

文章编号:1674-8190(2016)04-387-10

微型涡轮喷气发动机发展综述

薛然然, 李凤超

(中国航空工业集团公司 中国航空研究院, 北京 100012)

摘要: 100 daN 以下推力的微型涡轮喷气发动机能为微小型飞行器提供优质和可靠的动力, 已成为国内外研究的热点。微型涡轮喷气发动机具有尺寸小、转速高、零件数少、工作时长、推力易调节、红外辐射低、能重复使用等优点。其推重比已经超过 11.0, 已在无人作战飞行器、防空武器靶标、精确打击弹药、试验飞行器等装备上大量应用。本文从研发机构与代表产品、性能与结构特点、应用现状等方面, 对微型涡轮喷气发动机 20 世纪 50 年代以来的发展情况进行了综述, 可为今后国内研制高性能微型涡轮喷气发动机提供参考。随着进一步降低成本、提高推重比, 微型涡轮喷气发动机将有更强的竞争力和更广的发展前景。

关键词: 航空发动机; 涡轮喷气; 微型; 技术参数; 应用

中图分类号: V235.11

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.04.001

An Overview on Development of Micro Turbojet Engines

Xue Ranran, Li Fengchao

(Chinese Aeronautical Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100012, China)

Abstract: To provide superior and reliable power for micro and small aerial vehicles, the micro turbojet engines have become a global researchful focus with the thrust less than 100 daN. The micro turbojet engines have the advantages of small size, high rotating speed, fewer parts, longer running time, variable thrust, lower infrared radiation value and repeated usage. The thrust-weight ratio exceeded 11.0. They have been equipped on unmanned combat aerial vehicles, targets for air defense weapons, precision-guided missiles and test vehicles. The development situation of micro turbojet engines since 1950s is reviewed and summarized in this paper, including research institutions, well-known products, main features and application status. The study can provide references for the future domestic research work on advanced micro turbo engines. With the further reduction of cost and improvement on thrust-weight ratio, the stronger competitiveness and broader development prospect of the micro turbojet engine will be achieved.

Key words: aero-engine; turbojet; micro; technical parameter; application

0 引言

按照推力的大小, 涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机可分为大型、中型、小型和微型等类型, 通常将推力在 100 daN 以下的发动机称为微型发动机。由于结构复杂、成本较高, 还没有真正实用的微型涡轮风扇发动机, 而微型涡轮喷气发动机已经用于

装备各种微小型无人机和制导弹药。随着飞行器对续航、机动、隐身等性能的更高需求, 微型涡轮喷气发动机凭借其特有的优势受到越来越多的关注, 已成为国内外研究的热点。

本文以详实的数据和丰富的实例为基础, 对 20 世纪 50 年代以来国内外微型涡轮喷气发动机的发展进行了梳理和总结。介绍世界知名微型涡轮喷气发动机的主要研发机构及其代表产品, 汇总大量中外典型机型的推力、推重比、耗油率、总压比、转速、长度和直径等技术参数, 分析性能和结构的主要特点, 归纳在各类微小型军、民用飞行器方

收稿日期: 2016-08-25; 修回日期: 2016-10-30

通信作者: 李凤超, carphrb@126.com

面的应用情况,可为今后微型涡轮喷气发动机和微型涡轮风扇发动机的研究提供参考。

1 微型涡轮喷气发动机的主要研发机构及其代表产品

国外微型涡轮喷气发动机的研究可追溯到20世纪50年代末,先后建立了以Teledyne CAE、Williams International和Microturbo S A等为代表的一批实力雄厚的研发机构,并经过多年不断实践和发展,积累了丰富的经验,技术成熟,产品型号众多并呈系列化发展。

美国Continental Aviation and Engineering公司成立于1940年,最初是Continental Motors旗下的一个分公司,1969年并入Teledyne公司,更名为Teledyne CAE,现称Teledyne Turbine Engines。20世纪70年代初曾为美国海军设计和生产了最早的巡航导弹用J402系列涡轮喷气发动机,以此奠定了其在小型航空发动机研发领域里的显赫地位。该公司在微型涡轮喷气发动机方面,先后推出了多种产品。Model 305是于20世纪80年代研发的低成本涡轮喷气发动机,在设计上大量借鉴了已有的成熟经验和技術^[1],其核心部件为单级离心压气机、甩油盘供油的折流环形燃烧室和单级轴流涡轮;305-4A是基本型号,推力为17.8 daN;305-7E是改进型号,在原有尺寸条件下,设计了更高性能的压气机,提高了总压比和进气量,从而使推力增至40 daN。Model 312(军方编号J700-CA-400)是该公司研发的另一种以成本低廉和结构简单为设计目标的涡轮喷气发动机,1995年安装在ITALD(ADM-141C)战术空射诱饵上进行了试飞,其推力79 daN,推重比4.7,总体结构形式与305系列相同。

美国Williams International公司成立于1955年,主要从事微型涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的研制工作。1957年将WR1回热式自由涡轮发动机改为涡轮喷气发动机,推力约22 daN^[2]。在此基础上,采用单级离心压气机、回流环形燃烧室和单级轴流涡轮的结构,设计了WR2涡轮喷气发动机,并于1962年完成了首次运转,产生

