

文章编号:1000-8055(2010)01-0169-06

某微型涡喷发动机总体结构设计

陈 巍, 杜发荣, 丁水汀, 李云清

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了一种 245 N 推力微型涡轮喷气发动机结构设计的方法和过程. 分别介绍了转子系统、燃烧室、润滑冷却系统的设计过程以及试车中遇到的结构问题和解决方法. 设计采用有限元与实验结合的方法, 结果表明该发动机满足设计要求. 该设计经验为微型涡喷发动机系列化设计提供参考依据.

关 键 词: 总体结构设计; 微型涡轮喷气发动机; 转子; 润滑; 冷却; 有限元法

中图分类号: V263

文献标识码: A

General-structural design study of a micro turbojet engine

CHEN Wei, DU Fa-rong, DING Shui-ting, LI Yun-qing

(School of Transportation Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The work is referred to the general-structural design method and process of a micro turbojet engine with thrust of 245 N. The main subsystems design were introduced respectively including rotor system, flame chamber and lubrication-cooling system, plus the structural problems and corresponding solving methods met in ground operation. The design process was achieved by combing finite element method (FEM) and experiments, and the experimental results indicated that this engine satisfied the design requirements. These design experiences are valuable references for series design of micro turbojet engines.

Key words: general-structural design; micro turbojet engine; rotor; lubrication; cooling; finite element method (FEM)

微型涡喷发动机具有体积小、结构简单、研发周期短、油耗小、成本低等特点,多用作巡航导弹、无人侦察机、靶机、无人战斗机等军用航空或民用航模动力装置. 上世纪 90 年代中期是弹用涡喷发动机发展的全盛时期,典型应用有英“海鹰”反舰导弹(Trif60 涡喷发动机)和法、意制“奥托马特”反舰导弹(Arbizon IIB 涡喷发动机)等^[1-2]. 截至到上世纪末,约有 10% 的现役或在研导弹使用涡喷或涡扇发动机. 当前,先进国家将微型涡喷发动机研发重点放在进一步减小发动机体积、增大推质比、减少能耗、新材料应用和发动机隐身技术等方面.

近 10 年来,我国积极从事微型透平机械的设计和和应用研究. 本文设计对象为某微型涡喷发动机,其推力为 245 N,工作转速为 100 000 r/min. 所述设计方法为后续多推力级、系列化微型涡喷发动机研制提供经验依据.

1 微型涡喷发动机总体设计特点

微型涡喷发动机与大发动机工作原理相同,但设计过程小发动机又有其自身的特点,习惯称为“尺寸效应”^[3-7]:即在热力学参数和气动流速为同数量级的情况下,小发功率小,因而流量小、尺寸小;为达到高增压比就要靠增大压气机轮转速

收稿日期:2009-01-11; 修订日期:2009-09-09

基金项目:国家 985 工程项目

作者简介:陈巍(1980-),男,河北景县人,博士生,研究方向:动力机械及工程.

对流体加功,因此转速常以万转计;高转速下气动损失增大、效率降低、油耗增大、功率或推质比减小,振动加大,转子动力学问题突出,工艺精度要求增高等.其具体结构特点包括:①采用离心加轴流式压气机,以减小气动效率损失;②环形回流燃烧室,燃烧化学反应时间是一定的,发动机轴向长度缩短的情况下通过回流方式获得较大的燃烧流程和性能,配合离心电油盘提高燃油雾化效果;③转子轴系问题,微小型发动机常工作在超临界区,转子振动、稳定性要求高,因此需要提高动平衡精度并做全转速动平衡;④高温高负荷涡轮,通常通过改善材料或冷却措施提高涡轮前温度和级负荷能力.

另外,为缩短研发周期,降低研发成本,微发设计常采用系列化(对某基本型按不同用途连续改型,形成系列)、标准化(零件标准化)、模块化(将产品系统按功能分块设计)、通用化(一种发动机可以有多种用途)和预备改进(预测发动机发展趋势,对在研产品预留改进余地)的设计方法.

