

文章编号:1674-8190(2018)01-018-10

# 小型弹用涡轮发动机发展综述

薛然然,李凤超,任立磊

(中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院,北京 101304)

**摘要:** 小型涡轮喷气和涡轮风扇发动机可为高亚音速、中远程导弹提供理想的巡航动力,是各军事强国竞争的焦点。弹用涡轮发动机具有成本低、寿命短、尺寸小、转速高、增压比低、容积热强度大、起动和点火方式多样等特点,已被广泛应用于巡航、反舰和空地等多种战略与战术导弹。从国内外主要产品及其技术参数、性能与结构基本特点、应用现状、发展趋势等方面,对20世纪70年代以来100~700 daN推力范围内弹用涡轮发动机的发展情况进行梳理和分析。指出更低成本、更少油耗和更优结构将是未来导弹推进系统继续追求的目标;螺旋桨风扇发动机高速性好、耗油率低,脉冲爆震涡轮发动机循环效率高、结构简单,是未来先进弹用涡轮发动机重要的发展方向。

**关键词:** 航空发动机;涡轮发动机;小型;导弹;螺旋桨风扇;脉冲爆震

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.01.003

## An Overview on Development of Small Turbine Engines for Missiles

Xue Ranran, Li Fengchao, Ren Lilei

(Aero Engine Academy of China, Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

**Abstract:** To provide superior cruise thrust for high subsonic intermediate-long range missiles, small turbojet and turbofan engines have become the competitive focus for military powers. The turbine engines for missiles are characteristic of low cost, short life, small size, high speed, low pressure ratio, severe volumetric heat release rate and various starting or ignition methods. They are widely equipped on strategic and tactical weapons, such as cruise, anti-ship and air-to-ground missiles. The development situation of small turbine engines within 100~700 daN since 1970 s is summarized and analyzed comprehensively, including well-known products, main technical parameters, basic features, application status and development trend. The study can provide references for the research work on missile propulsion systems. Lower cost, less fuel consumption and fewer parts will be the future goals. The Propfan engines have advantages of nice high subsonic performance and low fuel consumption, and the pulse detonation turbine engines possess high thermodynamic cycle efficiency and simple structure. They are both important development directions of advanced turbine engines for missiles.

**Key words:** aero-engine; turbine engine; small sized; missile; propfan; pulse detonation

## 0 引言

导弹自第二次世界大战后期投入实战以来,已经在多次战争中取得显赫战绩。1967年第三次中

东战争中,埃及导弹艇发射了多枚 Termit P-15 反舰导弹,击沉一艘以色列驱逐舰,首创反舰导弹击沉敌方舰艇的历史,改写了“大舰必胜小舰”的海战规则。1982年马岛海战中,阿根廷攻击机发射的一枚 Exocet AM39 反舰导弹直接命中英国主力导弹驱逐舰,该超低空掠海突防模式沿用至今。1991年海湾战争中,从水面舰艇和水上潜艇上共计发射了近300枚 Tomahawk BGM-109 巡航导弹,摧毁了伊拉克军队的指挥控制中心、防空武器阵地等重

收稿日期:2017-08-28; 修回日期:2017-10-13

基金项目:中国航空发动机研究院项目(ZZKT-1606)

通信作者:李凤超,carphrb@126.com

要目标,这也是 Tomahawk BGM-109 巡航导弹首次被大规模使用。2015 年叙利亚反恐战争中,俄罗斯海军轻型护卫舰从 1 500 km 外的里海海域发射了 20 余枚 Kalibr 3M14 对陆攻击导弹,极大地打击和震慑了伊斯兰国(IS)极端组织。

发动机是导弹的核心部件,主要包括固体火箭、液体火箭、冲压、涡轮喷气和涡轮风扇等类型。早在 20 世纪 40 年代,涡轮喷气发动机就被用作战略导弹的巡航动力装置,但其大多由飞机发动机改造而成,成本高、尺寸大、维护难,与火箭发动机竞争缺乏优势,因此并未得到广泛使用。直到 20 世纪 70 年代初,以 J402、F107 和 TRI 60 等为代表的低成本、小尺寸、短寿命燃气涡轮发动机的研制成功,才在很大程度上促进了先进巡航、反舰和空地导弹的快速发展<sup>[1-2]</sup>。

弹用涡轮发动机的推力范围为 10~700 daN,其中 100 daN 以下的属于微型涡轮发动机<sup>[3]</sup>。本文重点关注 100~700 daN 的小型涡轮发动机,梳理了 20 世纪 70 年代以来弹用涡轮发动机的研发进展,汇总了国内外典型型号及其主要技术参数,介绍了它们的性能与结构特点,分析了螺旋桨风扇和混合式脉冲爆震等新型涡轮发动机的潜在优势,以期今后研究小型弹用涡轮喷气、涡轮风扇和新概念涡轮发动机提供参考。

### 1 发展现状

与固体火箭发动机和冲压发动机相比,涡轮发动机的比冲相对较大,特别适用于各种高亚音速、中远程导弹。采用不同类型动力的舰载巡航和反舰导弹的射程与质量如图 1 所示。

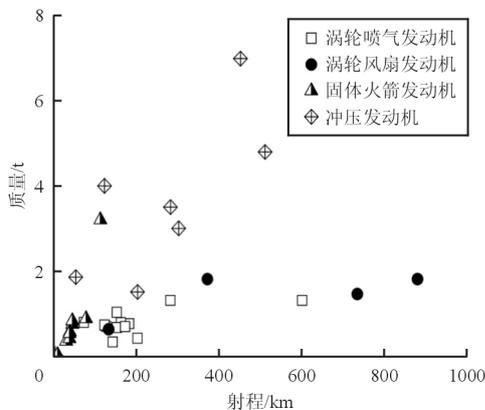


图 1 舰载巡航和反舰导弹的射程与质量  
Fig. 1 Range and mass of shipborne cruise and anti-ship missiles