31 daN的推力^[3],而其批生产型号WR2-6的推力可达到50 daN^[4]。20世纪60年代中期,对WR2进行了改进,并于1968年开始生产WR24-6(J400-WR-400)发动机。之后,在原有1级离心压气机前增加了1级轴流压气机,相继研制出了WR24-7/7A(J400-WR-401/402)和WR24-8(J400-WR-403/404),最大推力提高到100 daN以上。目前,该系列发动机仍被多种载人机、无人机和巡航导弹所使用。

法国Microturbo S A公司成立于1961年,是世界知名的无人机和导弹用微型涡轮喷气发动机的供应商。其微型涡轮喷气发动机的代表产品有TRS18、TR3和TR10等^[5]。TRS18是20世纪70年代中期开始研制的轻质量系列涡轮喷气发动机,包括18-046、18-075、18-076、18-1、18-2等多种型号,采用单级离心压气机、折流环形燃烧室和单级轴流涡轮的结构,推力处于100~150 daN,主要为靶机提供动力;TR3是一种30 daN推力级的微型涡轮喷气发动机,直径130 mm,长度330 mm,质量4 kg,最大飞行马赫数0.8,最大飞行高度9 km,2005年开始研制,2009年进行了预生产,可用于无人机和轻型导弹;TR10型涡轮喷气发动机尚处于研制阶段,该发动机采用三级轴流压气机、直流环形燃烧室和单级轴流涡轮的结构,推力处于80~120 daN,可用于轻型反舰和空面导弹。

美国Hamilton Sundstrand公司由原Hamilton Standard和Sundstrand Corporation于1999年合并成立,现隶属于United Technologies公司。凭借丰富的飞机辅助动力装置研制经验,于20世纪80年代起开始发展微型涡轮发动机。GEM-JET是其早期产品,设计推力17.8 daN,推重比3.0,耗油率1.22 kg/daN·h,涡轮前温度1 050 K,总压比3.6,最大转速 9.35×10^4 rpm。核心机由进气机匣、单转子和单静子三个部分组成,如图1所示^[6]。该标志性的结构形式被其后续机型所继承,发展出TJ-90发动机,该发动机在 1.02×10^4 rpm转速下推力可达到48 daN。20世纪90年代以后,又研制了TJ-30、TJ-50、TJ-120和TJ-350等发动机。该系列涡轮喷气发动机主要应用于无人机和精确打击弹药。

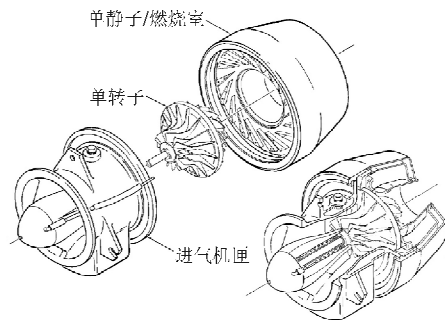


图1 GEMJET的三大部件

Fig. 1 Three core components of GEMJET engine

美国 Technical Directions 公司从 20 世纪 90 年代起一直为美国军方设计和发展微型涡轮喷气发动机。其产品具有推力可调、成本低廉、结构紧凑、起动快捷、适用多种燃料、无需润滑油、全权限控制等特点。基于车载涡轮增压器技术采用单轴紧凑结构形式,核心部件包括单级离心压气机、回流环形燃烧室和单级向心涡轮。代表型号包括 J45、J5 和 J7 等,推力分别为 13、25 和 45 daN,主要用于迷你型精确打击弹药。

荷兰 Advanced Micro Turbines 公司创建于 1991 年,主要为遥控飞机、试验飞机、教学飞机和滑翔机等设计生产微小型涡轮喷气发动机。1994 年开始生产第一种产品 Pegasus,推力 17 daN。其后,又陆续推出推力为 23 daN 的 Olympus, 9 daN 的 Mercury, 39 daN 的 Titan 和 78 daN 的 Nike 微型涡轮喷气发动机,以及最新的推力为 157 daN 的 Lynx 小型涡轮喷气发动机。各型号均采用单级离心压气机、蒸发管供油的直流环形燃烧室、单级轴流涡轮和简单收缩尾喷管,以 Olympus 发动机结构为例,如图 2 所示^[7],通过压缩空气或电动机等方式启动。

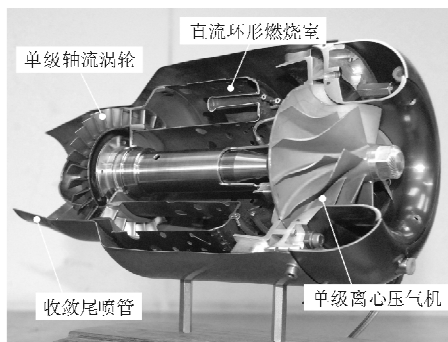


图2 Olympus 发动机结构

Fig. 2 Internal structure of Olympus engine

德国 JetCat 公司从事航空和舰船模型用微型涡轮喷气发动机的研制和销售,其产品型号多,深受航模爱好者们的推崇。早期推出的发动机推力较小,仅在 25 daN 以下,包括 P20、P60、P100、P160 和 P200 等型号。近几年研制的发动机推力有所提高,如 2010 年以后推出的 30 daN 级 P300 和 40 daN 级 P400,进一步拓展了产品的使用范围。

