

21世纪世界航空动力技术发展趋势与展望

刘大响^{1,2}, 金捷²

(1. 中国航空工业第一集团公司科技委, 北京 100022; 2. 北京航空航天大学, 北京 100083)

[摘要] 21世纪的世界航空动力技术将继续加速发展, 有可能出现革命性变化。传统的燃气涡轮发动机仍具有巨大的发展潜力; 随着超燃冲压发动机以及涡轮和火箭基组合循环发动机的应用, 高超声速飞行将成为现实, 并有可能迎来以高超声速空天往返飞行为标志的新的航空时代; 脉冲爆震发动机、超微型发动机等新概念发动机必将登上历史舞台; 新能源航空发动机将占据一席之地; 航空动力技术将继续在人类科技发展和社会进步中占据重要的地位。

[关键词] 航空发动机; 发展方向; 燃气涡轮; 高超声速

[中图分类号] V23 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2004)09-0001-08

1 引言

飞机的发明与应用是20世纪人类取得的最伟大的科技成就之一, 极大地推动了人类社会文明进步, 并对人类社会的日常生活和思维方式产生了巨大影响。作为飞机心脏的航空动力系统同样走过了辉煌历程。以燃气涡轮发动机技术为标志, 于20世纪后半叶从活塞时代迈入超声速飞行的喷气时代。目前, 燃气涡轮发动机占据航空动力的主导地位, 是知识密集、军民两用的高科技产品, 是国家科技工业水平和综合国力的重要标志, 成为各大国大力发展、高度垄断、严密封锁的关键技术。经过半个多世纪的发展, 航空涡轮发动机技术取得巨大进步, 推动了飞行器和航空工业的蓬勃发展。

21世纪, 世界航空动力技术将继续加速发展, 有可能出现革命性变化。据预测^[1], 21世纪前半叶, 将出现装备推重比达20的发动机的第5代战斗机, 可在21 km高空以马赫数 $Ma = 3 \sim 4.5$ 作巡航飞行; 装备超燃冲压发动机或新型脉冲爆震发动机的巡航导弹可以实现 $Ma = 5 \sim 10$ 的高超声速飞行; 远距增升、推力转向、引射器和串列风扇等

各种动力装置的研究应用, 有可能使 $Ma = 2.0 \sim 2.5$ 的超声速短距起飞/垂直降落战斗机从遭到破坏的跑道或舰船上起降; 以微机电技术为基础的超微型发动机、燃气涡轮/超燃冲压/火箭组合发动机、新能源发动机等新型动力的突破, 有可能研制出只有在神话中才能出现的如同鸟儿和蚊蝇般大小的微型飞行器; 并可能研制出 $Ma = 5 \sim 10$ 的高超声速飞行器及空天飞机, 使纽约到北京的旅行时间缩短到2~3 h, 继活塞时代、喷气时代之后, 将人类带入快速、便捷的高超声速时代, 实现大气层—外层空间自由往返航行, 开辟人类航空史上的新纪元。

21世纪的军、民用航空动力系统的主要发展方向是: 超高速 ($Ma = 5 \sim 10$)、超高空 (高度30~50 km或更高)、无限航时、无限航程; 推重比20~25或更高, 耗油率下降10%~20%; 特种用途; 天地往返, 等等。

上述推进系统的性能指标对于现有的航空技术水平而言, 几乎是无法实现的, 但正如50年前喷气发动机的出现突破了被认为用活塞发动机不可逾越的“声障”一样, 新技术的发明应用和新概念动

力的出现,将使这些“不可能”成为现实。

2 燃气涡轮发动机发展潜力仍然巨大

在21世纪前半叶,有旋转部件的燃气涡轮发动机仍将占据航空动力的主要地位^[2],并根据军用与民用的不同需求,分别以高推重比与低耗油率为主要发展目标,在降低研制、生产和使用维护费用的同时,减少对环境的污染,成为满足环保要求的“绿色发动机”。

2.1 高推重比(15~20)军用涡扇发动机

预计2020年后能够研制出推重比15~20的战斗机用涡扇发动机(图1)。这种发动机与现役的第3代推重比8.0一级发动机相比,主要技术特点是:风扇级数由3级减至1~2级;高压压气机级数由9级减至3~4级,转子为鼓筒式无盘结构,用钛金属基复合材料制成,减轻质量约70%;燃烧室火焰筒和高压涡轮采用金属间化合物或难熔金属,涡轮前温度达2200 K(1927℃)以上;可能取消加力燃烧室;采用固定结构的气动矢量喷管以及骨架式承力结构,等等。