从图 1 可以看出:以涡轮喷气和涡轮风扇作为主发动机的导弹具有明显优势,例如,法国 Exocet MM38 反舰导弹采用固体火箭发动机,射程约 42 km;改进型 MM40 Block 2 增加了固体火箭发动机的直径和长度,射程提高到 75 km;而 MM40 Block 3 将主发动机换成 TRI 40 涡轮喷气发动机后,在同等尺寸下,射程跃升至 180 km。

导弹在现代战争中发挥着重要作用,各军事强国都积极研发先进导弹武器。美国、法国、俄罗斯、乌克兰、以色列、土耳其、日本、韩国、印度和伊朗等国十分重视小型弹用涡轮发动机的研制,相继推出了多种型号并投入使用,代表产品如图 2 所示,主要技术参数如表 1 所示。

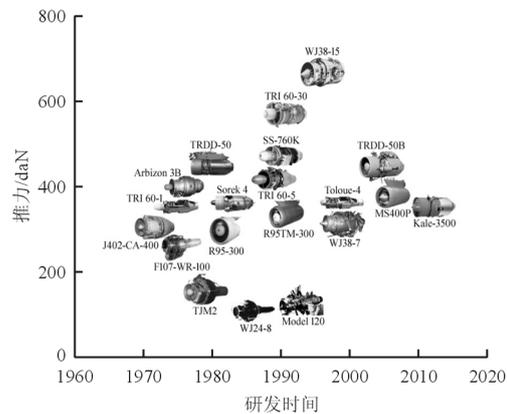


图 2 小型弹用涡轮发动机代表产品  
Fig. 2 Representative small turbine engines for missiles

#### 1.1 美国

20 世纪 60 年代末,Williams 公司开始研制 WR19 系列双转子涡轮风扇发动机。在此基础上,发展出了用于 ALCM AGM-86A 战略巡航导弹的 F107-WR-100,该发动机的推力为 267 daN,推重比为 4.6,耗油率为 0.61 kg/(daN·h),增压比为 13.7,涡轮前温度为 1 281 K,涵道比为 1.0,直径为 307 mm,长度为 800 mm,采用二级轴流风扇、二级轴流低压压气机、一级离心高压压气机、折流环形燃烧室、一级轴流高压涡轮、二级轴流低压涡轮和混合排气收敛尾喷管<sup>[4]</sup>。改进型 F107-WR-101 的质量略有增加,推重比降至 4.3,应用于 AGM-86B,其结构如图 3 所示<sup>[5]</sup>。F107-WR-103 借助先进的叶片设计技术改善了压气机和涡轮的气动性能,采用新型陶瓷材料提高了燃烧室出口温度,推力增至 444 daN,应用于 AGM-86C/D<sup>[6]</sup>。

表 1 小型弹用涡轮发动机主要技术参数

Table 1 Main technical parameters of small turbine engines for missiles

型 号	研发机构	推力/daN	推重比	耗油率/[kg·(daN·h) <sup>-1</sup> ]	应 用
F107-WR-100	美国 Williams	267	4.6	0.61	AGM-86A
F107-WR-400	美国 Williams	267	4.2	—	BGM-109 Block 1/2
WJ24-8	美国 Williams	107	4.8	1.22	AGM-154D/E
J402-CA-400	美国 Teledyne CAE	294	6.5	1.22	RGM-84
Model 120	美国 Allison	122	11.9	1.55	光纤制导导弹
Model 150	美国 Allison	208	11.1	1.20	光纤制导导弹
Arbizon 3D	法国 Turbomeca	416	3.7	1.10	Otomat MK3/4
Arbizon 4	法国 Turbomeca	359	6.1	1.16	雄风 2
TRI 60-2	法国 Microturbo	370	6.6	1.28	RBS-15
TRI 60-5	法国 Microturbo	420	7.0	1.32	RBS-15 MK3
TRI 60-30	法国 Microturbo	570	9.0	1.10	Storm Shadow
TRI 40	法国 Microturbo	340	7.9	1.20	NSM,MM40 Block 3
R95TM-300	俄罗斯 Soyuz	343	3.7	0.82	Kh-35
TRDD-50AT	俄罗斯 OMSK	441	5.5	0.72	Kh-59MK, Kh-35Y
MS400	乌克兰 Motor Sich	392	4.7	0.87	空射导弹
Sorek 4	以色列 BSEL	360	6.1	1.25	Gabriel 4
Kale-3500	土耳其 Kale	350	7.4	1.20	SOM
TJM2	日本 Mitsubishi	149	3.9	—	SSM-1B, ASM-2
TJM4	日本 Mitsubishi	284	5.2	1.15	巡航导弹
SS-760K	韩国 Samsung Techwin	467	5.8	1.27	SSM-700K
PTAE-7	印度 HAL	373	5.5	1.20	反舰或巡航导弹
Toloue-4	伊朗 IAIO	363	6.8	—	Qadir
CTJ-1	中国航天科工集团第三研究院	110	—	—	C705
CTJ-2	中国航天科工集团第三研究院	400	—	—	C802 系列

