

弹用涡喷、涡扇发动机发展概况*

郑 涛

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘 要: 介绍了飞航式导弹主要动力装置的弹用涡喷、涡扇发动机的发展概况, 包括发展历史、特点、技术现状, 并论述了发展趋势。

主题词: 巡航导弹, 涡轮喷气发动机, 涡轮风扇发动机, 发展趋势分析

分类号: V235.1, V235.13

AN INTRODUCTION TO DEVELOPMENT OF TURBOJET AND TURBOFAN ENGINES FOR MISSILES

Zheng Tao

(The 31st Research Inst. Beijing, 100074)

Abstract: The development of turbojet and turbofan engines used as cruise missile's main propulsion are described, including their histories, characteristics and technical status. A prospects of these engines are also discussed.

Subject terms: Cruise missile, Turbojet engine, Turbopan engine, Trend analysis

1 前 言

在目前现役或在研的 300 多种导弹中, 约有 10% 采用了涡喷、涡扇发动机, 大都为亚音速远程飞航式导弹。按文献 [1] 的定义, 这类导弹的大部分航迹处于“巡航”状态, 即处于用气动升力支撑其重力, 以近乎恒速等高度状态飞行。现代巡航导弹、反舰导弹、空地导弹等属此类。探讨其发展历史、技术特点和发展趋势, 具有一定的实际意义。

2 发展概况

为了缩短研制周期, 节约经费, 降低风险, 美、苏二国在飞航式导弹研制中大多采用了涡喷发动机。如美国的“天狮星 I”和“斗牛士”; 苏联的“狗窝”和“鱒鱼”等。限于当时

* 本文 1994 年 2 月 21 日收到

的技术水平,早期往往直接采用飞机发动机,因而其尺寸大,重量大,结构复杂,成本高,维护使用复杂。同时由于50年代末、60年代初固体火箭发动机技术的发展,致使弹用涡喷发动机的地位下降。

70年代中期。随着科学技术的发展,一批尺寸小,重量轻,油耗小,成本低,维护使用方便的新型弹用涡喷、涡扇发动机研制成功,极大地推动了飞航式导弹的发展。如美国的F107-WR-100/400涡扇发动机、法国的Arbizon ■B涡喷发动机等。它们具有以下特点:

- (1) 有独特的研制、设计准则,突出一次性使用发动机短寿命、低成本的要求;
- (2) 流量小、推力小、耗油率低,多为专门生产小型发动机的公司所研制、生产;
- (3) 尺寸小、重量轻,发动机长度和直径均只有老式发动机的 $1/3 \sim 1/4$,重量不到原来的 $1/10$,在构造上多采用整体式部件以减少零件数目。

- (4) 要求可靠性高,可以长期贮存,维护、使用方便,发射准备时间短,机动性好。

至90年代中期,可以认为是弹用涡喷、涡扇发动机发展的全盛时期。典型的应用有美“战斧”巡航导弹(采用F107-WR-400涡扇发动机)、英“海鹰”反舰导弹(采用TRI-60涡喷发动机)和法、意合作的“奥托马特”反舰导弹(采用Arbizon ■B涡喷发动机)等。

3 现代弹用涡喷、涡扇发动机的技术特点与现状

弹用涡喷、涡扇发动机有自己的研制、设计特点。一方面,由于涡喷、涡扇发动机研制周期长,成本高,设计风险大,一般都是在其它飞行器用涡喷、涡扇发动机研制基础上按弹用的特点、需要进行改型研制。如阿别佐3B涡喷发动机是由透默3C发动机改型而得。J402-CA-400涡喷发动机是由J69发动机改型而得。F107-WR-100涡扇发动机是由WR19发动机改型而得。另一方面,弹用涡喷、涡扇发动机又有特殊要求。发动机及其构件的设计,均只需最低限度满足导弹要求即可。在飞行器要求、发动机特性、技术基础规范(即质量、材料、工艺规范)等方面,应简明、清楚地反映出与低成本要求相适应,发动机针对性要强^[2]。