除了上述公司之外,国外微型涡轮喷气发动机的研发机构(代表产品)还包括:美国 Aviation Microjet Technology 公司(AT-180、AT-280、AT-450、AT-1500 以及 AT-1700)和 SWB Turbines 公司(SWB-11、SWB-25、SWB-35、SWB-45、SWB-65 以及 SWB-100),英国 Microjet Engineering 公司(Phoenix HF15、HF30、HF65、HF100 以及 HF150)和 Noel Penny Turbines 公司(NPT051、NPT151 以及 NPT171),捷克 PBS Velka Bites 公司(TJ20、TJ40、TJ80 以及 TJ100),俄罗斯 Granit 设计局(MD-45 和 MD-120),塞尔维亚 EDePro 公司(TMM-040),西班牙 Artes Jet Turbines 公司(KJ-66、JF-100、JF-160 以及 AJ-307),丹麦 Simjet 公司(700AES、1200AES、2300AES、3000AES 以及 3600AES),日本 Sophia Precision 公司(J450 和 J850)等。

国内微型涡轮喷气发动机的研究起步相对较晚。“八五”期间,西北工业大学微型航空发动机研究所自行设计和研制了我国第一台微型涡轮喷气发动机原理样机 W²P-1,设计推力 108 daN,耗油率 1.15 kg/daN·h。1993 年进行调试,发动机性能达到预期结果并略优于设计指标,与国外 20 世纪 80 年代的同类产品相当^[8]。进入 21 世纪以后,多家军工单位、科研院校、甚至民营企业开始从事微型涡轮喷气发动机的研制工作,并相继设计和推出了多款产品。

从公开发表的文献和航展发布的信息来看,国内微型涡轮喷气发动机的研发机构(代表产品)主要包括:中国人民解放军总参谋部第六十研究所(CYS-40WP 和 CYS-80WP)、中国航天科工集团第三研究院(20、40、60 以及 110 daN 推力级)、中国航天科技集团公司第七研究院(以下简称为航天科技七院)(25、40 以及 80 daN 推力级)、中国科学院工程热物理研究所(60 和 80 daN 推力级)、南京航空航天大学(MTE-60、MTE-110、MTE-120 以及 MTE-160)、北京航空航天大学(10、23 以及 40 daN

推力级)、西北工业大学(51 daN 推力级)和中国台湾 KingTech Turbines 公司(K60、K100 以及 K210)等。

20 世纪 80 年代以来国内外典型微型涡轮喷气发动机产品的研发状况,如图 3 所示。

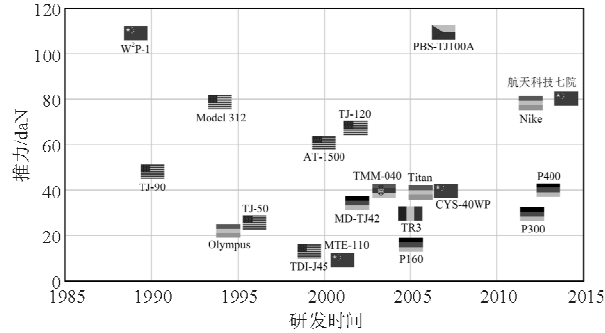


图 3 国内外典型微型涡轮喷气发动机的研发状况

Fig. 3 Development of typical micro turbojet engines

2 微型涡轮喷气发动机的性能和特点

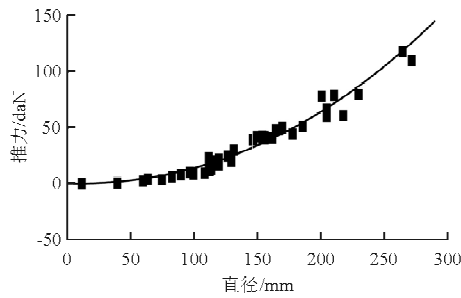
国内外典型微型涡轮喷气发动机的主要技术参数如表 1 所示。与大型发动机相比,微型涡轮喷气发动机具有以下四个显著特点。

(1) 推力小、尺寸小。国内外 40 余个微型涡轮喷气发动机产品的推力、转速随直径变化的曲线如图 4 所示,并拟合出趋势线。从图 4(a)可以看出:100 daN 以下推力的发动机,其直径为分米量级,在 250 mm 以内;而 10 daN 以下推力,直径为厘米量级,例如推力 10 daN 的 P100 直径为 97 mm,2.4 daN 的 P20 直径为 60 mm,0.62 daN 的 Midge 直径为 39.9 mm^[9],0.012 5 daN 的 ME 直径为 12 mm^[10]。