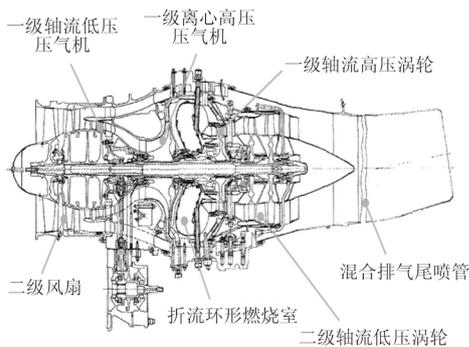


图 3 F107-WR-101 发动机结构

Fig. 3 Structural schematic diagram of F107-WR-101

20 世纪 70 年代中期, Williams 公司又推出了海军型 F107-WR-400 发动机, 应用于 Tomahawk BGM-109 Block 1 和 Block 2 巡航导弹; Block 3 导弹的发动机升级为 F107-WR-402, 其推力增大了近 20%, 耗油率降低了约 3%。

20 世纪 80 年代中期, Williams 公司开始研制

WJ38 系列涡轮风扇发动机, 采用一级风扇、五级轴流压气机、一级轴流高压涡轮和一级轴流低压涡轮<sup>[7]</sup>。最初型号 WJ38-10, 军方编号 F122-WR-100, 推力为 445 daN, 计划用于 TSSAM AGM-137 防区外攻击导弹。随后, 该公司又分别发展了大推力型号 WJ38-15 和小推力型号 WJ38-7。WJ38-15 的推力可达 667 daN, 用于 KEPD 350 远程空地导弹; WJ38-7 军方编号 F415-WR-400, 推力为 311 daN, 用于 BGM-109 Block 4 远程巡航导弹。

20 世纪 70 年代初, 另一军工企业 Teledyne CAE 公司为美国海军研制了用于 Harpoon RGM-84 反舰导弹的低成本涡轮喷气发动机 J402-CA-400。该型发动机采用单轴结构, 包括一级轴流与一级离心组合压气机、折流环形燃烧室和一级轴流涡轮等部件。推力为 294 daN, 推重比为 6.5, 耗油率为 1.22 kg/(daN·h), 增压比为 5.6, 涡轮前温度为 1 310 K, 空气流量为 4.35 kg/s。改进型

J402-CA-100 曾参与竞争 BGM-109 Block 4 巡航导弹的发动机,但终因耗油率等指标不满足要求而落选,后来它被用于 JASSM AGM-158A 空地导弹。

## 1.2 法 国

Arbizon 3 系列是法国 Turbomeca 公司于 20 世纪 70 年代初研制的单转子涡轮喷气发动机,应用于 Otomat 系列反舰导弹。其中,Arbizon 3D 于 1990 年开始试验,1995 年批量生产,其推力为 416 daN,耗油率为  $1.10 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$ ,增压比为 5.85,直径为 432 mm,长度为 1 377 mm;采用一级轴流与一级离心组合压气机、甩油盘供油的折流环形燃烧室和一级轴流涡轮。Arbizon 4 是缩小尺寸的型号,于 1974 年开始研制,推力为 359 daN,增压比为 5.6,质量为 60 kg,设计寿命 30 h,应用于我国台湾省雄风 2 系列反舰导弹,其结构如图 4 所示<sup>[8]</sup>。

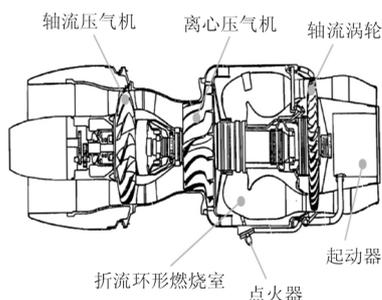


图 4 Arbizon 4 发动机结构

Fig. 4 Structural schematic diagram of Arbizon 4

TRI 60 系列是 Microturbo 公司推出的小型涡轮喷气发动机。首台验证机于 1974 年进行试验,推力达到了 300 daN。TRI 60-1 是初期型号,推力为 350 daN,采用三级轴流压气机、直流环形无烟燃烧室和一级轴流涡轮。TRI 60-2 的推力提高至 370 daN,耗油率为  $1.28 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$ ,增压比为 3.8,空气流量为  $6.18 \text{ kg}/\text{s}$ 。TRI 60-5 改进了压气机的设计,增大了进气量,推力达到 420 daN。TRI 60-30 通过增加零级压气机,使其推力由 TRI 60-3 的 400 daN 增至 570 daN。

20 世纪 90 年代, Microturbo 公司又研制了 350 daN 推力级的 TRI 40 涡轮喷气发动机,采用四级轴流压气机、直流环形燃烧室和一级轴流涡轮,通过先进的计算流体力学方法改进压气机设

计,提高了增压比和效率。与 TRI 60-2 相比,耗油率降低了 6%,单位迎风面积推力提高了 35%<sup>[9]</sup>,应用于 NSM 和 Exocet MM40 Block 3 等导弹。

## 1.3 俄罗斯/乌克兰

苏联时期的 Soyuz 发动机设计局于 20 世纪 70 年代末研发了用于 Kh-55 战略巡航导弹的“产品 95”,即 R95-300 涡轮风扇发动机。该型发动机采用单轴结构,主要包括二级风扇、六级轴流压气机、直流环形燃烧室和二级轴流涡轮,推力为 294 daN。20 世纪 80 年代中期,研制了 R95TP-300,用于 Kh-59M 空地导弹。20 世纪 90 年代初,改进型 R95TM-300 用于 Kh-35 反舰导弹,推力为 343 daN,耗油率为  $0.82 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$ ,涵道比为 0.86,直径为 315 mm,长度为 850 mm,其结构如图 5 所示<sup>[10]</sup>。