弹用涡喷、涡扇发动机的一般设计要求可归纳为:尺寸小,重量轻,结构简单,成本低,寿命短,维护使用方便等^[2~4]。

3.1 对发动机尺寸、重量和推力的要求

发动机几何尺寸的减小、重量的减轻,可减少导弹的尺寸、重量、飞行阻力和雷达反射面积,有利于提高导弹的生存能力。现代导弹往往要求可以从飞机、水面舰艇、潜艇等不同载体上发射,导弹尺寸要受到鱼雷发射管(潜射)、飞机旋转发射架(空射)等的限制。因此,当有效载荷一定时,要求尽可能地减小弹上发动机的尺寸和重量,以减小导弹尺寸,增大载弹量,满足一弹多用的要求。从技术发展上看,由于新工艺,新技术,新材料的应用,在满足导弹要求的情况下,导弹的有效载荷和机上设备、发动机尺寸逐渐缩小,使发动机的重量和对发动机的推力要求逐步缩小。

弹用涡喷、涡扇发动机的小几何尺寸,导致发动机设计的一系列新的特点,称为尺寸效应^[4]。

(1) 转速高。由于尺寸小,为了达到一定高增压比,必须通过加大叶轮周向速度加功,转速较高。一般弹用涡喷发动机可达到每分钟三万转左右,有的发动机达到四万多转,而涡扇发动机高压转子可达到六万多转。

(2) 转子动力学问题突出。由于尺寸小, 流量小, 转速高, 导致发动机的各种气动损失加大, 效率降低, 耗油率升高, 推重比减小, 振动加大, 转子动力学问题因而十分突出, 工艺精度要求较高。

(3) 普遍采用离心(或轴流加离心)压气机。由于弹用涡喷、涡扇发动机径向尺寸小, 轴流压气机叶片较短, 二次流损失、漏气损失较大, 效率偏低。尤其最后几级气流损失更为明显, 而且较大的径向间隙导致喘振裕度下降。采用离心压气机可提高单级压比, 简化结构, 改善流动性能。

(4) 采用环形回流燃烧室。由于燃烧室中化学反应时间是一定的, 长度不能按比例缩小, 所以广泛采用环形回流燃烧室, 以保证在较短的轴向尺寸下获得较大的燃烧流程和较好的燃烧特性。同时, 为了提高雾化效果及点火范围, 借助于高转速, 多采用离心甩油盘供油方式。

(5) 转子轴系的问题。由于转速高, 转子往往在超临界区工作, 要求平衡精度高, 一般采用柔轴设计, 需要全速动平衡, 常采用油膜阻尼减振和鼠笼等弹性支承减振。

(6) 要求相应的试验设备。由于转速高, 尺寸小, 需要有高速试验设备。测试设备、传感器要求小型化。

3.2 对发动机成本、寿命的要求^(2,3)

弹用涡喷、涡扇发动机为一次性使用, 飞行工作时间不超过数小时, 设计寿命要求较低, 一般不超过 50h。在保证安全可靠的前提下, 应采取措施降低成本, 以能够最低限度满足导弹任务要求为准。一般采取的措施有: 一个零件兼作几种用途, 以减少零件数目; 每一零件和组合件要用最适用的方法加工, 大量使用铸件、焊接件, 减少加工量; 简化辅助系统(包括附件、控制和滑油系统); 尽量采用一般材料和已验证过的工艺; 贯彻“最低限度满足飞行器要求”的准则。

如 J402 弹用涡喷发动机为美国特里达因公司(Teledyne) J69-T-406 发动机的缩型。在缩型过程中, 就采用了一系列方法降低发动机的成本。J402 发动机的核心仅包括 10 个主要组件, 其中 7 个是铸件, 减少了材料和加工费用。J402 的转子部件仅有 16 个零件, 比 T406 的 149 个零件减少 89%。此外, J402 发动机采用更简单的滑油系统。