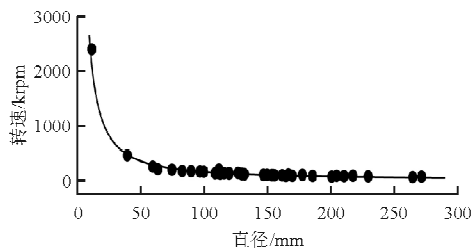
表 1 国内外典型微型涡轮喷气发动机的技术参数

Table 1 Technical parameters of typical micro turbojet engines

型号	研发机构	推力/daN	推重比	耗油率/(kg/daN·h)	总压比	转速/krpm	直径×长度/(mm×mm)
AT-450	美国 AMT	20	8.5	1.02	—	110	130×270
TJ-90	美国 Sundstrand	48	10.1	1.36	—	102	167×343
TDI-J5	美国 TDI	25	5.9	1.40	—	130	127×285
TDI-J7	美国 TDI	45	7.2	1.50	—	96	178×385
305-7E	美国 Teledyne	40	—	1.28	—	89	163×229
SWB-11	美国 SWB	5	5.9	—	2.8	150	89×184
Midge	美国 M-Dot	0.620	7.4	1.63	1.6	452	39.9×76.2
ME	美国 MIT	0.012 5	—	0.56	4.0	2 400	12×3
TRS18-046	法国 Microturbo	100	2.8	1.30	4.0	44	306×650
Mercury	荷兰 AMT	9	5.7	1.98	2.8	151	100×292
Pegasus	荷兰 AMT	17	7.5	1.80	3.2	119.5	120×342
Nike	荷兰 AMT	78	9.1	1.45	4.0	61.5	201×524
TJ40G2	捷克 PBS	40	10.1	1.49	3.8	98	147×373
TJ100A	捷克 PBS	110	5.8	1.09	5.0	61.2	272×625
P20	德国 JetCat	2.4	7.0	1.88	1.5	245	60×180
P100	德国 JetCat	10	9.5	1.87	2.9	154	97×235
P300	德国 JetCat	30	11.6	1.57	3.55	106	132×365
HF100	英国 Microjet	42	9.1	1.50	3.45	89	154×383
HF150	英国 Microjet	67	7.9	1.56	3.8	79	205×445
W2P-1	西北工业大学	108	—	1.15	5.3	48.4	—
CYS-80WP	中国人民解放军总参 谋部第六十研究所	80	6.8	1.40	4.8	69	230×538
CTJ-60	中国航天科工集团 第三研究院	60	7.1	1.50	—	79	205×445
MTE-160	南京航空航天大学	40	8.2	1.80	4.0	88	156×320



(a) 发动机推力随直径的变化



(b) 发动机转速随直径的变化

图4 发动机推力和转速随直径的变化

Fig. 4 Variation of thrust and rotational speed with different maximum diameters

(2) 为了获得更优的性能,转子的转速较高。从图4(b)可以看出:40~100 daN推力的发动机,其转速为万转/分钟量级,并集中在 $6.0 \times 10^4 \sim 1.0 \times 10^5$ rpm范围内;40 daN以下推力,转速增至十万转/分钟量级,甚至达到百万转/分钟量级,例如Midge的试验转速已达到 4.2×10^5 rpm,而其设计转速为 8.0×10^5 rpm^[11],ME的设计转速更是高达 2.4×10^6 rpm。

(3) 为了降低成本,微型涡轮喷气发动机在设计上一直力求结构简单,零件数目少。TJ-50采用单轴结构,压气机为单级离心式,涡轮为单级向心式,燃烧室采用回流环形。核心机只有11个零件,即进气罩、永磁电机、进气机匣、转子、扩压器、燃烧室机匣、火焰筒、涡轮导向器、尾喷管和2个轴承,如图5所示^[12]。Model 312也是单轴结构,只有包括压气机、扩压器、涡轮和整铸框架在内的10个主要零件^[13]。

(4) 由于尺寸较小,使得粘性效应增强,间隙泄漏相对显著,因此通常认为微型发动机性能较差。然而通过设计高效率的核心部件,优化发动机结构,采用一次成型加工技术,也能够获得较高的

性能。例如从作为发动机重要性能指标之一的推重比上看,TJ-90达到了 10.0 ^[14];AT-1700在基本型AT-1500原有质量的基础上提高了推力,推重比可达 10.5 ^[15];在不计及油泵、控制单元、热传感器等附件的情况下,Titan发动机的净质量为3.56 kg,表明其推重比已超过 11.0 ^[7];JetCat公司2014年发布的产品宣传资料显示,P300净质量为2.63 kg,P400净质量为3.55 kg,二者的推重比均达到11.5左右^[16]。



图5 TJ-50核心机的主要零件

Fig. 5 Components of TJ-50 core engine

3 微型涡轮喷气发动机的应用现状

早期的涡轮喷气发动机由于尺寸较大,成本较高等原因,很少被选作微小型飞行器的动力装置。近些年,随着自身小型化和低成本化的发展,以及飞行器对长航程、高机动、低辐射等性能的需求,微型涡轮喷气发动机的使用日益普遍,已经装备各种无人作战飞行器、防空武器靶标、精确打击弹药、试验飞行器、动力滑翔机和航空模型。

3.1 无人作战飞行器的动力装置

微小型无人作战飞行器广泛应用于执行战场侦察、干扰、诱骗、甚至攻击等任务,其动力主要包括固体火箭发动机、活塞发动机和涡轮喷气发动机等。相比而言,采用涡轮喷气发动机的飞行器在续航时间、飞行速度、使用升限、机动突防、红外隐身等方面具有更好的综合性能。用于无人作战飞行器的微型涡轮喷气发动机包括MALD及其改进型的TJ-50系列、Sperwer HV的TRS18-076等,其主要技术参数如表2所示。

表2 用于无人作战飞行器的微型涡轮喷气发动机的技术参数

Table 2 Technical parameters of micro turbojet engines propelling unmanned combat aerial vehicles

型号	研发机构	推力 /daN	直径×长度 / (mm×mm)	推重比	应用
TJ-50	美国 Sundstrand	25	112×305	4.1	MALD A型
TJ-120	美国 Sundstrand	67	—	8.8	MALD B/C型
Model 312	美国 Teledyne	79	211×340	4.7	ITALD
WR2-6	美国 Williams	50	274×561	4.0	CL-89
TRS18-076	法国 Microturbo	113	306×600	3.1	Sperwer HV
T117	德国 KHD	107	350×770	5.0	CL-289