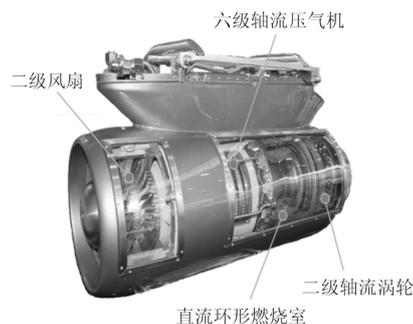


图 5 R95TM-300 发动机结构

Fig. 5 Internal structure of R95TM-300

MS400 是乌克兰 Motor Sich 公司在“产品 95”的基础上改进并发展的推力增大型产品。其结构基本保持不变,主要依靠增大供油量将涡轮前温度提高至 1 363 K,使推力提升到 392 daN。其耗油率为  $0.87 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$ ,质量为 85 kg,直径为 315 mm,长度为 850 mm<sup>[11]</sup>。

20 世纪 70 年代末,俄罗斯另一发动机设计局 OMSK 开始研制“产品 36”,即 TRDD-50 双转子涡轮风扇发动机。采用一级风扇、轴流与斜流组合压气机、折流环形燃烧室、一级高压轴流涡轮、一级低压轴流涡轮和分别排气收敛尾喷管,其结构如图 6 所示<sup>[12]</sup>。该型发动机曾用于 Kh-55 的飞行试验,但最终败给“产品 95”而没能成为其批产型的发动机。由于“产品 95”一直由 Motor Sich 公司负责生产,为了打破小型弹用发动机需要从乌克兰进

口的尴尬局面,2000年左右,Saturn 科研生产联合体与 OMSK 合作,重新启动“产品 36”的生产。在 TRDD-50 的基础上,发展出了用于 Kh-555 和 Kh-101 的 TRDD-50A,用于 Kh-59MK 和 Kh-35Y 的 TRDD-50AT,以及用于 3M14 和 3M54 的 TRDD-50B 等多种改进型号。

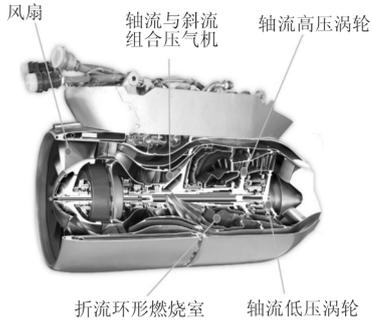


图 6 TRDD-50AT 发动机结构

Fig. 6 Internal structure of TRDD-50AT

#### 1.4 以色列

Sorek 4 是以色列 Bet Shemesh 发动机公司 (BSEL) 研发的一种短寿命涡轮喷气发动机,该型发动机于 1983 年首次在巴黎航展上展出,主要由轴流与离心组合压气机、折流环形燃烧室和一级轴流涡轮组成。其推力为 360 daN,增压比为 5.8,空气流量为 5.5 kg/s,转速为 43 krpm,直径为 330 mm,长度为 1 014 mm,工作寿命为 13 h。曾计划作为 Gabriel 4 反舰导弹的主发动机。

#### 1.5 土耳其

Kale-3500 是土耳其 Kale 公司于 2012 年开始研制的一次性单转子涡轮喷气发动机。该型发动机的推力为 350 daN,推重比为 7.4,耗油率为 1.20 kg/(daN·h),直径为 300 mm,长度为 900 mm,使用 JP8 或 JP10 燃料,由电动机起动。计划取代 TRI 40 发动机,用于 SOM 空射巡航导弹。

#### 1.6 日本

TJM 系列是 20 世纪 70 年代后期日本 Mitsubishi 公司为巡航导弹和无人驾驶飞行器研制的小型涡轮喷气发动机。TJM2 是基本型,其推力为 149 daN,采用一级离心压气机、环形燃烧室和一级轴流涡轮,已用于 SSM-1(88 式)岸舰导弹、

SSM-1B(90 式)舰舰导弹和 ASM-2(93 式)空舰导弹等。TJM4 是推力增大大型,其推力为 284 daN,增压比为 6.7,采用二级离心压气机和二级轴流涡轮,计划用于一种先进的隐身巡航导弹<sup>[13]</sup>。

#### 1.7 韩国

SS-760K 涡轮喷气发动机是第一种在韩国成功生产的喷气发动机,由 Samsung Techwin 公司与国防发展局联合研制<sup>[14]</sup>。压气机为四级轴流,涡轮为一级轴流。推力为 467 daN,耗油率为 1.27 kg/(daN·h),质量为 80 kg,直径为 328 mm,长度为 1 386 mm,最大飞行高度为 10.7 km,最大飞行马赫数为 0.9,应用于 SSM-700K 反舰导弹。

#### 1.8 印度

PTAE-7 是印度 Hindustan 航空有限公司 (HAL) 于 1980 年研制的涡轮喷气发动机,于 2001 年开始小批量生产。采用四级轴流压气机、直流环形燃烧室和一级轴流涡轮。其推力为 373 daN,耗油率为 1.20 kg/(daN·h),增压比为 4.65,空气流量为 6.65 kg/s,直径为 330 mm,长度为 1 270 mm。目前应用于靶机,潜在的用途包括反舰导弹和巡航导弹。

#### 1.9 伊朗

Toloue-4 是伊朗航空工业联合体 (IAIO) 于 20 世纪末研发的单转子涡轮喷气发动机,是 TRI 60-2 的仿制品,其结构如图 7 所示<sup>[15]</sup>。该型发动机的推力为 363 daN,增压比为 3.75,转速为 29.5 krpm,直径为 330 mm,长度为 1 330 mm,已应用于 Qadir 反舰导弹。