有专家认为,对于有旋转部件的燃气涡轮发动机而言,由于受结构和材料强度的限制,推重比20~25是其技术的极限。要进一步提高推重比,必须发展新的设计概念和技术。

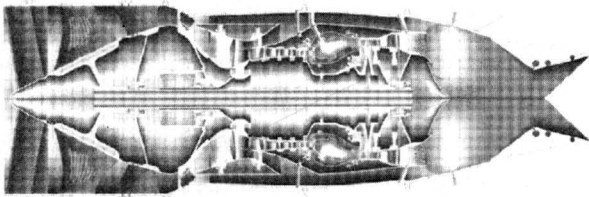


图1 推重比15~20的军用涡扇发动机

Fig.1 The future military turbofan engine
(thrust/weight = 15~20)

2.2 超声速短距起飞/垂直着陆战斗机动力

现役的垂直/短距起落战斗机都是亚声速的,如英国著名的“鹞”式战斗机和美国AV-8B战斗机等。经过多年研究,世界上第一种超声速垂直/短距起落战斗机——美国的F-35联合攻击机(JSF)已经进入试飞阶段,计划2008年左右装备部队,预计总装备架数将达到6000架。该型机采用主发动机加升力风扇和旋转喷管方案,其使用的主发动机由推重比10一级F119发动机改型而来。

F-35战斗机及其发动机将成为21世纪初美国及其盟国的主力战斗机之一。

2.3 超大涵道比民用涡扇发动机

利用推重比15~20的军用涡扇发动机核心机,配以大展弦比宽弦风扇、整体叶盘增压级和多级高效低压涡轮,可望研制出涵道比超过10的超高涵道比涡扇发动机,形成新一代大型民用旅客机和运输机的动力(见图2及本期封面)。与目前使用的大涵道比民用涡扇发动机相比,除耗油率可望再降低10%~20%外,由于采用了军民通用核心机,研制和生产成本可大幅度下降。由于采用先进的高周疲劳寿命控制(HCF)和“主动健康管理”技术(AHM),发动机的正常使用寿命可望达到 10×10^4 h以上,从而大幅度降低使用维护成本。

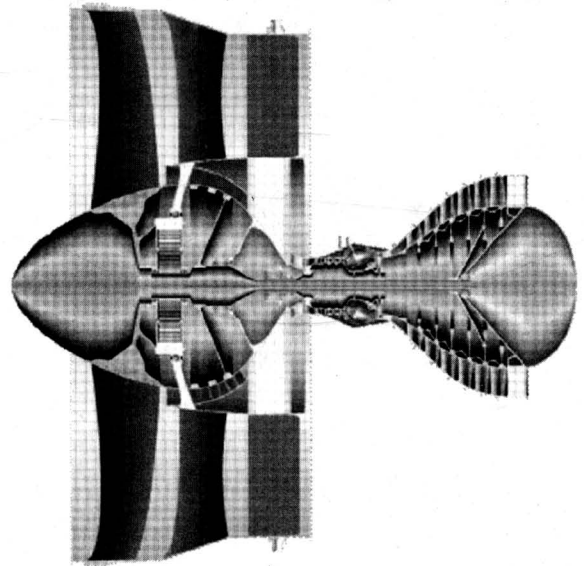


图2 超大涵道比民用涡扇发动机示意图

Fig.2 The profile of ultra high bypass ratio civil turbofan engine

2.4 变循环发动机

目前军用发动机普遍采用压气机可调静叶来提高压气机的喘振裕度,扩大稳定工作边界。变循环发动机则通过改变某些重要部件的几何形状、尺寸或位置(角度),来进一步改变发动机的热力循环参数,使发动机在各种飞行条件和工作状态下都能处于良好的工作状态,达到所需的性能参数,提高发动机的工作适应性和可靠性。美国于20世纪90年代研制出了世界上第一台推重比10一级的变循环涡扇发动机——F120发动机。由于可靠性、技术风险和成本等原因,最终没有正式装备部队,但

随着技术的发展和成熟,变循环发动机将逐渐成为军用发动机的重要发展方向之一。

2.5 多电发动机

多电发动机是一种采用大功率整体起动/发电机、主动磁浮轴承系统、分布式控制系统、电动燃油泵和电力作动器等新技术和系统的新型航空发动机(图3)。由于取消了传统的接触式滚动轴承、滑油系统、功率提取轴、减速器及有关机械作动附件,从而可大大减轻质量、降低成本、减小发动机迎风面积、改善可靠性和维修性,并且可以减小振动,以及对叶片间隙进行主动控制等。主要技术包括^[3]:整体起动/发电机、主动磁浮轴承、分布式控制系统、电动燃油泵、电力作动器等。