MALD 全称为 Miniature Air-Launched Decoy, 即微型空射诱饵, 军方编号 ADM-160, 是 Northrop Grumman 公司于 20 世纪 90 年代中期研制的一次性使用低成本有动力飞行器。通过模拟 B52、F16 等母机的飞行状态、雷达反射面, 用“自我牺牲”的方式引开敌方雷达、导弹或战机的追踪, 从而保护母机的安全。A 型长度 2.38 m, 翼展 0.65 m, 直径 0.152 m, 质量 45 kg, 飞行距离超过 460 km, 飞行时间不低于 20 min。1999 年进行了首次飞行测试, 巡航速度达到 0.75 马赫。其动力为 TJ-50 发动机, 如图 6 所示^[12], 其最大推力 25 daN, 推重比 4.1。MALI 是带有战斗部的改进型, 在完成诱饵任务后可作为攻击预定目标。其发动机为改进的 TJ-50M, 推力增大到 54 daN, 从而使诱饵具有了短时超音速飞行能力, 最大马赫数可达到 1.1。C 型 (MAID-J) 是最新改进型, 具有雷达干扰功能。动力升级为推力 67 daN 的 TJ-120 发动机, 飞行距离增加至 900 km 以上。



图6 TJ-50 发动机实物

Fig. 6 TJ-50 micro turbojet engine

Sperwer HV 是法国 SAGEM 公司研制的高速突防无人机, 用于战场监视、目标识别和电子干扰, 是 Sperwer 标准型的涡轮喷气动力改型, 计划取代老式 CL-289 无人机。2001 年 6 月亮相于第 44 届法国巴黎航展。其长度 4.2 m, 翼展 2.4 m, 最大发射质量 450 kg。主动力为一台法国 Microturbo 公司的 TRS18-076 发动机, 推力 113 daN, 推重比 3.1, 可保证航程 800 km, 续航时间 1.5 h, 巡航速度 200 m/s, 使用升限 10 km。

3.2 防空武器靶标的动力装置

防空武器靶标是用于高射炮、对空导弹等防空武器系统训练和评估的必要装备。涡轮喷气发动机凭借推力可调、抗畸变能力强、可重复使用等特点, 已成为高亚音、高机动、高升限、可回收靶标动力系统的优先选择。用于防空武器靶标的微型涡轮喷气发动机包括 Chukar 的 WR24 系列、Dani 的 MD-120、S-200 的 CYS-40WP 和“蓝狐”的 60 daN 推力级等, 其主要技术参数如表 3 所示。

表3 用于防空武器靶标的微型涡轮喷气发动机的技术参数
Table 3 Technical parameters of micro turbojet engines propelling targets for air defense weapons

型号	研发机构	推力 /daN	直径×长度 / (mm×mm)	推重比	应用
WR24-6	美国 Williams	54	274×495	4.1	Chukar A 型
WR24-8	美国 Williams	107	302×495	4.8	Chukar E 型
TRS18-075	法国 Microturbo	113	306×600	3.1	Falconet
MD-120	俄罗斯 Granit 设计局	118	265×1290	3.4	Dani
MD-45	俄罗斯 Granit 设计局	61	245×848	—	Krylo
CYS-40WP	中国人民解放军总参谋部第六十研究所	40	154×420	5.8	S-200
—	中国科学院工程热物理研究所	60	—	6.5	“蓝狐”

Chukar 是 Northrop Grumman 公司 20 世纪 60 年代起研制的涡轮喷气动力亚音速靶机。MQM-74A (I 型) 是最初生产型, 由地面或水上发射, 装有 Williams International 公司的 J400-WR-400 发动机。20 世纪 70 年代改进为 MQM-74C (II 型), 主动力换为更大推力的 J400-WR-401。20

世纪70年代末开始生产多用途BQM-74C(Ⅲ型),可由空中发射,最初采用J400-WR-402发动机,20世纪80年代中期升级为J400-WR-403。20世纪90年代初BQM-74E开始服役,长度3.95 m,翼展1.75 m,高度0.71 m,最大发射质量270 kg,最大航程960 km,由J400-WR-404提供动力。BQM-74F是最新发展型,已于2005年8月首飞。通过改装更大推力的高性能发动机提高了速度和机动性,增加了航程,能够更有效、更真实的模拟新型反舰巡航导弹的威胁。该系列靶机一直是美国海军的主推产品,并出口多个国家,目前仍在大量使用中。

Dani是俄罗斯Sokol试验设计局研制的一种可回收式靶机,1993年初进行了首次飞行,同年末进入生产阶段。长度4.65 m,翼展2.68 m,高度1.05 m,最大发射质量395 kg。主动力为一台Granit设计局设计的MD-120涡轮喷气发动机,安装在机体背部。该发动机采用1级轴流加1级离心的组合式压气机、直流环形燃烧室和单级轴流涡轮,如图7所示^[17],净推力118 daN,可使靶机实现最大平飞速度200 m/s、海平面最大爬升率1.4 km/min、飞行高度50~9 000 m、续航时间25~40 min^[13]。2005年起,改进型Dani-M开始批量生产。为了降低靶机的造价,设计局计划更换发动机,改装捷克PBS公司的TJ100发动机是可选方案之一。