3.3 对研制方法的要求

随着科学技术、攻防技术的不断发展, 武器装备的发展面临高性能、高成本、多品种的需求与经费有限的矛盾; 技术复杂、研制周期长与装备少、更新快的矛盾。为了缩短研制周期, 节约经费, 延长导弹的使用寿命, 在弹用涡喷、涡扇发动机的研制中常采用系列化、标准化、模块化、通用化、预筹改进的方法。

(1) 系列化。对基本型不断改型, 提高性能, 适应不同用途的要求, 连续发展, 形成系列。如法国 M.T. 公司的 TRI60 系列发动机, 从 70 年代第一个样机诞生后, 经不断的改进已形成了 TRI60-1, TRI60-2, TRI60-3, TRI60-4, TRI60-5 等一系列的发动机, 推力由 3500N ~ 4400N, 已用于多种飞行器, 像法国国营宇航工业公司的靶机 C22, 美国比奇飞机公司的靶机 MQM-107B, 瑞典萨伯公司的 RBS-15M 反舰导弹, 英国宇航公司的“海鹰”反舰导弹等。

(2) 标准化。指对各系列型号都使用的零、组件实现标准化, 统一、通用。这样, 新型号研制时按标准选用即可。

(3) 模块化。按功能将导弹系统分成若干模块, 每个模块按预定的接口关系、特定的功能进行独立设计、生产、检验。按不同的任务选用不同模块组成完整的导弹系统。发动机的

设计应满足接口要求,并在发动机辅助系统的设计中充分考虑到模块化的要求,以便通过更换辅件,使同一发动机用于不同任务。

(4) 通用化。为了节约经费,缩短研制周期,发动机设计应考虑到一弹多用,满足同一型号导弹用于多种发射平台、多种射程、多种攻击目标的要求。如美国威廉斯公司研制的 F107-WR-103 涡扇发动机,可用于美国机载空射巡航导弹 AGM-86B、舰载海射对陆核攻击巡航导弹 BGM-109A、反舰导弹 BGM-109B、对陆常规攻击导弹 BGM-109C、陆上发射巡航导弹 BGM-109G^[5]。

(5) 预筹改进。在目前弹用涡喷、涡扇发动机的研制中,几乎全部是在已有型号上进行不断改进,在加工、设计中采用新技术、新材料、新工艺,以提高性能。而在发动机的设计中,往往预先考虑到将来的发展,选用技术风险小的方案,留有改进余地。如美国麦道公司为美海军研制的一种防区外发射对陆攻击导弹的 SLAM,在设计中就采用了预筹改进的方法,准备在 SLAM I 改型中改进发动机,增加一个单级压气机,缩短涡喷发动机长度而增加油箱长度,改进节流阀的控制以改善油耗比,增加导弹射程^[6]。

3.4 要求维护使用方便

在发动机设计中尽可能提高部件的可靠性,减少维护使用要求,以保证维护使用简单、方便,野战机动性好,发射准备时间短,便于长期贮存,平时少维护,简化地勤处理。

4 发展趋势

弹用涡喷、涡扇发动机的发展,以改进和提高性能、采用新材料和新工艺、研究新概念、扩大应用为方向。

4.1 改进现有发动机性能

改进现有涡喷、涡扇发动机的措施有:改进风扇、压气机,提高效率;提高转速与涡轮前工作温度,增加推力;采用效率更高的部件,减小损失,降低燃油消耗率等。目前大部分新发动机的研制均采用这一方法。如美国准备用以替换 F107-WR-400 涡扇发动机的 F107-WR-402 涡扇发动机,在 F107-WR-400 的基础上改进后,预计推力提高 20%,耗油率降低 2%~3%^[7]。