鉴于多(全)电发动机的优越性,美国和欧共体在20世纪90年代先后实施了多(全)电发动机计划。美国主要在多(全)电飞机(MEA)计划和IHPTET计划下组织实施。NASA刘易斯研究中心和陆军研究实验室也有一项专门的多(全)电燃气涡轮发动机计划。欧共体五国(英、法、德、奥地利和瑞士)在1998年启动了航空涡轮机主动磁性轴承计划(AMBIT)。

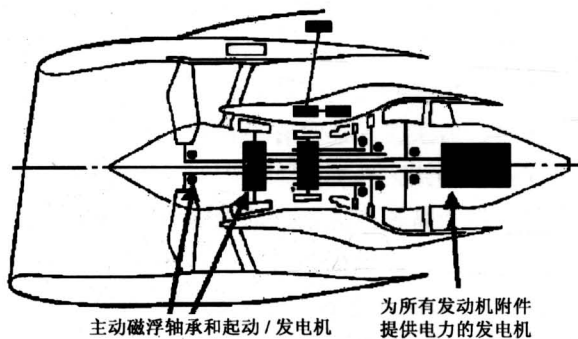


图3 多电发动机结构示意图

Fig.3 The structure profile of multi-electricity-engine (MEA)

3 高超声速飞行引发第三次航空革命

高超声速飞行器是指 $Ma > 5$ 的飞行器,是未来军、民用航空器的战略发展方向,被喻为将是继螺旋桨、喷气推进之后航空史上的第三次革命。由于中低空空气密度大,高速飞行时空气与飞行器机体产生的气动加热问题难于解决,所以超高速飞行器一般只在高空或高高空(飞行高度大于30 km)飞行。此时,燃气涡轮发动机已失去优势,必须依

靠其他动力形式,或与其他动力形式形成组合动力。

3.1 超燃冲压发动机

超燃冲压发动机是指燃料在超声速气流中进行燃烧的冲压发动机,而目前所有航空发动机的燃料都是在亚声速气流中燃烧。使用超声速燃烧可减少气流压缩和膨胀损失,降低气流温度和压力,减轻发动机结构负荷。采用液氢或碳氢燃料,可在 $Ma = 6 \sim 25$ 的范围内工作,将飞行高度延伸到大气层边缘(50~60 km)。与火箭发动机相比,这种发动机无需自带氧化剂,使有效载荷大大增加,可作为高超声速巡航导弹、高超声速飞机、跨大气层飞行器、可重复使用的空间发射器和单级入轨的空天飞机的动力装置。

超燃冲压发动机按燃烧形式分为扩散燃烧(燃料和氧化剂边混合边燃烧)和爆震燃烧(燃料和氧化剂预先混合后再燃烧);按流动方式分为内部燃烧和外部燃烧。典型的型式有:亚燃/超燃双模态冲压发动机,亚燃/超燃双燃烧室冲压发动机,与飞行器机体一体化的超燃冲压发动机,组合式超燃冲压发动机等。

早在20世纪50年代,国外就投入大量人力物力进行超燃冲压发动机研究。其中,俄罗斯(前苏联)超燃冲压发动机研究居世界领先地位。1988年,俄罗斯制定了超燃冲压发动机飞行试验计划(Kholod),1991年11月27日进行了轴对称几何固定的亚燃/超燃双模态冲压发动机的首飞试验,随后与法国、美国合作,迄今共完成5次飞行。为了发展实用的高超声速飞行器,俄罗斯随后又制定了高超声速试验飞行器“依格纳”研究计划(IGLA)。其试验飞行器安装在SS-19弹道导弹的头部,采用液氢燃料超燃冲压发动机,飞行速度 $Ma = 6 \sim 14$,最大飞行高度80 km,试验航程约6 000~8 000 km。

美国由NASA主持,在1986~1994年间,开展X-30“国家空天飞机”计划(NASP),进行了空天飞机的概念研究、方案设计及主要关键技术的机理研究、模型试验和数值模拟^[4]。1995年,NASA在NASP的基础上,开展了X-43A“高超声速-X”计划,进行空天飞机的缩比模型、飞行试验和超燃发动机的飞行测试。前后共制造3架试验机,由B-52搭载起飞,利用改进的“飞马座”运载火箭加速至 $Ma = 3$,然后由X-43A的冲压