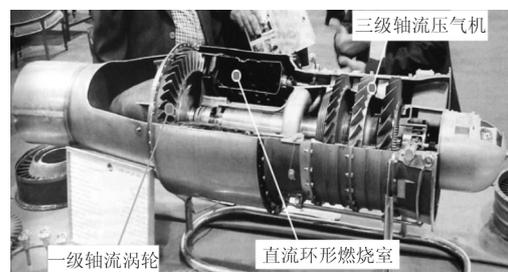


图 7 Toloue-4 发动机结构

Fig. 7 Internal structure of Toloue-4

## 1.10 中 国

中国航空发动机集团有限公司四川燃气涡轮研究院、中国航天科工集团第三研究院、中国科学院工程热物理研究所和中国人民解放军总参谋部第六十研究所等机构均具备研发小型涡轮发动机的能力。2010 年第八届珠海航展上,中国航天科工集团第三研究院展示了 CTJ-1 和 CTJ-2 两种国产反舰导弹用涡轮喷气发动机的相关信息。宣传资料显示,CTJ-1 发动机的推力级别为 110 daN,主要由一级离心压气机、折流环形燃烧室和一级轴流涡轮组成,具有体积小、重量轻、结构紧凑、可靠性高等特点,已用于 C705 反舰导弹;CTJ-2 发动机的推力级别为 400 daN,采用三级轴流压气机、直流环形燃烧室和一级轴流涡轮,结构简单、推重大、抗进气畸变能力强,已在 C802 系列反舰导弹上成功应用。

## 2 性能与结构特点

小型弹用涡轮喷气和涡轮风扇发动机在性能和结构上具有以下七个显著特点。

(1) 成本低。导弹是消耗性产品,使用量、储量大,成本通常是其研制过程中优先考虑的因素,有时甚至需要牺牲一定的性能来满足成本要求。涡轮发动机降低成本的途径主要包括:基于成熟技术,采用改型设计,降低研制风险;采用整体式无余量精密铸造,减少零件数目,缩短装配工时;使用钣金件,提高材料利用率,减少机械加工量;简化附件系统,方便使用和维护,提高系统可靠性<sup>[16]</sup>。例如,J402-CA-400 发动机是由早期型号 J69-T-406 缩小尺寸设计而来,采用整体精铸工艺后,转子的零件数目由 149 个降低至 16 个,减少了 89%;大量使用铸件和钣金件,材料利用率高达 60%;前支点滚珠轴承为盛油器滴定润滑,后支点滚棒轴承为润滑脂填充润滑,取代了原复杂的循环润滑系统<sup>[17]</sup>。上述有效措施将该发动机的成本降低至仅 6 万美元左右(1993 年的价格)。

(2) 寿命短。弹用涡轮发动机属于一次性使用的产品,工作时间最长也仅有数小时,因此对使用寿命的要求较低。通常,射程在 500 km 以内的导弹,其发动机的寿命为 5 ~ 10 h;射程在

1 000 km 以上的导弹,其发动机的寿命为 10 ~ 50 h<sup>[18]</sup>。在比选性能指标、优化系统结构时,要充分考虑这一特点。例如,MS400 发动机通过进一步提高燃烧室出口温度,将使用寿命由原来的 20 h 降低至 10 h,在有限的工作时间内实现了性能的提升;TRI 60-2 发动机采用闭式循环润滑系统,若导弹的飞行时间不超过 15 min,则可不必要额外配置滑油箱,仅使用进气机匣下部的腔体储油即可。

(3) 尺寸小。发动机的尺寸受到严格限制,以满足不同发射平台的安装和使用要求。其长度通常为 1 000 mm 左右,直径多在 400 mm 以内。发动机的尺寸与压气机的结构形式密切相关。弹用涡轮发动机的压气机主要有离心、轴流与离心/斜流组合、多级轴流三种形式。离心压气机的直径相对较大,多级轴流压气机的直径较小,而组合压气机的直径大致介于二者之间。BGM-109 Block 3 和 Block 4 分别使用 F107-WR-402 和 F415-WR-400 作为巡航发动机,二者推力相当,但改用多级轴流压气机后,F415-WR-400 的直径缩小了 21%,如图 8 所示。

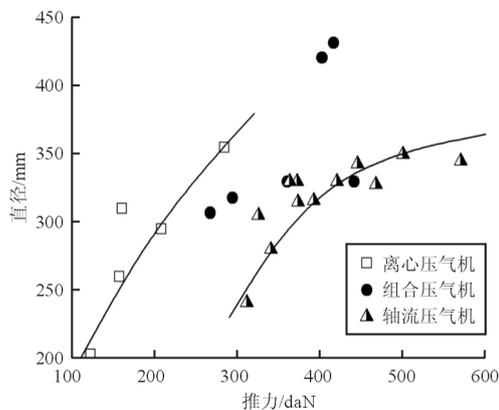


图 8 发动机直径与推力的关系

Fig. 8 Relationship between diameter and thrust

(4) 转速高。由于叶轮直径较小,为了实现风扇、压气机和涡轮等转动部件更优的能量转换和利用效果,发动机通常采用较高的工作转速。单转子涡轮发动机转速与推力的关系如图 9 所示,可以看出,随着推力的增大,转速呈逐渐减小的趋势变化,且均高于 20 krpm。例如,单转子发动机 WJ24-8 的转速为 60.9 krpm,J402-CA-400 的转速为 41.2 krpm,MS400 的转速为 39.2 krpm,TRI60-30 的转速为 29.5 krpm;双转子发动机 F107-WR-100

的低压转子转速为35.5 krpm,反向旋转的高压转子转速为64.0 krpm<sup>[19]</sup>。

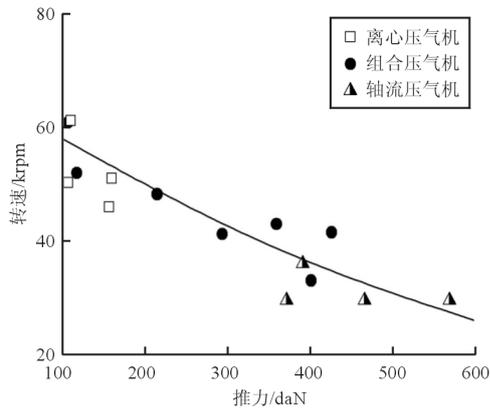


图9 单转子涡轮发动机转速与推力的关系

Fig. 9 Relationship between rotational speed and thrust of single-spool turbine engine