2 总体结构

计划该产品实行系列化发展,向下、向上分别有 8,1250 N 推力级发动机相继投入研发.图 1 是发动机沿轴向纵剖图.发动机结构按气流流动方向依次经过:前导流罩整流,经单级离心式叶轮扩压,进入前扩压器;经径向、轴向扩压、整流后,进入燃烧室,油气混合后由火花塞点火燃烧.高温、高压燃气经涡轮导向器整流、扩压,推动单级轴流式涡轮旋转.燃气进入尾喷管后降压、增速、产生推力.轴套套在转轴外作为轴承座,起支撑和传力作用,并对轴及轴承起隔热作用.发动机相关设计参数见表 1.

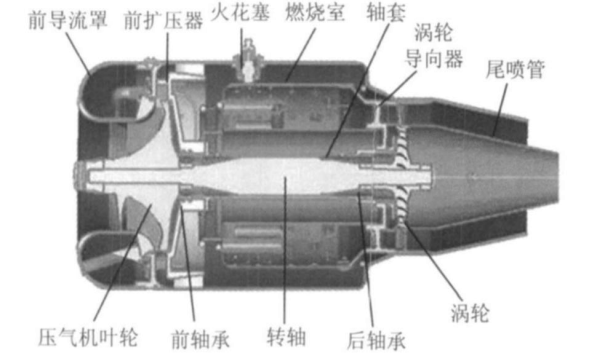


图 1 发动机纵剖
Fig.1 Axial section view

表 1 设计参数
Table 1 Design parameters

设计参数	数值
推力/ N	245
质量/ kg	2.2
外径/ mm	131
长度/ mm	294
油耗/ (g/ min)	640
怠速/ (r/ min)	36 000
最高转速/ (r/ min)	100 000

3 转子系统

转子系统包括压气机叶轮、涡轮、转轴、支撑及前后锁紧螺母等.其设计过程包括零件设计和部件设计:压气机叶轮叶型及轮盘外形设计和涡轮叶型设计;叶轮、涡轮、转轴的强度设计;转子组合件(除轴承)全速动平衡;系统稳定性设计等.图 2 为发动机转子系统结构,其中轴承采用微型涡喷发动机广泛采用的混合陶瓷轴承(滚珠为陶瓷材料 Si_3N_4).

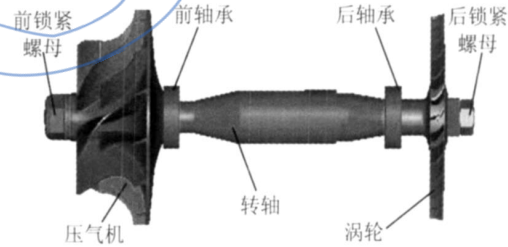


图 2 转子系统
Fig.2 Rotor system

3.1 气动设计

叶轮和涡轮的叶型经气动设计多次迭代生成.主要考虑加工成本、气动效率、压比、流量等因素.叶片与轮盘均采用一体式结构,简化结构、增强结构刚度.叶片采用叶尖到叶根等厚度设计,降低加工成本.涡轮叶片 29 片,叶尖直径 84 mm,设计流量 0.435 kg/ s,工作温度近 1 100 K,材料为 K418.叶轮采用主副叶片设计,各有 7 片,以提高压比、降低气动损失;材料为 ZL105.压气机叶轮后端为静叶式径向、轴向扩压器,起整流、二次增压作用.涡轮前端为涡轮导向器,包括 22 片静叶,采用叶、盘、机匣一体式联结;起整流、为涡轮输送冷却气体、降低气动损失等作用.