发动机工作 5~10 s, 加速至 $Ma = 7 \sim 10$, 飞行高度 > 30 km。2001 年 6 月 X-43A 首飞, 但未获成功。2004 年 3 月 27 日, X-43A 试飞成功, 飞行速度 $Ma > 7$ 。

美国空军从 1995 年开始实施“高超声速技术计划”(HyTech), 目标是一次性使用或重复使用的高超声速军用飞行器。导弹 $Ma = 4 \sim 8$, 射程 1 400 km, 发动机为采用液体碳氢燃料的双模态冲压发动机。最近, 该计划更名为高超装置(HySet), 预计 2006 年开始飞行试验, 2007 年完成飞行试验。

从 2001 年开始, 美国国防高级研究计划局(DARPA)和海军联合开展了“高超声速飞行验证计划”(HyFly), 为期 4 年, 目标是发展最高巡航速度 $Ma = 6$ 、射程 1 110 km 的巡航导弹, 发动机为普通碳氢燃料的超燃冲压发动机。目前正在进行不同飞行状态 ($Ma = 6.5, 3.5$ 和 4) 的地面试验, 2005 年完成飞行试验。

法国从 1985 年开始进行液态碳氢燃料超燃冲压发动机研究, 1992 年制定了高超声速超燃冲压发动机研究计划——PREPHA, 目的是通过地面试验, 验证 $Ma = 4 \sim 8$ 的超燃冲压发动机的性能; 发展目标是单级入轨的航天飞机。1999 年, 法国武器采购局决定延长 PREPHA 的研究工作, 开始了为期 5 年的 PROMETHEE 研究计划, 目的是探讨碳氢燃料亚燃/超燃双模态冲压发动机作为一种空射型导弹动力的可行性。该计划将研究 $Ma = 1.8 \sim 8$ 的可变几何亚燃/超燃双模态冲压发动机技术。目前, $Ma = 7.5$ 的试验已经结束, 正在进行全尺寸模型设计。

澳大利亚昆士兰大学从 1999 年领导了一项国际合作的氢燃料超燃冲压发动机飞行试验计划——HyShot。2002 年 7 月, HyShot 飞行试验成功实现了超声速燃烧, 达到 $Ma = 7.6$ 。美国、澳大利亚、德国、韩国、英国和日本参与了该计划。

日本从 1984 年开始研究超燃冲压发动机技术, 已建成可模拟飞行高度 35 km、飞行速度 $Ma = 8$ 的高超声速自由射流试验台, 进行了大量高马赫数的模拟试验。目前, 日本制定了以超燃冲压发动机为动力的单级入轨空天飞机计划(SSO), 这是一种有人驾驶的可像普通飞机一样起飞和着陆的可载 10 人的民用飞机, 计划到 2005 年结束。

德国和印度也在超燃冲压发动机技术方面进行

了大量基础性研究工作。印度国防部正在实施的先进吸气式跨大气层飞行器计划(AVATAR), 将采用涡扇/超燃冲压发动机组合动力。

我国在“八六三”计划的支持下, 在部分研究院所和高等院校也陆续开展了超燃冲压发动机的研究工作, 目前处于基础研究阶段, 在超燃发动机燃烧室的三维 CFD 分析和模型试验研究方面, 已经取得了一些成果, 以煤油为燃料, 在模拟飞行 $Ma = 4 \sim 6$ 、燃烧室进口 $Ma = 1.9 \sim 2.38$ 的工况下, 实现了亚燃/超燃双模态燃烧室的成功点火和稳定燃烧, 燃烧效率最高达到 0.87, 取得了满意的效果。

超燃冲压发动机的关键技术与技术难点主要有: 燃料的喷射、掺混、点火和燃烧; 燃烧室的设计和试验技术; 发动机与机体(弹体)的一体化设计; 耐高温材料和吸热燃料。

3.2 组合发动机

超燃冲压发动机虽然适合于高超声速飞行, 但也存在着无法静止起动、需要助推加速、噪声大、环境污染严重、经济性差、只能在大气层内工作等问题, 无法实现空天往返和重复使用。到目前为止, 对于飞行包线范围非常宽(高度 0~40 km 或更高及跨大气层飞行、飞行马赫数从亚声速、跨声速、超声速扩展到高超声速和进入近地轨道)的高超声速飞行器来说, 还没有一种发动机能独立完成推进任务, 因此国外提出了利用两种以上的发动机组合起来作为高超声速推进动力的构想, 研究较多的高超声速飞行器组合动力包括涡轮基组合循环动力装置与火箭基组合循环动力装置两种。

