

文章编号:1000-8055(2009)11-2410-05

弹用喷气发动机发展及关键技术分析

苏三买, 张 蕾, 蔡元虎, 屠秋野
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 对国内外 4000 N 推力级以下的导弹与无人机用典型系列微型涡轮发动机进行综述, 主要包括发动机研制背景、发动机结构、性能参数、应用对象等内容。详细介绍了目前技术水平较先进的 TJ100 和推质比超过 10 的 A T-1500 系列发动机, 总结了该类发动机的技术特点。最后, 结合工程经验提出并分析了发动机研制的关键技术。

关 键 词: 微型涡轮发动机; 巡航导弹; 发动机特点; 关键技术
中图分类号: V235. 11 **文献标识码:** A

Microturbo engine development and key technology analysis

SU San-mai, ZHANG Lei, CAI Yuan-hu, TU Qiur-ye
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: As powerplant of unmanned aerial vehicales (UAV) and cruise missile, microturbo engine has been developing quickly in recent years. In this paper, worldwide typical series microturbo engines with thrust below 4000 N were summarized, covering the engine development background, structure, performance parameter and equipment/ weapon object, etc. The newest developed TJ100 and A T-1500 series of turbojets with thrust weight ratio over 10 were specially introduced. Based on above, common characteristics of this type of engine were discussed, and finally, seven key technologies during engine design, testing and manufacturing were proposed and analyzed by integrating real project engineering experience.

Key words: microturbo engine; cruise missile; engine characteristic; key technology

目前巡航导弹和无人机等武器装备已成为各国的重点发展方向^[1-2]。

弹用喷气发动机常指推力为数千牛顿、用于巡航导弹及无人机的微型涡轮发动机。上述装备绝大多数采用该类发动机作为动力装置, 随着技术的发展, 近年来各国都非常重视并大力发展弹用喷气发动机^[3]。

微型涡轮发动机是航空发动机的一个特殊领域, 它并非大发动机的缩型, 有自身独特的设计和制造技术, 并且在巡航导弹和无人机上应用还有

一些特殊要求。

本文对国内外 4000 N 推力级以下的弹用涡轮(涡喷与涡扇)发动机发展状况进行综述, 侧重介绍发动机的结构特点与性能参数, 并结合研发该类发动机的体会, 总结发动机设计的特点与关键技术, 以期国内该类发动机研发提供参考。

1 国外研究概况

早在 20 世纪 60 年代初期, 国外就开展了微型涡轮发动机的研究, 如法、美、德、英和前苏联等国

收稿日期: 2008-11-04; 修订日期: 2009-01-06

基金项目: 西北工业大学创新基金

作者简介: 苏三买(1968-), 男, 陕西府谷人, 副教授, 博士, 主要从事航空推进控制系统设计与仿真。

家,仅其定型的产品就有几十种之多,并且已形成各自的传统和系列产品,分别用于无人机、导弹、超轻型飞机和各种辅助动力装置.其中发展成熟、性能较先进的系列发动机及其技术参数如表 1所示.

国外在微型涡喷发动机研究方面,最具有代表性的是美国 WR 系列和法国 TRI60 系列,其他型号的发动机结构、技术特点与此类似.下面主要对这两种系列发动机进行介绍.

美国 Williams 公司于 1962 年首先研制成功推力为 309.9 N 的 WR2 涡喷发动机,起初受到美国海军资助,后来又受到加拿大飞机公司重视. WR 系列发动机的特点是电油盘加环形燃烧室、转子为单级离心压气机和轴流涡轮,在 WR2 发动机基础上逐渐衍生出 WR2-6,WR24-6,WR24-7,WR24-7A,WJ24-8 涡喷和 WR19(F107)系列涡扇发动机^[4].其中 WR2-6 最大推力 559 N,用于 CL-89 靶机;WR24-7 在离心压气机前增加了 1 级轴流压气机,最大推力 745.3 N,用于 MQM-74C“鹳”I 号靶机;WJ24-8 最大推力 1 069 N,用于 MQM-74C“鹳”II 号靶机. WR24 系列发动机对应美国军方的型号分别为 J400-WR-400(WR24-6),J400-WR-401/402(WR24-7),J400-WR-403(WR24-7A)和 J400-WR-404(WJ24-8).WR 系列发动机产量惊人,到 2004 年年底共生产 9 131 台,目前还在生产

和发展,预计到 2014 年再生产 1 315 台^[4-5].

