个优点是微型发动机的推重比很大。通过提高比冲和减小由单组元压力开关供给变为双组元泵供给而带来的贮箱和供给系统重量,减小了整个系统的重量。因为发动机重量和成本非常低,所以冗余发动机带来的损失就非常小。

单台发动机可用于航天器姿态控制和轨道保持。 $20\sim 50$ 台发动机阵列可用于远地点起动,较大阵列可用于非常小火箭的主推进,通过阵列中的各种调节可提供推力矢量控制,可以相信,许多民用和军事用户能够认识到具有该量级推重比、尺寸和成本的发动机。

5 结论

从设计、分析和实验可知,该微型热机是可行的。对微型热机开展研究代表了对所包含的所有学科的一种挑战,所以该项目取得阶段性成果是必然的和令人鼓舞的。此外,制造MEMS基高速旋转机械的能力也开辟了一个包括热力机械在内的新天地。MEMS基高能量密度概念性热机非常具有吸引力而且在物理上是可行的。在该领域的知识投入是十分正确的。

参考文献:

- [1] Bryzek J, Petersen K, McCulley W. Micromachines on the March. IEEE Spectrum, May 1994, pp.20-31.
- [2] Spearing S M, Chen K S. Micro-Gas Turbine Engine Material and Structures. Presented at the 21st Annual Cocoa Beach Conference and Exposition on Composites, Advanced Ceramics, Material and Structures, January 1997.