3.2.1 涡轮/冲压组合发动机(TBCC) TBCC 具有常规起降、重复使用、耐久性高、可使用普通燃料、环境污染小等特点, 可广泛应用于作战、侦察、战略轰炸、远程洲际客货运输等各类军民飞机, 具有较高的作战效能、生存能力和经济适用性, 是当前研究的重点和热点之一, 受到美国、日本、俄罗斯和印度的广泛重视。

1) 并联式组合发动机。NASA 目前正在“革新涡轮加速器计划”(RTA)下发展碳氢/氢复合燃料的 TBCC 推进系统方案, 已确定利用已有涡喷发动机(J85)与单喉道冲压发动机组合的低风险 TBCC 推进系统验证机概念^[5]。该发动机采用涡喷/冲压并联组合方式; 涡喷发动机采用碳氢燃料(航空煤油), 冲压发动机采用氢燃料。起飞时,

关闭冲压发动机涵道, 涡喷发动机工作; 随着飞行速度的提高, 逐步打开冲压发动机涵道, 并启动冲压发动机(涡喷/冲压联合模式); 当马赫数接近3时, 涡喷发动机的进排气口被完全关闭, 涡喷发动机停止工作, 完全依靠冲压发动机提供推力。预计2006年进行缩尺试验发动机的地面试验, 2009年装在X-43B试验机上进行飞行试验。

2) 串联式组合发动机。20世纪90年代以来, 针对高超声速运输机的动力需求, 美、英、法、俄、日等国单独或合作研究了多种串联式TBCC方案。

1989~1999年, 由日本政府主持, 日本三家发动机公司和四家国立实验室, 美、欧四家著名发动机公司参加, 实施了超声速和高超声速客机(设计巡航 $Ma = 5.0$)推进系统研究计划(HYPR), 研制了由一台变循环涡轮风扇发动机(HYPR90-T)和一台冲压发动机串联组合而成的组合发动机。该发动机在起飞、着陆和亚声速飞行时, 循环参数接近大涵道比分排涡扇发动机; 在 $Ma = 3$ 以下的超声速加速飞行时, 循环参数接近小涵道比混排涡扇发动机; 在 $Ma > 3$ 以后采用亚燃冲压发动机。该计划已于1993年完成了HYPR90-T发动机核心机的第一阶段试验, 1994年秋进行HYPR90-T发动机验证机的地面试验, 1996年进行高空性能模拟试验、再点火试验和风车状态试验。该组合发动机装机对象是300座4发高超声速客机, 最大起飞质量440 t, 巡航速度 $Ma = 5$, 巡航高度28.3 km, 航程12 000 km, 从东京到纽约只要3 h, 预计2030年前后进行试飞。

俄罗斯的TBCC方案主要应用于高超声速前线侦察机, 该飞机最大平飞速度4 250 km/h ($Ma \approx 4$, 高空), 实用升限27 km, 动力装置为带可调多状态轴对称喷管的内外涵涡轮/冲压串联式组合发动机。

TBCC的关键技术有: 减少冷却损失的先进冷却概念; 革新的燃油分布、控制, 火焰稳定, 主动及被动燃烧控制; 改进进气道气动性能和适用性的新技术; 新的可控与可靠的喷管概念; 使涡轮机械在高速飞行条件下工作的部件和子系统技术; 使用碳氢燃料的热管理技术; 先进的耐高温材料技术等。

3.2.2 火箭/冲压组合发动机(RBCC) 为了达到更高的飞行速度和高度, 飞行器将在大气层与外

层空间的边缘处飞行(高度50~100 km)。此处空气极其稀薄, 氧含量极低, 完全依靠吸入外部空气中的氧气来维持发动机工作已十分困难, 必须采取吸气式发动机与火箭发动机的组合动力装置(RBCC)^[6]。装备该动力的飞行器除携带燃料外, 还需携带部分氧化剂。当飞行器在大气层内飞行时, 以冲压发动机为动力, 完全利用吸入的空气与燃料掺混燃烧; 随着飞行高度的增加, 吸入的氧含量越来越少, 根据需要补充部分氧化剂, 发动机工作模式转为吸气+火箭发动机的混合工作模式; 随着飞行高度的继续增加, 在飞出大气层后, 发动机工作模式将转为完全的火箭发动机工作模式, 为飞行器在外层空间飞行提供动力, 使用的高热值液氢燃料在提供给发动机的同时, 还必须将其用于冷却高温机体和热端部件。氧化剂可以完全依靠自身携带, 也可利用大气层内飞行过程吸收并储存的氧气供外层空间飞行使用。