3.2 结构强度设计

3.2.1 叶轮和涡轮强度校核

微型涡喷发动机转速以万转计,最高转速可达 100 000~200 000 r/min.同时,涡轮端最高工作温度可达 1 100 K 左右,压气机端最高温度也可达 450~500 K.因此,需要考察叶轮及涡轮叶片在高离心力和高温负荷联合作用下是否满足拉伸及强度极限要求,以保证足够的安全系数,避免叶片变形过大导致碰磨或断裂.表 2 为发动机压气机叶轮和涡轮强度校核有限元计算结果,表中工作温度为实验中热电偶测量值.计算和实验结果均证明,两者强度均可满足设计要求.

表 2 叶轮和涡轮强度校核结果
Table 2 Strength check results of compressor and turbine

参数	压气机叶轮	涡轮
材料	ZL105	K418
工作温度/ K	490	1 100
强度极限/ MPa	205 (200 °C)	505 (800 °C)
最大变形/ mm	0.4	0.27
最大应力/ MPa	185	498
是否合格	是	是

3.2.2 转轴强度

转轴强度设计目标为在某种支撑形式下,叶轮、涡轮等转子件在安装状态下使转轴静变形最小,以免影响转子动力学特性.若静变形超限,需要加粗轴颈尺寸或者改变支撑形式以减小悬臂段长度.图 3 为转轴及支撑结构.两端悬臂段直径均为 8 mm,涡轮质量大于压气机叶轮质量,因此前者悬臂长度较短.支撑采用 0-2-0 形式,中间轴段直径 22 mm,经验证可满足静态变形限值要求.

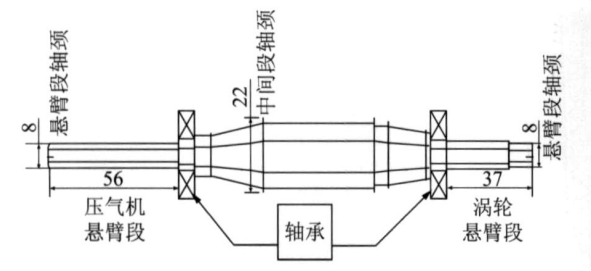


图 3 转轴支撑结构
Fig.3 Shaft and support structure

3.3 结构稳定性设计

微型涡喷发动机转子常工作在超临界区,转

子属于柔性转子,试车前需进行全转速动平衡,以获得高转速下最小的剩余不平衡量.在确定了转子工作转速与固有频率的位置关系后可进行转子结构稳定性考核:包括稳态特性和瞬态特性两方面.前者考察不平衡质量响应,反映结构在没有外界影响下的动力特性;后者考察瞬态冲击响应,反映结构抵抗突变因素影响,维持稳定工作状态的能力.

3.3.1 临界转速的确定

为减小共振对结构件的损害,通常要求工作转速和临界转速有 10 %~20 %的转速裕度.发动机临界转速的确定采用有限元计算预测与实验验证结合的方法进行.怠速及最高工作转速见表 1.表 3 为支撑状态下计算临界值,表 4 为实测临界转速范围.计算得三阶临界转速远高于最高工作转速,不再考虑.计算与实验差值由固结边界条件使系统刚度增大引起.经计算,怠速时转速裕度为 21.2 %,最高转速时裕度为 11.1 %.后者裕度是否充足需经试车振动测试结果判断.

表 3 转子支撑条件下固有频率
Table 3 Rotor natural frequency with supports

阶数	频率/ Hz	转速/ (r/min)
一阶	530.6	31 836
	531.4	31 884
二阶	1 639.4	98 364
	1 878.1	112 686
	1 878.9	112 734
三阶	2 502.1	150 126
	2 509.4	150 564
	2 830.8	169 848

表 4 转子实测临界转速
Table 4 Rotor critical frequency from experiments

阶数	频率/ Hz	转速/ (r/min)
一阶	490~500	29 400~30 000
二阶	1 500 左右	90 000

3.3.2 稳定性考核及改进

地面试车过程中,转子失稳会造成轴心轨迹发散,涡动运动扩散,进而导致转定子件严重碰磨损坏.在试车中于 80 000~100 000 r/min 范围内多次出现周向碰磨,使叶轮、涡轮、前导流罩、涡轮导向器出现不同程度的磨损.期间,最高振动加速

度幅值曾达到 230 g. 最严重的一次使叶轮叶片顶端材料堆积以致失效.