WJ24-8 发动机实物如图 1.

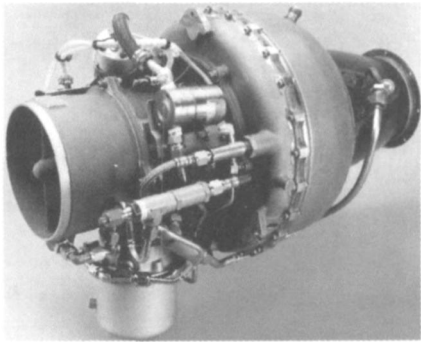


图 1 WJ24-8 发动机

Fig.1 WJ24-8 turbojet

TRI60 系列^[4]小型涡喷发动机在法国政府提供经费下,由 Microturbo 公司于 70 年代开始研制,主要用于亚声速巡航导弹和无人机.该系列发动机进气机匣包含附件齿轮箱和起动/发电机,转子包括 3 级或 4 级轴流压气机和 1 级轴流涡轮,起动(气吹、电机带转、火药)与控制(机械、电子、气压或液压)系统随用途不同而异. TRI60 系列发动机共有 8 个型号,分别是 TRI60-1-067,推力 3 677.5 N;TRI60-2-071,推力 3 726.5 N,用于 C22 变速靶机,此外还有 074,077,080,088,089,

表 1 国外几种典型的微型涡轮发动机参数统计

Table 1 Foreign typical microturbo engines parameter and structure statistics

发动机型号	WR24-7	TRI60-3	F107-WR-100	TJ100	A T-1500	A T-1700
发动机类型	涡喷	涡喷	涡扇	涡喷	涡喷	涡喷
研制公司	美:Williams	法:Microturbo	美:Williams	捷克:PBS	美:Accurate Automation	美:Accurate Automation
推力/N	745	4 001	2 721	1 000	667	883
耗油率/(kg/N·h)	0.122 4	0.130 5	0.061 9	0.122 4	0.116 7	
总增压比	5.3	4	14.5	4.25	5	
涡轮前总温/℃	970	1 010	970			
最大转速/(r/min)	61 260	29 500	64 000	61 000	80 000	
推质比	4	8.68	4.6	5.37	7.9	10.53
空气流量/(kg/s)	1.36	5.6	6.2	1.7	1.25	
核心部件	压气机	1 级轴流 1 级离心	3 级轴流	2 级风扇 2 级轴流	1 级离心	1 级离心
	燃烧室	轴内供油	回流环形	轴内供油	环形燃烧室	环形燃烧室
结构型式	涡轮	1 级轴流	1 级轴流	2 级轴流	1 级轴流	1 级轴流
	主要用途	美:MQM-74C 靶机	美:MQM-107B 靶机	美:AEM-86A 空射巡航弹	X-43A-LS 空射巡航弹	
备注	高度 9 150 m	高度 12 200 m	高度 9 000 m	高度 8 000 m	高度 10 160 m	
	时速 927 km/h	时速 956 km/h				

097 等用于不同型号导弹与无人机; TRI60-3, 推力 4001 N, 用于 BQM-126 靶机; TRI60-4, 推力 3403 N, TRI60-3 改进型, 降低了耗油率, 提高巡航高度; TRI60-5, 推力 4403 N, 用于 MQM-107B 靶机; TRI60-5+, 推力 4197 N; TRI60-20 (见图 2), 推力 5394 N (4 级轴流压气机) 和更大推力的 TRI60-30.

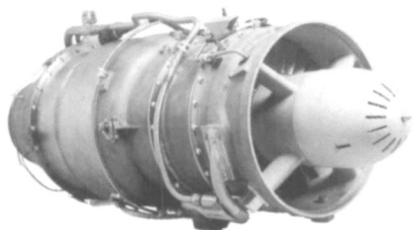


图2 TRI60-20 发动机
Fig.2 TRI60-20 turbojet

TRI 系列发动机 80 年代初开始批产, 截至 2004 年底共生产 4101 台^[4], 预计到 2014 年再生产 3251 台, 改进发动机的推质比接近 9.