目前, RBCC动力装置技术的发展已取得巨大成功。已经提出的RBCC方案包括管道火箭和火箭冲压发动机、液化空气循环火箭和深冷空气火箭发动机、火箭/双模态冲压组合发动机、液化或深冷空气火箭/超燃冲压组合发动机、液化或深冷空气火箭/双模态冲压组合发动机等类型。其中, 火箭/双模态冲压组合发动机的研制投入最多, 并开始进入了应用研究的飞行试验阶段。该组合发动机可实现大气层内外的自由往返飞行, 是天地往返式空天可控飞行的优选动力方案之一。

4 新概念发动机将登上历史舞台

4.1 脉冲爆震发动机

4.1.1 结构与特点 脉冲爆震发动机是利用脉冲式爆震波产生推力的新概念发动机(没有旋转部件), 包括吸气式脉冲爆震发动机(PDE)和脉冲爆震火箭发动机(PDRE)两种类型, 其中PDE从空气中获得氧化剂, 适用于大气层内飞行; PDRE自带氧化剂, 适用于外层空间飞行。与一般喷气发动机相比, 具有以下特点和优点: a. 结构简单、质量轻、推重比大(>20); b. 等容燃烧, 热循环效率高, 耗油率低; c. 工作范围宽, 可在 $Ma = 0 \sim 10$, 高度0~50 km范围飞行, 推力可调范围为5 N~49 kN; d. 与常规冲压发动机不同, 可以在地面静止状态起动; e. 可以使用空气中的氧气或自带氧化剂, 分别以吸气式发动机与火箭发动机方

式工作, 实现空天往返飞行; f. 间歇式循环, 壁温不高, 可采用普通材料, 制造成本相对较低。

目前研究较多的脉冲爆震发动机的结构有两种: 一种为旋转阀多燃烧室结构(图4), 一种为带预起爆器的结构(图5)。

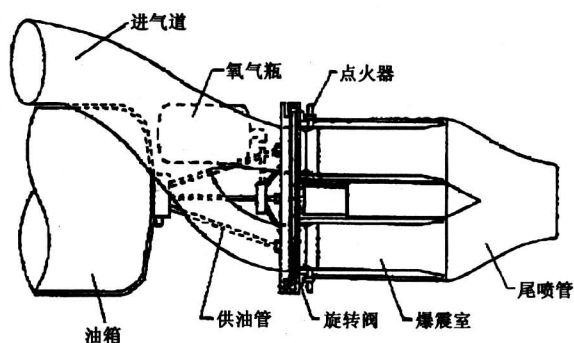


图4 旋转阀多燃烧室 PDE 结构示意图

Fig.4 The structure profile of multi-combustion-chamber PDE with rotation valves

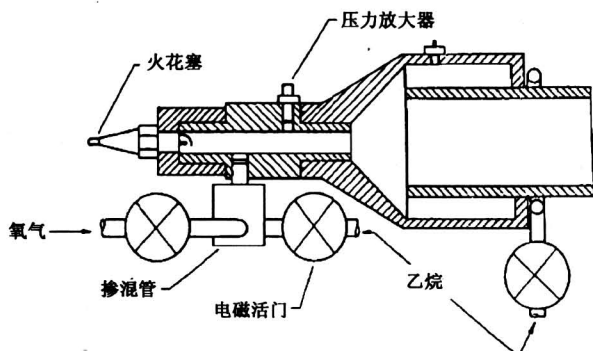


图5 带预起爆器的 PDE 结构示意图

Fig.5 The structure profile of PDE with pre-ignition-tube

脉冲爆震发动机除独立用作动力装置外, 还可利用爆震燃烧构成外涵 PDE 涡扇发动机、PDE 加力燃烧室、基于 PDE 的混合循环和组合循环发动机, 应用于无人机、靶机、战斗机、高超声速隐身侦察机、战略轰炸机、远程导弹等, 对 21 世纪空间和大气飞行器将产生深刻影响。

4.1.2 研究与发展 爆震燃烧研究可追溯到 20 世纪 40 年代。由于对这种燃烧过程的非稳态特性的理解与理论计算和实验诊断手段的欠缺, 一直没能取得突破性进展。80 年代中期, 随着燃烧计算方法和实验诊断技术的进步, 使研究实用的 PDE 推进系统成为可能, PDE 的概念进入实质性发展阶