4.2 展开概念研究

中心思想是改善发动机的热力循环方式及开发与之相应的新材料、新工艺,提高发动机的效率,降低耗油率。如美国威廉斯公司研制的回流换热式发动机,排气由发动机中心返回,对流入发动机的空气加热,同时对排气降温;特里达因公司的偏心式涡喷发动机,外装一与主轴相互垂直的高压轴,降低巡航时的耗油率;格雷特公司 (Garrett) 的复合循环双轴涡扇发动机,利用装在机体外的高速增压二冲程狄塞尔发动机驱动风扇和压气机,由于采用先进的往复技术,提高了发动机的功率^[5]。

4.3 采用先进工艺材料及燃料^[3,8]

(1) 广泛采用陶瓷材料^[9]。在弹用涡喷、涡扇发动机中,陶瓷基复合材料将取代转子、燃烧室、火焰稳定器、罩板和涡轮叶片等所用的铝材和镍基耐热合金。其密度是耐热合金的 1/3 左右,且能取消额外的压气机,使发动机的重量大大减轻,提高发动机的推重比 (达到 10:1 以上)。从研究的情况看,碳化硅和氮化硅基复合材料有可能成为理想的推进器材料。在

美国国防部 1989 年 3 月向国会军事委员会提交的 1989 年度关键技术计划报告中提出, 飞机和巡航导弹用的涡轮发动机的涡轮材料, 在 1995 年和 2000 年分别采用耐温 1650°C 和 2200°C 的陶瓷基复合材料。

陶瓷基复合材料的耐磨性、耐高温和抗化学侵蚀能力好, 可用于发动机的高速轴承、活塞及活塞环、密封环、阀座和阀门导轨等要求转速高和配合精度高的部件。

碳化硅/玻璃陶瓷基复合材料还可用作隐身材料, 在高温下也能降低雷达的可探测性。

Sundstrand 公司正在研制的 TJ-50 涡喷发动机广泛采用整体式氮化硅陶瓷以减轻重量、降低成本, 并使涡轮前温度达到 1366K 。所用陶瓷部件包括: 增压器, 喷管, 单级混流离心式压气机和单级混合式轴向/径向涡轮, 二个陶瓷轴承。

(2) 聚合物基复合材料。采用聚合物基复合材料, 可以降低发动机成本, 显著减轻发动机重量, 并可用于 700K 的温度环境, 如 8XX 聚酰亚胺。

(3) 金属基复合材料。纤维增强金属具有较高的强度和硬度, 较轻的质量, 并且在预熔模制造中可连续使用。但是, 在低温下性能不如聚合物基复合材料, 高温下不如陶瓷基复合材料。可以用于制作发动机的风扇叶片和低压压气机等。目前较成熟的有硼纤维、碳纤维加强型铝合金等。

(4) 金属间化合物。这些未来的超耐热合金对预熔模制造能提供最大的连续性。可是金属间化合物比陶瓷复合材料质量大, 而且还存在金属间化合物电化锈蚀的问题。目前性能比较好的是铍金属间化合物。

(5) 新型燃料。采用新型高能、高密度燃料可以加大导弹射程, 含硼和高效金属悬浮体燃料的研究进一步得到了重视。如美 AGM-129 先进巡航导弹计划采用这类新型燃料^[5]。

4.4 提高发动机的隐身性

从 1974 年美国首先制定具有隐身能力的先进巡航导弹 (ACM) 发展计划以来, 对导弹武器隐身技术的研究取得了较大的进展。在美、苏、英、法、日、瑞典等国 90 年代正在进行的导弹计划中均不同程度地采用了隐身技术。如美 AGM-129A 先进巡航导弹, AGM/MGM-137 三军通用战术导弹, 法国 Apache 先进防区外发射空地制导武器等, 均采用了先进的隐身技术^[10]。所采取的相应措施主要有^[10,11]:

(1) 在发动机进气道的设计上, 使其尽可能多次地反射进入发动机管道的辐射能, 然后利用吸波材料吸收反射能。如萨伯导弹公司的 RBS-15F 空射反舰导弹, 涡喷发动机进气道就采用了雷达吸波材料。