(5) 增压比低。提高增压比,可以改善发动机性能,但通常会以增加压缩系统结构的复杂程度为代价,因此弹用涡轮发动机一般不追求过高的总增压比。对于弹用涡轮喷气发动机,其增压比范围通常为3~7;单级离心压气机的增压比范围通常为4~6;一级轴流和一级离心构成的组合压气机的增压比大多在6左右;轴流压气机单级平均增压比可达1.6,总增压比与压气机级数有关,如图10所示。例如,采用三级轴流压气机的TRI 60-5的增压比为4.2,采用四级轴流压气机的TRI 60-30的增压比为6.3。而对于涡轮风扇发动机,由于风扇和压气机的级数相对较多,增压比明显高于涡轮喷气发动机,例如F107-WR-100和MS400等发动机的增压比都在10以上。

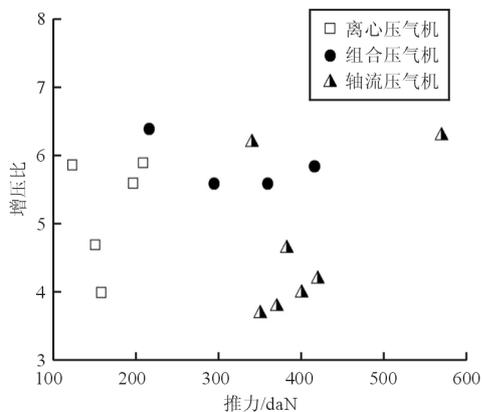


图10 涡轮喷气发动机的增压比

Fig. 10 Total pressure ratio of turbojet engines

(6) 容积热强度大。弹用涡轮发动机的燃烧室空间有限,单位容积内放热速度快,供燃油与空气掺混、反应的时间短,流动和燃烧组织难度大。发动机燃烧室从结构上主要分为折流、回流和直流三类。折流环形燃烧室,采用甩油盘供油,充分利用空间,轴向尺寸较小,适用于采用离心或组合压气机的涡轮发动机,例如J402、F107和TRDD-50系列。回流环形燃烧室,油气混合充分均匀,与单级离心压气机搭配使用可以显著缩短轴系长度,例如Model 150、Model 120均使用这类燃烧室<sup>[20-21]</sup>。直流环形燃烧室,多采用离心喷嘴供油,迎风面积小,流动损失低,适合于采用多级轴流压气机的涡轮发动机,例如TRI 60和R95-300系列。

(7) 起动和点火方式多样。为了在不同空域范围内实现可靠的点火起动,发动机通常具有不同的起动方式和点火方式。起动方式主要包括电动机起动、风车起动和火药起动;点火方式主要包括电火花点火和烟火点火。F107系列发动机的火药起动器即为点火器,固体火药燃烧产生的燃气冲击高压涡轮以带动高压转子加速,产生的火焰进入燃烧室引燃油气,从而同时完成起动和点火<sup>[22]</sup>。J402-CA-400依靠火药燃气发生器产生的燃气冲击离心压气机叶轮,将转子加速到36%~40%最大转速后,由烟火点火器点火。TRI 60-2采用风车方式起动,当马赫数小于0.5时可以采用电火花点火,当马赫数大于0.5时必须采用烟火点火。

### 3 新型涡轮发动机

未来弹用涡轮发动机仍要追求更低成本、更少油耗和更优结构。目前的涡轮喷气和涡轮风扇推进技术经过几十年的发展已日趋完善,在系统结构和材料耐温能力的制约下,欲大幅提升性能十分困难。以螺旋桨风扇发动机、脉冲爆震涡轮发动机为代表的新型动力装置,凭借各自的优势和潜力,得到越来越多的关注。

#### 3.1 螺旋桨风扇发动机

螺旋桨风扇发动机是涡轮螺旋桨发动机和涡轮风扇发动机的高效结合,既改善了前者高速飞行时推进性能显著恶化的问题,又进一步降低了后者的耗油率<sup>[23]</sup>,是高亚音、远程巡航导弹的理想动力。

20世纪80年代末,美国国防部实施了海军与

空军常规巡航导弹联合计划。选择涡轮风扇和螺旋桨风扇等发动机进行推进系统方案论证,但只有螺旋桨风扇发动机能够满足射程在 3 200 km 以上的任务要求<sup>[24]</sup>。20 世纪 90 年代初,安装有螺旋桨发动机的 BGM-109 缩比模型在 NASA Ames 研究中心的跨音速风洞中进行了试验,结果显示,发动机采用的两组 6 叶片对转桨叶能够提供 80%~90% 的推力;发动机在攻角 $-4^{\circ}\sim 16^{\circ}$ 、马赫数 0.55~0.80 的条件下均能保持良好的工作效率,并在攻角为 0、马赫数为 0.70 时性能最佳。

俄罗斯也开展了弹用螺旋桨风扇发动机的研制工作。Soyuz 设计局曾为 Kh-101 远程空射巡航导弹设计了 R128-300 螺旋桨风扇发动机,其两组 3 叶片的桨叶十分醒目,如图 11 所示<sup>[10]</sup>。该发动机安装在弹体尾部,最大功率为 970 kW,耗油率为 0.284 kg/(kW·h),质量为 200 kg<sup>[25]</sup>。试验型 Kh-101 曾安装了 R128-300 发动机进行试飞,但终因成本和技术等问题,生产型 Kh-101 改用 TRDD-50A 涡轮风扇发动机。