段。美国海军研究生院、Adroit 公司等首先开展了爆震燃烧发动机的理论和实验研究, 并定义了脉冲爆震发动机的概念。90 年代, PDE 进入了全面发展时期。除美国外, 加拿大、法国、以色列、日本、俄罗斯、瑞典也开展了研究。目前已研制出能满足航空航天推进需要的高频 ($>60\text{Hz}$) 脉冲爆震燃烧室; 适用于导弹的 PDE 已试制成功, 并在实验室进行了验证。美国计划 2003 年在 SR-71 “黑鸟” 飞机上进行 PDE 飞行试验; 2015 年前后, 混合 PDE (即在燃气涡轮发动机的主燃烧室采用脉冲爆震燃烧) 预计将进入工程发展阶段, 2020 年后投入使用。与此同时, NASA 的 PDRE 也取得了很大进展。2000 年 4 月, 一个小尺寸的 PDRE 已设计完成并进行了部件试验, 预计 2005 年将研制出试验机, 2009 年研制出可用于飞行的全尺寸发动机。

近年来我国的 PDE 研究也取得了重大突破, 在碳氢燃料 (煤油、汽油) PDE 的热力循环和推力特性分析、爆震燃烧机理、最佳工作频率、爆震波的传播/衍射特性等方面都取得了一些研究成果, 在试验室中利用脉冲爆震模型发动机实现了连续推力的产生与控制, 部分研究成果还独具特色, 引起外国专家的关注。

尽管 PDE 的概念在实验室已得到了验证, 并进行了部件试验, 但要使这种发动机真正实用, 还有以下技术问题需要解决: 爆震的起爆、控制和保持; 液体燃料与氧化剂的雾化、喷射、掺混; 爆震过程的精确控制; 推力矢量控制; 高热通量和热疲劳问题; 进气道和喷管设计技术; 爆震现象的精确理论分析方法和试验技术; 噪声抑制技术; 性能不稳定问题, 等等。

4.2 特种用途的超微型发动机

这类发动机主要是指微型无人机用的超微型发动机, 包括微型活塞式柴油发动机、以燃油或氢为燃料的微型涡喷发动机、微型线性电动机等。这些微型动力大多基于微机电技术 (MEMS)、纳米技术和量子技术制造, 其共同特点是小巧紧凑、功率密度大、转速高, 质量一般不超过 10 g, 尺寸在几毫米至十几毫米之间, 功率为几瓦至数十瓦 (或推力 0.1 N 级), 主要装备尺寸在 15 cm 以内的各种微型飞行器, 广泛用于远距离传感、通信中继、电子干扰、检测生化武器以及近距离作战等。其中发动机的研究重点是超微型涡轮喷气发动机。

超微型涡轮喷气发动机是一种基于微机电技术的只有纽扣大小的超微型燃气涡轮发动机^[7]。利用半导体制造技术,由多层硅片叠堆而成,包括压气机、燃烧室、涡轮、喷管等几大部件,工作原理与传统的燃气涡轮发动机相同,惟有尺寸特别小,转速特别高,燃烧时间短,设计、加工制造较困难。除了用作超微型飞行器动力外,还可用于机翼和环流主动吹风控制器、射流控制器、便携式电源、微型空调以及电子设备等。

据报道,美国麻省理工学院于1994年开始研究这种发动机,2000年首台验证机在地面台架运转,2001年基准微型涡喷发动机进行了地面试验和空中试飞。该微型发动机由6层硅片叠堆而成,外径12 mm,长3 mm,如同一颗衬衫纽扣大小;发动机功率输出为16 W,推力为0.12~0.13 N,质量只有1 g。

超微型发动机由于小尺寸流动机械的气动损失和传热问题很大,燃烧时间过短,零件加工制造困难,因此会带来一些技术难题,如燃烧与冷却、空气轴承和转子动力学、内部传热、制造封装和发动机部件的连接技术等。

5 新能源发动机将占据一席之地

飞机在空中无需加油、长时间飞行是航空工程师的一大梦想。为此,有两种途径可供选择:一是利用高能燃料替代传统的航空煤油;二是利用电能、核能、太阳能等新能源。这些新型能源具有无污染、储量充足等优点。以该类能源为动力的飞行器可以实现不着陆的长时间巡航飞行,实现重要城市间及洲际的环球定期航班;还可作为高空无限航时的侦察、通信中继、环境监测、气象观察等军、民用飞行器的动力装置,部分替代卫星的功能。一矣在关键技术和原理上取得突破,新能源发动机将可能在21世纪的航空动力技术领域占据一席之地。