(2) 采用套筒屏蔽, 引入冷却气体降低发动机喷管部件的表面温度。

(3) 采用碳纤维增强复合材料或陶瓷材料制作喷管降低红外特征。

(4) 在发动机燃料中加入添加剂, 减少尾喷羽烟或在喷流中掺入吸收红外的物质, 降低红外辐射强度。

(5) 研究既能有效利用旋流和二维喷管优点、又能满足导弹外形设计和发动机内部特性要求的全新排气红外特征抑制措施, 如外旋流引射二维喷管。

4.5 研制新的更小型涡喷发动机

利用弹用涡喷发动机比冲大、推力可调的优点, 美国正在研制新的更小型的涡喷发动机替代火箭发动机, 用于空地武器, 提高武器的灵活性和射程等。如阿利森燃气涡轮发动机公司研制的新型 12kN 推力级 Allison Model 120 发动机, 长 43.18cm , 质量 10.44kg , 是为需

要一次性使用、变推力发动机的武器设计的,可能用于美国陆军提出的 Long FOG 远程轰炸武器和非瞄准导弹等武器中。

而由美国高级研究计划局投资开发,根据小型发动机项目计划研制的小型一次性涡喷发动机更小。Sundstrand 公司的 TJ-50 候选发动机质量约为 2.72kg,最大直径约为 101.6mm,长 228.6mm。这种发动机用于计划中的 Locass 低成本反装甲子弹药或空射导弹等的动力装置时,发动机能调节到使这些武器待机巡逻或低速搜索,一旦导弹捕获目标,发动机便开足油门辨认,使武器高速攻击。

4.6 应用前景

弹用涡喷、涡扇发动机将主要应用于远程隐身巡航导弹和中远程战术空地导弹。主要是利用涡喷、涡扇发动机比冲高,推力可调,可不需助推由零速启动;装弹后可以低速搜索和待机巡逻的优点。在目前正在进行的许多防区外发射武器和远程巡航导弹计划中,都准备采用弹用涡喷、涡扇发动机。如美国诺斯罗普公司研制的三军通用防区外发射导弹 AGM-137/MGM-137,法国马特拉公司和法国航空航天公司的超 Apache 空地导弹(是一种巡航导弹),瑞典萨伯导弹公司的自主防区外发射导弹 Saab Asom 等。英国常规装备防区外导弹 CASOM(空地导弹)的候选者参与竞争的计划大多采用涡喷(或涡扇)发动机。

5 结 论

弹用涡喷、涡扇发动机的发展过程是一个不断采用新技术、新工艺、新材料、新燃料,逐步提高发动机推力,降低耗油率,提高推重比,减小尺寸,降低发动机的红外特征信号,增大导弹射程,提高生存能力的过程。

参 考 文 献

- [1] 刘兴洲主编. 飞航导弹动力装置. 北京: 宇航出版社, 1992. 12
- [2] 陈 光主编, 肖陵, 俞裕民等编. 航空燃气发动机结构设计. 北京: 北京航空学院出版社, 1988. 7
- [3] 匡剑伟. 弹用涡扇发动机的特点及其发展动向. 航天与导弹动力装置联合会议, 1988. 10
- [4] 崔济亚. 小航空发动机国外现状及发展趋势. 中国航空学会(动力)第四届气动热力学学术讨论会, 1991. 4
- [5] 航天部导弹总体专业情报网编著. 世界导弹大全. 北京: 军事科学出版社, 1987. 10
- [6] 董月娟. SLAM 导弹的发展前景. 飞航导弹, 1993 (12)
- [7] 龙玉珍. 美国 F107 系列小型涡扇发动机. 飞航导弹, 1993 (6)
- [8] Paul S. Dev. Emerging Technologies for Gas Turbine Engines. AIAA-92-3757
- [9] 徐海江. 陶瓷材料的进展及其应用. 飞航导弹, 1993 (2)
- [10] 刘世良. 国外新一代隐身导弹. 飞航导弹, 1993 (7)
- [11] 毕世冠. 红外隐身技术发展趋势浅析. 飞航导弹, 1993 (5)