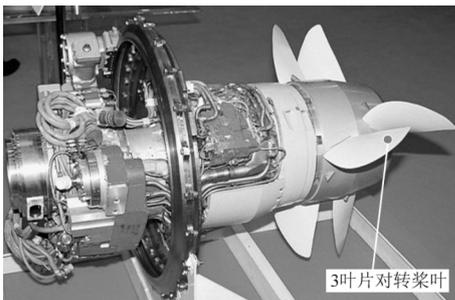


图 11 R128-300 螺旋桨风扇发动机  
Fig. 11 R128-300 propfan engine

目前,弹用螺旋桨风扇发动机还处于试验阶段,尚未正式投入使用,其原因主要包括:发动机系统结构较为复杂,研制成本偏高;可折叠对转桨叶、多级自由涡轮和双输出轴减速齿轮装置的使用,导致发动机重量增加;噪声大、雷达信号特征强等问题未得到很好地解决。

### 3.2 脉冲爆震涡轮发动机

燃烧有两种方式——缓燃和爆震。缓燃是亚音速燃烧,近似为定压过程,当前的涡轮发动机均采用这种燃烧方式;而爆震是超音速燃烧,接近于定容过程,脉冲爆震发动机就是利用周期性爆震燃烧形成的高温高压燃气来产生推力的。脉冲爆震、

涡轮喷气、冲压和火箭发动机的比冲与马赫数的关系如图 12 所示<sup>[26]</sup>,可以看出:脉冲爆震发动机的比冲最优。

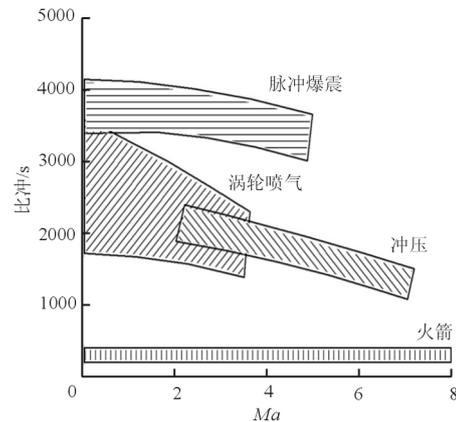


图 12 发动机比冲与马赫数的关系  
Fig. 12 Relationship between specific impulse and Mach number

若采用脉冲爆震燃烧室替代传统定压主燃烧室,就构成了混合式脉冲爆震涡轮发动机,其示意图如图 13 所示。混合式脉冲爆震涡轮发动机既沿袭了脉冲爆震发动机循环效率高、结构简单的优势,又继承了涡轮发动机能够零速起动、功率提取便捷等特点,是未来高推重比涡轮发动机的一个重要发展方向。

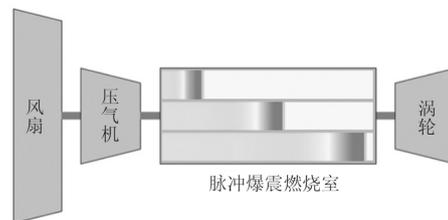


图 13 脉冲爆震涡轮风扇发动机示意图  
Fig. 13 Schematic diagram of pulse detonation turbopfan engine

基于考虑排气和扫气阶段流动特征的精细循环分析模型,对某 400 daN 推力级双转子混合排气脉冲爆震涡轮风扇发动机的性能进行预测(飞行高度为 0,马赫数为 0),结果如表 2 所示,可以看出:在循环总温和总增压比相同的条件下,与传统涡轮风扇发动机相比,脉冲爆震涡轮风扇发动机的单位推力增大了 13.1%,单位耗油率减小了 18.7%;并且爆震燃烧具有自增压特性,使压气机的增压比由 9.10 降低至 5.63,从而可适当减少压气机级数,减

轻发动机重量,进一步提高推重比。

表2 传统涡轮风扇发动机和脉冲爆震涡轮风扇发动机的性能对比

Table 2 Comparison of performance between conventional turbofan engine and pulse detonation turbofan engine

发动机类型	推力/daN	涵道比	压气机增压比	循环增压比	循环总温/K	单位推力/ (N·s·kg <sup>-1</sup> )	单位耗油率/ [kg·(daN·h) <sup>-1</sup> ]
传统涡轮风扇	400	0.8	9.10	9.10	1 300	482.8	0.843 5
脉冲爆震涡轮风扇	400	0.8	5.63	9.10	1 300	546.2	0.685 6

自2000年以来,美国空军研究实验室、GE Global 研究中心、NASA Glenn 研究中心、Cincinnati 大学、日本东京科学大学、西北工业大学等研究机构均开展了脉冲爆震涡轮发动机的试验和仿真工作<sup>[27-32]</sup>,初步验证了该混合系统持续运行的可行性,如何进一步提高推进性能是今后研究的重点。脉冲爆震涡轮发动机亟需突破的关键技术主要包括:高通流系统总体方案设计、高精度性能计算建模、高频可靠点火与短距起爆、高效叶轮机与多管爆震室协调匹配等。

## 4 结束语

(1) 美国、法国和俄罗斯等军事强国均积极研发小型弹用涡轮喷气和涡轮风扇发动机,相继推出 J402、F107、TRI 60 和 R95-300 等系列产品,极大地促进了巡航、反舰和空地导弹的快速发展。导弹武器在现代高科技局部战争中发挥着不可替代的作用,先进弹用涡轮发动机技术仍将是研究的热点。

(2) 小型弹用涡轮发动机成本低、寿命短、尺寸小、转速高、增压比低、容积热强度大、起动和点火方式多样。如何在最低限度满足性能要求的前提下,进一步降低成本、减少油耗、简化结构仍将是今后重要的发展方向。