5.1 液氢燃料发动机

液氢与煤油相比,热值(按质量计)为2.78倍,燃烧时不产生碳氧化物与烟尘,氮氧化物减少2/3。因此,用液氢作航空燃料具有热值高、飞行时间长(有效载荷大)、环保性能好等优点,特别适用于运输机和旅客机;缺点是液氢密度小(为煤油的1/12)、体积大、工作温度低(-253℃)、成本高,运输和储存困难。美、俄、西欧已进行了多

年研究,目前正在进行半商业性试验。

5.2 液态天然气燃料发动机

全球的天然气储量比石油大,液态天然气燃烧产生的碳氧化物、氮氧化物和烟尘比煤油少,沸点和密度比液氢高,因低温和容积引发的技术难题比液氢容易解决。因此,液态天然气可作为一种过渡性燃料。

5.3 电力驱动发动机

电力驱动发动机主要包括太阳能、燃料电池和微波动力发动机。由于微波会产生对人体和环境十分有害的电磁波污染,因此,目前的研究重点是太阳能和燃料电池发动机。2001年7~8月,美国的太阳能无人飞机“太阳神”号进行了试验飞行,最大飞行高度29 km,留空时间18 h。2002年8月21日,NASA展出了一架质量150 kg的由燃料电池驱动的电动飞机样机。2002年11月,采用燃料电池和普通蓄电池的飞机开始试飞。

5.4 原子能发动机

原子能发动机是利用核燃料核裂变发出的巨大热量对工质进行加热,以获得大量高温燃气高速排出产生推力的发动机。核能矿物中凝聚了极大的能量,可以长期使用而耗量极少。缺点是,为了防止射线对乘员健康及设备造成危害,必须在反应堆外安装笨重的防护层,这将导致飞机结构质量过大而难以满足航空的要求。所以,虽然经过60多年的研究,至今没有投入使用。

6 结语

在过去的百年中,世界航空动力已经取得了巨大的进步。随着新的概念、理论、方法和技术的发展与应用,21世纪航空动力技术必将加速发展,迎来以高超声速空天自由往返飞行为标志的新的航空时代,取得更加辉煌的成就。

参考文献

- [1] 方昌德. 航空发动机百年回顾[A]. 中国航空学会航空百年学术论坛动力分论坛论文集(2)[C]. 北京:中国航空学会动力专业分会,2003
- [2] Gastineau Z D. Turbine engine performance improvements a proactive approach [R]. ASME - 2001 - GT - 37, 2001
- [3] 胡晓昱. 国外航空涡轮发动机技术发展现状与趋势[A]. 中国航空学会航空百年学术论坛动力分论坛论文集(2)[C]. 北京:中国航空学会动力专业分会, 2003

- [4] Seidel J A, et al. NASA aer propulsion research: looking forward [R]. ISABE - 2001 - 1013, 2001
- [5] Benzakein M J. Propulsion strategy for the 21st century: a vision into the future [R]. ISABE - 2001 - 1005, 2001
- [6] Mari C. Trends in the technological development of aeroengines: an overview [R]. ISABE - 2001 - 1012, 2001
- [7] Cross C J, Lewis T J. Smart materials and structures for future aircraft engines [R]. AIAA - 2002 - 0080, 2002
- [6] Mari C. Trends in the technological development of

The Development Trends and Prospect of World Aer propulsion Technology in the 21st Century

Liu Daxiang^{1,2}, Jin Jie²

(1. Science & Technology Committee of China Aviation Industry Corporation I, Beijing 100022, China;
2. Beihang University, Beijing 100083, China)

[Abstract] The accelerating development trends of world aer propulsion technology will be persistent in the 21st century and some revolutionary changes will occur. With the breakout of some key technologies, the traditional gas turbine engine will be improved greatly. The achievements of power for ultra-supersonic flight vehicles would result in a new generation of aviation with the application of supersonic combustion screamjet and combined engine as turbine based combined cycle (TBCC) engine and rocket based combined cycle (RBCC). With the innovation of new concepts and scheme, some new concept engines will be invented and applied, such as the pulse denotation engine (PDE) and super micro-engine based on micro-mechanical-electron technology. Instead of the conventional hydrocarbon fuel, some new energy will be applied in future advanced aeroengine. The developments of aer propulsion technology in the new century will promote the progress of civilization and human being society greatly just as in the past 100 years.

[Key words] aer propulsion; development trends; gas turbine; ultra-supersonic