为控制转子振动, 决定采用增加系统阻尼的办法减振. 在不改变现有发动机结构的前提下, 利用自由安装式干摩擦片技术对振动能量进行耗散, 达到减振的目的. 图 4 是带有减振结构的转子系统示意图. 利用轴向间隙调整垫片的空间, 在轴套和压气机端轴承间布置若干干摩擦垫片和弹垫. 工作原理为: 通过轴向预紧力使弹性垫圈产生初始变形, 弹性回复力即为产生摩擦力所需的正压力. 转子涡动过大时带动摩擦片和弹垫做横向位移, 此时各摩擦片间产生相对运动, 从而产生摩擦阻尼效果耗散振动能量.

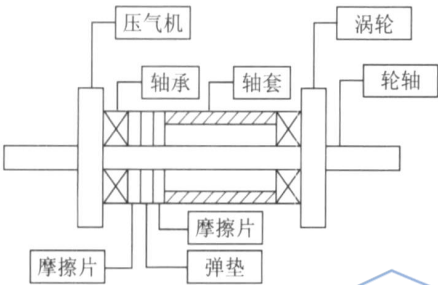


图 4 转子减振结构

Fig. 4 Vibration absorber structure of the rotor

经实验证明, 该技术可以有效降低转子振动, 增强系统稳定性. 表 5 列出了采取减振措施后转子在多个转速下的振动水平值(有效值), 其振动水平满足设计使用要求(参考相关设计经验值, 最高振动加速度值应低于 170 g). 前述最高转速下裕度为 11.1 %, 不必再调整.

表 5 减振后转子振幅

Table 5 Rotor vibration amplitudes with vibration absorber

转速/ (r/ min)	振幅值/ g
36 000	0. 19~0. 47
60 000	0. 20~0. 97
81 000	1. 09~1. 55
92 000	7. 10~45. 34

4 燃烧室

燃烧室主要包括供油管路和火焰筒两部分. 设计目标为: 供油管路保证供油连续、燃油雾化良好、燃油空间分配均匀等; 火焰筒要保证气流分布合理, 以利于点火范围宽广和组织较为有序的燃

烧. 同时, 两者还要满足高温环境下疲劳寿命周期内的工作可靠性.

图 5 为燃烧室组合件, 供油管由上盘管和下盘管经联结柱焊接而成. 上、下盘管分别有各自的进油管, 进油管为盘旋状, 使进油得到预热. 由于发动机长度尺寸小, 因此火焰筒采用环形预蒸发式结构(图 6), 由内、外管和 6 个 U 型预蒸发管焊接而成. 每根进油盘管带有周向 6 个喷油短管, 下盘管的喷油短管各对应一个蒸发管口并伸入管内; 上盘管的喷油短管则直接将油喷在火焰筒前端, 由压缩空气吹散、雾化. 火焰筒内外管周向均分布多个气孔, 以供火焰和气体传播. 这样就形成了火焰筒内、外环燃烧腔, 上盘管为外腔供油, 预蒸发管为内腔供油. 预蒸发式结构可以弥补燃烧路径短造成的燃烧发展不充分问题, 加快了燃烧速度, 也可以避免回流燃烧室中气流的沿途节流损失. 因此, 该结构适用于小功率、小体积发动机. 经验证, 可在 4 000~6 000 r/ min 范围内可靠点火、启动.