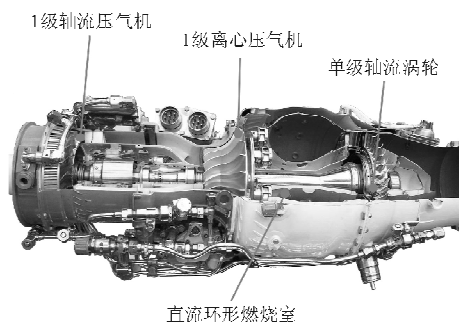


图7 MD-120发动机结构

Fig. 7 Internal structure of MD-120 engine

近些年,国内也研制出多种以微型涡轮喷气发动机为动力的高性能靶标。2011年9月,中国人民解放军总参谋部第六十研究所S-200高亚音速无人靶机亮相第十四届北京国际航空展,主动力为一台CYS-40WP发动机。该发动机采用单级离心压气机、环形燃烧室和单级向心涡轮,推力

40 daN,直径154 mm,长度420 mm,推重比5.8,最大耗油率1.45 kg/daN·h,使用升限8 km,寿命20 h,采用混合油料和数字式燃调控制系统。

在2012年11月举行的第九届珠海航展上,中航工业江西洪都航空工业集团有限责任公司展出了“蓝狐”高机动靶机。该机最大平飞马赫数为0.75,使用升限8 km,以两台由中科院工程热物理研究所研制的微型涡轮喷气发动机为主动力装置。该发动机亮相2014年珠海航展,宣传资料显示其最大推力60 daN,推重比6.5,最大耗油率1.4 kg/daN·h,寿命20 h,已经累计完成地面试验800余小时,进入小批量生产阶段。在此基础上研发出80 daN的升级型号,推重比达到7.8,最大耗油率1.2 kg/daN·h,寿命30 h,已经完成地面台架试验、耐久性试验和高原试验。

3.3 精确打击弹药的动力装置

在精确打击呈现常态化的过程中,各种轻型弹药大量出现。固体火箭发动机曾几乎一度是其主动力的唯一选择,虽然结构简单、使用可靠,但也具有工作时间短、推力不易控制等缺点。涡轮喷气发动机在减小尺寸、降低成本之后,显著提高了竞争力,逐步打破了固体火箭发动机的垄断局面。与固体火箭发动机相比,涡轮喷气发动机特别适用于巡飞时间长、射程远的轻型弹药。用于精确打击弹药的微型涡轮喷气发动机,例如LOCAAS的TDI-J45、ALAS的TMM-040等,其主要技术参数如表4所示。

表4 用于精确打击弹药的微型涡轮喷气发动机的技术参数

Table 4 Technical parameters of micro turbojet engines propelling precision-guided missiles

型号	研发机构	推力 /daN	直径×长度 / (mm×mm)	推重比	应用
TDI-J45	美国 TDI	13	114×270	3.2	LOCAAS、LAM
TJ-30	美国 Sundstrand	13	112×203	3.5	LAM
Model 305-4A	美国 Tenedyne	18	163×229	—	FOG-M
WR24-7	美国 Williams	80	302×495	4.1	Delilah
TMM-040	塞尔维亚 EDePro	40	155×560	7.3	ALAS
CTJ-1	中国航天科工集团第三研究院	110	—	—	C705

LOCAAS 全称为 Low Cost Autonomous Attack System, 即低成本自主攻击系统, 是美国 Lockheed Martin 公司于 20 世纪 90 年代中期开始研制的一种防区外发射的小型精确制导弹药。其动力型长度 914 mm, 翼展 1 190 mm, 质量 43 kg, 可采用多种方式发射。利用一台微型涡轮喷气发动机飞行至作战区域上空后, 在 230 m 高度巡航, 自主寻找、捕获并伺机攻击装甲车辆、导弹发射系统等目标。试验型的动力装置为 TJ-50 发动机, 可保证弹体飞行 30 min 左右、射程约 200 km。生产型则采用 Technical Directions Incorporation 的 TDI-J45 涡轮喷气发动机, 如图 8 所示^[18], 最大推力 13 daN, 推重比 3.2, 耗油率 1.3 kg/daN·h。该发动机已成为“明星”产品, 还是 LAM(巡飞攻击导弹)和 SMACM(微型监视攻击巡航导弹)等弹药的首选动力装置。

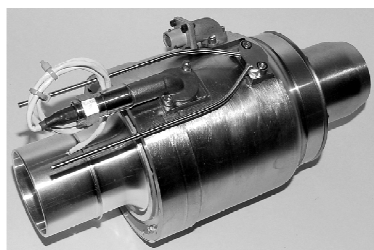


图 8 TDI-J45 发动机实物

Fig. 8 TDI-J45 micro turbojet engine

JSOW (AGM-154) 全称为 Joint Standoff Weapon, 即联合防区外武器, 是美国 Raytheon 公司于 20 世纪 80 年代起开始研制的一种模块化高杀伤性防区外精确打击弹药。初期型号均为无动力滑翔型, 低空投放射程为 22 km, 高空投放射程为 130 km。为了增加射程和突防能力, 发展了有动力型。1995 年 9 月, 安装有 WR24-8 发动机的 D/E 型进行了第一次飞行试验, 高空投放射程增至 200 km 以上。2009 年 11 月, 增程型 JSOW-ER 进行了首次自由飞行演示试验, 动力为 TJ-120 发动机。新型发动机显著提高了射程, 在试验中弹体就飞行了 480 km, 而预计其最大射程更是可以达到 560 km^[19]。