目前, 结构紧凑, 技术指标处于前沿并具有军事应用价值的微型涡喷发动机有美国的 AT-1500 和捷克的 TJ100.

AT-1500 发动机^[6] 是美国 Accurate Automation Corporation 公司在美海军 SBIR (small business innovative research) 计划下与 AMT (aviation microjet technology) 合作为无人机、空射导弹、靶机和诱饵弹而研发的一种高性能、低成本、长储存周期、零维护微型涡喷发动机. 发动机长度 381 mm, 直径 218 mm, 主要技术参数如表 1 所示, 其结构主要特点为单级离心压气机、环形燃烧室、单级轴流涡轮、空气起动、无独立的润滑系统、全电子控制. 发动机实物如图 3 所示. AT-1500 发动机用做 NASA 的 X-43A 超声速无人机的前期验证机 X-43A-LS 的动力装置^[7-8].

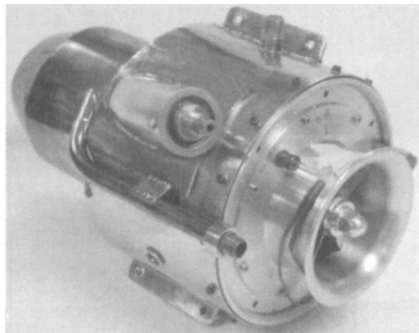


图3 AT-1500 发动机
Fig.3 AT-1500 turbojet

在 AT-1500 的基础上, 目前又研制出其改进型 AT-1700. AT-1700 在不改变 AT-1500 原空气起动、燃油、控制系统的情况下, 外形尺寸和质量保持原样, 且有 80 % 的零件与 AT-1500 可以互换, 推力提高到 892.5 N. 经计算其推质比达 10.53, 已经达到甚至超过目前大发动机的研究水平.

TJ100 是捷克 PBS 公司^[9] 设计的宽范围工作微型涡喷发动机, 既可用于军用的导弹、无人机, 也可用于民用的超轻型飞机、实验飞机. 发动机技术参数见表 1 所示. 该发动机长度 485 mm, 直径 272 mm, 采用紧凑设计, 结构为单级离心压气机、环形燃烧室、单级轴流涡轮. 发动机自带 800 W 直流无刷起动/发电机, 无齿轮传动, 全权限数字电子 (FADEC) 控制, 采用电动油泵对发动机进行供油与润滑. 发动机实物如图 4 所示.

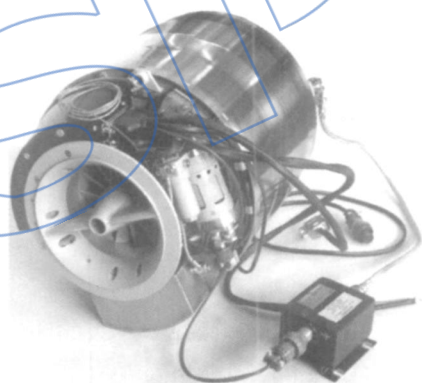


图4 TJ100 发动机
Fig.4 TJ100 turbojet

近年来国外在航模发动机方面, 发展可谓雨后春笋, 如 JETCAT 系列、AMT 系列、Sophia 系列等等. 其共同特点是推力在 200 N 以下, 转速 1×10^6 r/min 以上, 丙烷起动, 电动供油, 简单电子控制, 由于推力太小, 无法用于导弹和无人机, 不具备军事应用价值.

2 国内研究概况

我国自 80 年代后期开始启动微型涡轮发动机的研究. 90 年代初期购买了法国的 TRI60 发动机, 作为某飞行器的动力. 同期某动力公司曾将某涡轴发动机改装成涡喷发动机, 获得推力约 1863 N, 但成本高, 质量大.

国内某高校于 90 年代中期自行研制成功推力为 1100 N 的涡喷发动机原理样机 W²P1, 性能

达到设计指标.该发动机实物如图 5 所示.