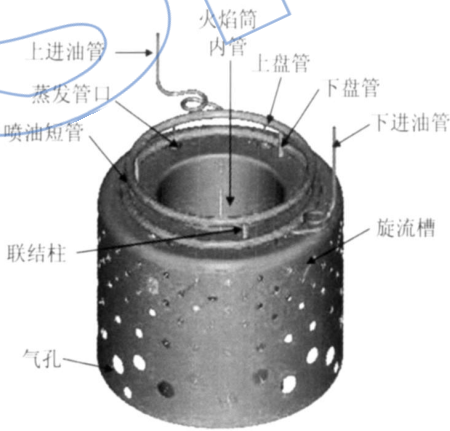


图 5 燃烧室组合件

Fig. 5 Flame chamber assembly

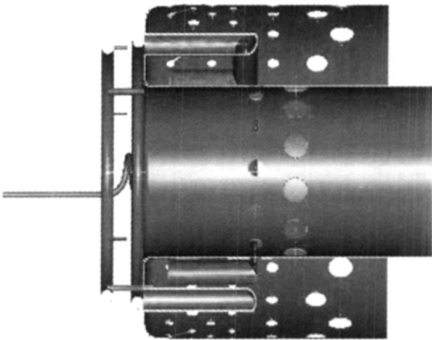


图 6 燃烧室纵剖

Fig. 6 Flame chamber axial section view

5 润滑冷却系统

5.1 润滑系统

微型涡喷发动机使用的滚动轴承工作在高温、高速轻载条件下,尤其涡轮端轴承,工作温度可达 600 K,在高温、高接触应力作用下容易发生滚道浅层金属疲劳脱落或金属烧蚀等形式的损坏。虽然混合陶瓷轴承可以降低离心力和陀螺力矩带来的不利影响,但陶瓷滚珠造成的高接触应力也是不利的因素。因此,改善润滑条件,对轴承进行高效降温,形成弹流润滑油膜是润滑系统需要解决的问题。

发动机采用专用润滑管路对前、后轴承进行油滴、油雾润滑。如图 7 所示,滑油从润滑油管进口流入,经两个支路分别流向前、后轴承。前出口正对油盘滴油,经油盘周向圆孔流向前轴承润滑、冷却。后出口处滑油流在后轴承前端,在轴套内气体吹动下,油滴、油雾混合物润滑、冷却后轴承。试车中,后轴承在高温负荷下最先失效,滚道表层金属脱落,内、外圈颜色发蓝。因此,进一步改善后轴承润滑,降低热负荷是有待解决的问题之一。

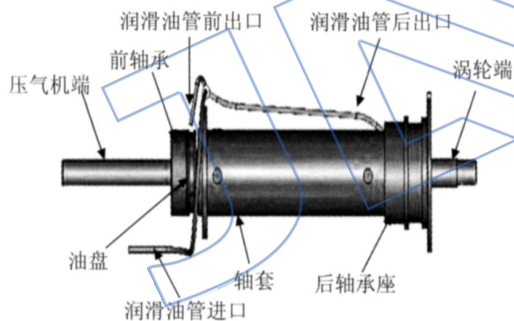


图 7 润滑结构

Fig. 7 Lubrication system

5.2 冷却系统

为保证高温环境下零件的使用寿命,需对轴承和涡轮进行冷却。轴承冷却包括气冷和油冷。油冷在润滑系统中已述,不再重复。如图 8 所示,压气机叶轮与扩压器组成的背腔为前端冷气通道。冷气经前轴承、轴套内腔到达后轴承冷却,进而流向涡轮盘根部,沿涡轮盘径向流出,和动叶高温气流汇合流出。其中,轴套在前轴承座后端和后轴承座前端分别开有周向气孔,辅助气流流通,防止流动死区产生。另外,在涡轮导向器支板上开有 6 个圆孔,将低温气体引向涡轮盘动叶叶根处,增强冷却(图 9)。实验证明,前轴承和涡轮不会产生热负