ALAS 全称为 Advanced Light Attack System, 即先进轻型攻击系统, 是塞尔维亚 Engine Development and Production 公司研制的一种远程多用途高杀伤性导弹系统。可从轻型车辆、小型

舰艇或者直升机上发射, 用于攻击军事和建筑目标。由固体燃料助推器加速至最大 150 m/s 左右的初始速度后, 主涡轮喷气发动机 TMM-040 继续提供动力。该发动机推力 40 daN, 推重比 7.3, 可使导弹达到 200 m/s 左右的最大飞行速度。其为单轴结构, 压气机采用结构较为复杂的三级跨音轴流形式, 而燃烧室和涡轮都是常规的直流环形和单级轴流形式, 如图 9 所示^[20]。

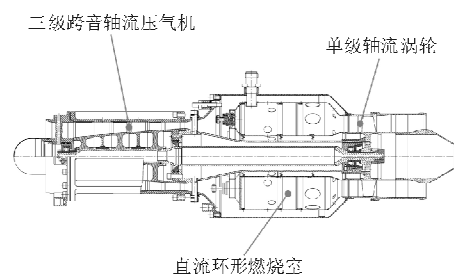


图 9 TMM-040 发动机结构

Fig. 9 Structural schematic diagram of TMM-040 engine

3.4 试验飞行器等装备的动力装置

微型涡轮喷气发动机还被用于多种试验飞行器、动力滑翔机和航空模型, 如 X-43 系列低速试验机的 AT-1500 与 SWB-100、X-48 系列试验机的 P200 与 Titan 等, 其主要技术参数如表 5 所示。

表 5 用于试验飞行器、动力滑翔机和航空模型的微型涡轮喷气发动机的技术参数

Table 5 Technical parameters of micro turbojet engines propelling test vehicles, powered gliders and aerial models

型号	研发机构	推力 /daN	直径×长度 / (mm×mm)	推重比	应用
AT-1500	美国 AMT	61	216×432	7.5	X-43A-LS
SWB-100	美国 SWB	49	165×411	9.5	X-43B-LS
SWB-35	美国 SWB	16	135×303	4.7	LoFLYTE
Titan	荷兰 AMT	39	147×385	11.2	X-48C
Olympus	荷兰 AMT	23	130×374	8.1	SHARC 缩比机
P200	德国 JetCat	23	132×350	9.3	X-48B
P400	德国 JetCat	40	147×354	11.4	X-56A
J40	德国 TBS Schwabhausen	42	156×320	10.5	动力滑翔机
TJ42	德国 M&D Flugzeugbau	35	164×425	9.8	动力滑翔机
3600AES	丹麦 Simjet	16	113×290	—	航空模型
KJ-66	西班牙 Artes Jet	7.5	112×230	8.2	航空模型
J850	日本 Sophia	8.3	106×330	6.1	航空模型
K210	中国台湾 KingTech	21	113×287	—	航空模型

Hyper-X 是美国 NASA 近年来开展的高超声速技术研究计划,试验飞行器代号 X-43。A 型试验机采用升力体式设计,以超然冲压发动机为动力,设计飞行马赫数为 10。为了开发低速飞行测试数据库并验证控制规律,2001 年 9 月对其全尺寸低速试验机 X-43A-LS 进行了飞行测试。动力装置采用 1 台 Aviation Microjet Technology 公司的 AT-1500 涡轮喷气发动机,推力约 61 daN,推重比 7.5,耗油率 $1.2 \text{ kg/daN} \cdot \text{h}^{[21-22]}$ 。B 型试验机采用组合循环发动机推进,飞行速度为 7 马赫。2002 年其低速试验机 X-43B-LS 完成飞行试验,动力装置采用 3 台 SWB Turbines 公司的 SWB-100 涡轮喷气发动机,单台推力 48.5 daN,推重比 9.5,耗油率 $1.31 \text{ kg/daN} \cdot \text{h}$ 。核心部件采用先进的设计方法,压气机、涡轮和燃烧室的效率分别达到了 73.3%、84.4% 和 99%^[15]。

X-48 是美国 Boeing 公司和 NASA 共同研制的演示验证无人机,用于测试翼身融合和飞翼布局技术。A 型试验机翼展 10.7 m,质量 1 130 kg,最大速度 70 m/s,安装有 3 台 WR24-8 发动机,单台推力 107 daN,推重比 4.3。B 型试验机翼展 6.2 m,质量 227 kg,最大速度 60 m/s,以 3 台 Jet-Cat 公司的 P200 发动机作为动力。该发动机推力 23 daN,推重比 9.2,耗油率 $1.5 \text{ kg/daN} \cdot \text{h}$,总压比 4.0,最大转速 $1.12 \times 10^5 \text{ rpm}$ 。C 型试验机与 B 型相似,原计划安装 2 台用于驱动涵道风扇的新型发动机^[23],但由于技术原因改用了 Titan 发动机。该发动机于 2006 年起开始研制,推力 39 daN,耗油率 $1.6 \text{ kg/daN} \cdot \text{h}$ 。可以清晰地看见安装在机体尾部硕大涵道内的 Titan 发动机^[24],如图 10 所示。