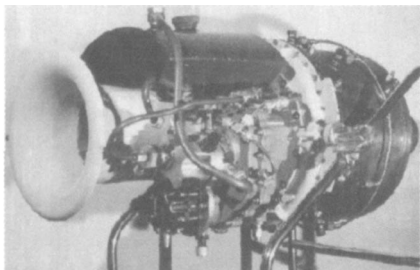


图 5 W² P1 发动机

Fig. 5 W² P1 turbojet

近十多年来,国内研制成功微型涡喷和涡扇发动机,已投入使用.目前正在研究推力为 400~1 000 N 级的微型涡喷发动机.

与国外相比,国内是在近年来才逐步开展微型涡轮发动机研制,因此,技术基础,设计与试验条件,仍显薄弱.

3 微型涡轮发动机的特点与关键技术

3.1 微型涡轮发动机的特点

通过对国外大量微型涡轮发动机研究及其技术参数的统计分析,总结出该类发动机与传统的大发动机不同^[10-11],在设计上具有以下特点:

1) 考虑到使用要求,大多采用低成本和短寿命的设计,因此力求结构简单、零件数目少、尺寸小、质量轻、工作可靠、使用维护方便.

2) 在成熟的核心机技术基础上,逐步作有针对性的系列发展.如法国 Microturbo 公司 TRI60 型发动机用作巡航导弹的动力,要求推质比大,迎风面积小,因此结构设计放弃离心压气机而采用 3 级或 4 级轴流压气机.

3) 在发动机循环参数的选择上,不盲目追求高指标,以免增加成本和降低可靠性,通常选取总增压比为:单级离心压气机 3~5.5;单级轴流加单级离心 5~8;3 级轴流 3.5~4.0.涡轮前燃气总温为 800~1 050 °C

4) 在起动方式、润滑系统、燃烧室及其供油系统的设计上,为简化结构和减轻质量,与大中型发动机相比有所创新,如 WR24-7 采用气吹起动;J402-CA-400 采用油雾润滑;部分发动机又充分利用高转速的特点,采用由轴内离心电油向燃烧室供油的系统.

5) 加工采用整体精铸和整体成型锻造工艺

总体而言,微型涡轮发动机的共同特点是通过发动机的空气流量小(通常 1.0~6.0 kg/s),发

动机转速高达 30 000~80 000 r/min,甚至有的高达 100 000 r/min 以上.与传统的活塞式发动机相比,显得轻巧且工作平稳.但也带来一些特殊技术问题,如原理和结构设计上的尺寸效应;高速转子轴系的设计与平衡;附件和控制系统的微型化等.

从前面的分析可知,即使目前最先进的微型涡喷发动机,其整体结构(尤其是核心机)没有多大的变化,但随着相关技术的发展,其推质比已超过 10,这很大程度上源自发动机转速提高和简化附件,减小了整机体积质量.

3.2 微型涡轮发动机的关键技术

从对国外同类发动机的分析,结合研制某微型涡轮发动机的体会,在研制该类发动机时,需要突破以下关键技术:

1) 高速转子动力学结构设计和试验技术

由于微型涡轮发动机体积质量小,转速高,因此主轴较细,大多属于柔性转子系统,工作时转子会正常挠曲,并在不同的转速范围,转子振型不同,这往往会引起转子(压气机与涡轮)叶轮与导向器刮蹭.因此如何设计转子与导向器之间的间隙,既保证不刮蹭,又不过多损失气动效率是设计难点.

此外,由于转子工作转速很高,对动不平衡度非常敏感,而单纯对部件进行动平衡后装配,并不能保证整机具有良好的平衡性能.因此,整机动平衡技术也是转子设计与试验的关键技术.

2) 高温高速抗过载轴承技术

发动机转速高,热负荷大,而且该类发动机为了结构简单,大多不设计独立的供油与润滑装置,而是采用燃油加 5%滑油的方法润滑,润滑效果较差,轴承温度介于 200~250 °C 之间,因此如何选择合适的轴承,并设计润滑流道,实现既能冷却又能润滑是轴承系统设计的关键.

此外,为了防止导弹发射瞬间的过载损坏发动机,对轴承的抗过载能力有一定的要求.