(3) 传统涡轮发动机技术日臻完善,性能提升越来越困难。螺旋桨风扇、脉冲爆震等新型涡轮发动机在循环效率、燃油消耗或系统结构等方面具有潜在优势,若能够突破现存的技术瓶颈,则有望取代涡轮喷气和涡轮风扇发动机,成为未来导弹的巡航动力。

## 参考文献

- [1] Kuchta B J. Technology advances in cruise missiles[R]. AIAA-81-0937, 1981.
- [2] St Peter J. The history of aircraft gas turbine engine development in the united states; a tradition of excellence[M]. Atlanta: ASME Press, 1999.
- [3] 薛然然, 李凤超. 微型涡轮喷气发动机发展综述[J]. 航空工程进展, 2016, 7(4): 387-396.  
Xue Ranran, Li Fengchao. An overview on development of micro turbojet engines[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(4): 387-396. (in Chinese)
- [4] Wills T K, Wise E P. Development of a new class of engine-the small turbofan[R]. AIAA-76-618, 1976.
- [5] Cruzen L. Cruise missile propulsion versus commercial airliner propulsion-different challenges can produce similar engine cycles[R]. AIAA-83-1176, 1983.
- [6] 《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 aeroengine handbook [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机大全》编委会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.  
The CAIC Editorial Board of *World Missile and Aerospace Engines*. World missile and aerospace engines[M]. Beijing: Military Science Publishing House, 1999. (in Chinese)
- [9] Rideau J F, Guyader G, Cloarec A. Microturbo family of turbojet engine for missiles and UAV's from the TRI 60 to the new bypass turbojet engine generation[R]. AIAA-2008-4596, 2008.
- [10] AMNTK Soyuz. Product[EB/OL]. (2014-05-20)[2017-08-27]. <http://www.amntksoyuz.ru>.
- [11] Motor Sich. MS400[EB/OL]. (2015-12-26)[2017-08-27]. <http://www.motorsich.com>.
- [12] NPO Saturn. Small sized engines[EB/OL]. (2016-06-15)[2017-08-27]. <http://www.npo-saturn.ru>.

- [13] 黄维娜, 李中祥. 国外航空发动机简明手册[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2014.  
Huang Weina, Li Zhongxiang. Foreign aero-engine concise handbook[M]. Beijing: Northwestern Polytechnical University Press, 2014. (in Chinese)
- [14] Kong C Past, present and future contribution on research and development of aero-propulsion systems in korea[C]// EKC 2009 Proceedings of the EU-Korea Conference on Science and Technology. Heidelberg: Springer-Verlag, 2010: 1-16.
- [15] Daly M, Gunston B. Jane's aero-engines[M]. Surrey: IHS Press, 2012.
- [16] 范世其. 关于弹用涡轮喷气发动机设计的低成本原则[J]. 飞航导弹, 1986(11): 35-39,46.  
Fan Shiqi. Low-cost principles for the design of missile turbojets[J]. Aerodynamic Missile Journal, 1986(11): 35-39, 46. (in Chinese)
- [17] Barbeau D E. A family of small, low cost turbojet engines for short life applications[R]. 81-GT-205, 1981.
- [18] 郑严, 庞重义. 弹用涡喷(涡扇)发动机技术[J]. 飞航导弹, 2001(12): 43-52.  
Zheng Yan, Pang Zhongyi. Missile turbojet and turbofan engine technology[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2001(12): 43-52. (in Chinese)
- [19] 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)
- [20] Papanderas E, Jacox J O. The model 150 for volume-limited missile/UAV applications[R]. AIAA-94-3351, 1994.
- [21] Dickerson W J, Jacox J O. The model 120: a high thrust density turbojet for missile applications [R]. AIAA-94-3352, 1994.
- [22] 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)
- [23] Hoy W D. Long range subsonic cruise missile propulsion performance comparison[R]. AIAA-89-2474, 1989.
- [24] Feifel W M, Kerkam B F. Propulsion/airframe requirements and optimization for a joint service cruise missile concept[R]. AIAA-92-0082, 1992.
- [25] Gunston B. Jane's aero-engines[M]. Surrey: IHS Press, 1997.
- [26] Piotr Wolanski. Detonation propulsion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34: 125-158.
- [27] Hoke J, Bradley R, Stutrud J, et al. Integration of a pulsed detonation engine with an ejector pump and a turbo-charger as methods to self-aspirate[R]. AIAA-2002-0615, 2002.
- [28] Rasheed A, Furman A, Dean A J. Experimental investigations of an axial turbine driven by a multi-tube pulsed detonation combustor system[R]. AIAA-2005-4209, 2005.
- [29] Zante D V, Envia E, Turner M G. The attenuation of a detonation wave by an aircraft engine axial turbine stage [R]. ISABE-2007-1260, 2007.
- [30] Nango A, Inaba K, Kojima T, et al. Numerical study on single-stage axial turbine with pulse detonation combustor [R]. AIAA-2009-0294, 2009.
- [31] Munday D, St George A, Driscoll R, et al. The design and validation of a pulse detonation engine facility with and without axial turbine integration [R]. AIAA-2013-0275, 2013.
- [32] Li Xiaofeng, Zheng Longxi, Qiu Hua, et al. Experimental investigations on the power extraction of a turbine driven by a pulse detonation combustor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(6): 1353-1359.

### 作者简介:

薛然然(1984—),女,硕士,工程师。主要研究方向:燃烧室试验与数值模拟。

李凤超(1983—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:叶轮机械气动设计与优化仿真。

任立磊(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:燃烧室设计与试验。

(编辑:马文静)