图 10 X-48C 试验机上的 Titan 发动机

Fig. 10 Two titan engines installed on X-48C test vehicle

4 结束语

(1) 微型涡轮喷气发动机具有推力小、尺寸

小、转速高、结构简单等特点。通过设计高效部件、简化机体结构、减少零件数目,获得了较高的性能,目前推重比已经突破 11.0。进一步降低成本、提高推重比仍是其今后重要的发展方向。

(2) 微型涡轮喷气发动机具有工作时间长、推力易调节、红外辐射低、能重复使用等综合优势,已经大量装备于各类军、民用飞行器。未来,随着先进微小型无人战机、高精度制导弹药更加普遍的使用,作为其核心装备,微型涡轮喷气发动机必将有着更加广阔的发展空间。

(3) 经过二十余年的努力与摸索,我国在微型涡轮喷气发动机研究方面积累了一定经验,也取得了一些成绩,但与西方发达国家仍有不小差距。因此,国内科技工作者们应当继续深入开展相关工作,研发出性能更加先进、谱系更加完备的微型涡轮喷气发动机产品,以避免动力装置成为制约我国各类微小型先进无人飞行器发展的短板。

参考文献

- [1] Emanuel P. SCAT: a small low cost turbojet for missiles and RPVs[R]. AIAA-88-3249, 1988.
- [2] 《世界中小型航空发动机手册》编委会. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006. The Editorial Board of *World Small and Medium Sized Aeroengine Handbook*. World small and medium sized aero-engine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [3] 苏三买, 张蕾, 蔡元虎, 等. 弹用喷气发动机发展及关键技术分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2410-2414. Su Sanmai, Zhang Lei, Cai Yuanhu, et al. Microturbo engine development and key technology analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2410-2414. (in Chinese)
- [4] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012. Lin Zuoming. World aeroengine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [5] Safran. Propulsion systems[EB/OL]. (2010-03-10)[2016-08-25]. www.safran-group.com.
- [6] Jones A, Weber H, Fort E. GEMJET-a small, low cost, expendable turbojet[R]. AIAA-87-2140, 1987.
- [7] Netherlands. Specifications of products[EB/OL]. (2015-12-26)[2016-08-25]. http://www.amtjets.com.
- [8] 袁培益, 黄知涛. W2P-1 微型涡轮喷气发动机研制中的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(2): 18-22, 31. Yuan Peiyi, Huang Zhitao. Experimental research on the

- developing of W2P-1 micro turbojet engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2000, 13(2): 18-22, 31. (in Chinese)
- [9] 尹泽勇, 李上福, 李概奇. 无人机动力装置的现状与发展[J]. 航空发动机, 2007, 33(1): 10-15.
Yin Zeyong, Li Shangfu, Li Gaiqi. Current state and development of the unmanned aerial vehicle powerplants[J]. Aeroengine, 2007, 33(1): 10-15. (in Chinese)
- [10] Epstein A II, Senturia S D, Al-Midani O, et al. Micro-heat engines, gas turbines and rocket engines-the MIT micro-engine project[R]. AIAA-97-1773, 1997.
- [11] Kang S, Johnston J P, Arima T, et al. Micro-scale radial-flow compressor impeller made of silicon nitride-manufacturing and performance[C]. GT2003-38933, 2003.
- [12] Harris M M, Jones A C, Alexander E J. Miniature turbojet development at Hamilton Sundstrand-the TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets[R]. AIAA-2003-6568, 2003.
- [13] 《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.
The Editorial Board of *World Unmanned Aerial Vehicles*. World unmanned aerial vehicles[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [14] 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(4): 51-54.
Tian Baolin. A survey of the development of engines for the unmanned aircraft and the cruise missile in the world[J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 51-54. (in Chinese)
- [15] 谭汉清. 国外微型涡喷发动机应用现状及未来发展趋势[J]. 飞航导弹, 2013(3): 76-80.
Tan Hanqing. Recent application and future development of foreign micro turbojet engines[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013(3): 76-80. (in Chinese)
- [16] JetCat Germany. JetCat Turbine[EB/OL]. (2013-12-15) [2016-08-25]. www.jetcat.de.
- [17] NPO Saturn. Products[EB/OL]. (2007-09-19) [2016-08-25]. www.npo-saturn.ru.
- [18] Technical Directions Incorporation. Products[EB/OL]. (2008-07-21) [2016-08-25]. www.tdi-engines.com.
- [19] 魏毅寅. 世界导弹大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 2011.
Wei Yiyin. Complete collection of world guided missile [M]. Beijing: Military Science Publishing House, 2011. (in Chinese)
- [20] EDePro. Turbo machinery[EB/OL]. (2014-01-14) [2016-08-25]. www.edepro.com.
- [21] 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, 2002.
- [22] Pegg R, Vess R J, Gibson C S. Low speed flight testing of a X-43A hypersonic lifting body configuration[R]. AIAA-2003-7086, 2003.
- [23] 《世界无人系统大全》编写组. 世界无人系统大全[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.
The Editorial Board of *Comprehensive Unmanned Systems of the World*. Comprehensive unmanned systems of the world[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015. (in Chinese)
- [24] NASA. NASA-Boeing X-48C first flight[EB/OL]. (2012-08-07) [2016-08-25]. www.nasa.gov.

作者简介:

薛然然(1984—),女,硕士,工程师。主要研究方向:燃烧试验与数值模拟。

李凤超(1983—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:叶轮机械气动优化设计。

(编辑:赵毓梅)