荷失效。

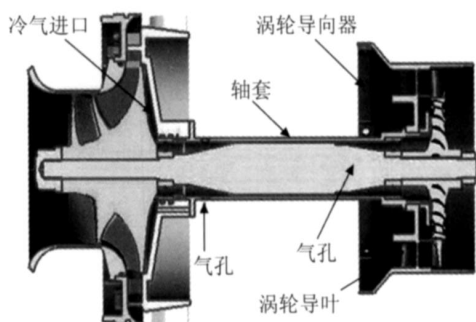


图 8 冷却结构

Fig. 8 Cooling system

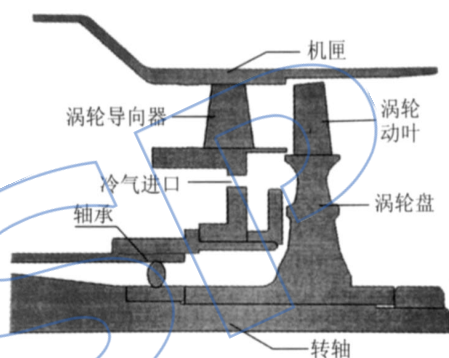


图 9 涡轮端冷却结构

Fig. 9 Cooling structure for turbine

6 影响结构稳定性的其他因素

作为一个系统,发动机工作时,在不同环境条件和内部参数渐变时所做出的响应对整机工作特性的影响,也是值得考虑和关注的方面。这里提出以下几点,以供参考:①前导流罩与扩压器为铝制件,经钢制螺钉联结,在 298~518 K 范围内,两者同轴度公差范围对导流罩与叶轮间隙均匀性的影响;②前后轴承温差较大,由此带来的前、后支撑刚度差异对转子动力学特性的影响;③发动机外壳体在不同冷却条件下对支撑附加弯矩的范围及影响;④变温条件下,系统固有频率的变化及在工频转速下的响应;⑤后轴承温度场为 298~623 K,周向温度场分布不均导致初始过盈量变化,由此对后轴承座圆柱度的影响等。

7 结 论

通过对某微型涡喷发动机总体设计过程的研究,得出以下结论:

1) 自由安装式干摩擦阻尼器可有效控制转子涡动发散,增强转子稳定性;

2) 对于长度尺寸小的发动机,预蒸发式燃烧室可取得良好的燃烧效果和较为宽广的点火范围;

3) 后轴承过热是微型涡喷发动机设计中亟待解决的问题.

参考文献:

- [1] 张昊志,李政,孙昕,等.正在兴起的微透平技术[J].动力工程,2001,21(6):1532-1538.
ZHANG Haozhi, LI Zheng, SUN Xin, et al. The uprising microturbine technology[J]. Power Engineering, 2001, 21(6):1532-1538. (in Chinese)
- [2] 郑涛.弹用涡喷涡扇发动机发展概况[J].推进技术,1995,16(1):7-12.
ZHENG Tao. An introduction to development of turbojet and turbofan engines for missiles[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(1):7-12. (in Chinese)
- [3] 崔济亚.小航空发动机国外现状及发展趋势[J].推进技术,1991,12(6):1-4.
CUI Jiya. Present status and trend of development of small aeroengines abroad[J]. Journal of Propulsion Technology, 1991, 12(6):1-4. (in Chinese)
- [4] 黄治国,单鹏,王延荣.微型涡喷发动机结构设计研究[J].北京航空航天大学学报,2004,30(3):206-209.
HUANG Zhiguo, SHAN Peng, WANG Yanrong. Structural design study of a micro-turbojet engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(3):206-209. (in Chinese)
- [5] 黄国平,温泉,李博,等.微型涡喷发动机顶层设计研究[J].航空动力学报,2003,18(6):832-838.
HUANG Guoping, WEN Quan, LI Bo, et al. Top level design of micro turbine jet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6):832-838. (in Chinese)
- [6] 《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册第19册[M].北京:航空工业出版社,2000:22-25.
- [7] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. 2nd. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.