采用陶瓷轴承是一个有效的解决方案.国外有成熟产品,国内还处于研发阶段.

3) 无传动附件与电子控制系统设计技术

发动机转速高,主燃油不可能采用传统发动机主轴减速带动油泵的供油方式;另外发动机的耗油量小,转速对供油量波动敏感,要求电子控制器系统实现小流量精确控制,才能保证发动机稳定工作.

通常的解决方案是采用电动油泵,其关键技术是在不测流量,且电机转速无法测量(直流电

机,一体化封装)的情况下,伴随泵出口压力(燃烧室进口)的扰动,如何实现流量精确与平稳控制。

在电子控制器设计方面,在软件上主要是如何设计控制规律实现转速稳定控制;在硬件上主要是设计或选择可靠性高的微型传感器。

5) 小流量、高效能核心部件(压气机、回流燃烧室和涡轮)的设计和性能调试技术。其中燃烧室由于体积小,容热强度大,如何调试并与压气机和涡轮实现良好匹配,需要进行多次试验调试。

6) 零件整体无余量加工工艺技术

为了降低制造成本,同时提高发动机的推质比,希望主要零件加工实现一次成型。其中压气机与涡轮部件的精铸和零件的快速成型技术是发展的方向。

7) 发动机与飞行器一体化设计技术

由于使用的特殊要求,发动机设计应考虑弹/发或飞/发匹配设计,主要包括飞行器与发动机约束分析、性能匹配分析、进排气系统结构与安装损失计算等。

此外,对于弹用涡轮发动机,从国外发展趋势来看,尤其应该重视电动油泵、混油或油雾润滑、发动机 FADEC (full authority digital electronic control) 控制、微型传感器、高温高速陶瓷轴承、高转速微型启动/发电机等前沿技术研究。

4 结 论

对国内外 4 000 N 推力级以下的微型涡轮发动机的结构、参数、用途、生产状况等进行了综述。侧重介绍了两种具有先进水平的 AT-1500 和 TJ100 发动机,并总结了该类发动机的技术特点,分析了发动机研制过程中的关键技术。

近 20 年来,由于武器装备的需要,极大地推动了微型涡轮发动机的发展。但目前国内研究基

础相对薄弱,未形成系列发展,因此在重视大发动机研制的同时,投入力量开展预研,突破微型发动机的主要关键技术,早日研制出先进的且有自主知识产权的系列微型涡轮发动机。

参考文献:

- [1] 李果. 欧美无人机计划的新进展[J]. 国际航空, 2005, (7): 52.
LI Guo. New development of UAV program in USA and Europe[J]. International Aviation, 2005, (7): 52. (in Chinese)
- [2] 田宝林. 世界无人机和巡航导弹用发动机发展概况[J]. 航空发动机, 2003, 29: 51-54.
TIAN Baolin. The development of engine with the world unmanned aerial vehicle and the cruise missile[J]. Aero-engine, 2003, 29: 51-54. (in Chinese)
- [3] 肖同福. 国外中小型航空发动机发展动态[C]// 航空学会第四届小发动机学术会议. 北海: 中国航空学会, 2002.
- [4] 胡晓煜. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
- [5] 世界无人机大全编写组. 世界无人机大全[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [6] Accurate Automation Corporation. AMT USA AT-1500 Miniature turbojet engine[DB/OL]. <http://www.accurate-automation.com>
- [7] Gibson C S, Vess R J, Pegg R. Low speed flight testing of a X-43A hypersonic lifting body configuration[R]. AIAA-2003-7086.
- [8] Gibson C S, Neidhoefer J C, Cooper S M, et al. Development and flight test of the X-43A-LS hypersonic configuration UAV[R]. AIAA-2002-3462.
- [9] PBS Velka Bites. Turbojet engine TJ100[DB/OL]. http://www.pbsvb.cz/dlt_motor_tj100.php.
- [10] Rodgers C. Advances in small turbopropulsion engine technology[R]. AIAA 97-3289.
- [11] 袁培益, 蔡元虎, 苏三买. 世界无人机动力装置及其发展趋势[R]. 北京: 中俄第二次无人机学术交流会, 2005.