

文章编号:1674-8190(2019)01-021-08

# 基于第二动力技术的 TBCC 综合能源展望

王伟,董爱群,李丹

(中国航空发动机集团有限公司 中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

**摘要:** 飞行器电能、液压能和气压能的功率需求由第二动力系统单独做功或提取发动机主轴功率供应。TBCC 发动机模态转换后,第二动力系统无法从发动机主轴提取功率。因此,需要解决空天飞行器第二动力系统长时间大功率能量输出的问题。分析航空蓄电池、起动发电机、APU、GTS、ATS 和 RAT 的技术特点、发展现状以及第二动力的发展趋势,结合高超声速飞行器的发展趋势,提出 ATS/RAT 组合和多电超导发动机/大比能的储能装置技术组合是实现空天高超声速飞行器综合能源的技术路线。

**关键词:** TBCC;综合能源;电池;超导起动发电机;空气涡轮起动机;冲压空气涡轮

中图分类号: V23

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.003

## The Outlook of TBCC Integrated Energy Based on the Secondary Power System

Wang Wei, Dong Aiqun, Li Dan

(AECC Sichuan Gas Turbine Research Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

**Abstract:** The electrical generation, hydraulic power and pneumatic power of an aircraft is supplied by the secondary power system or the power extracted from engines by the secondary power system. After the mode transition of TBCC, there is no energy from engines for extracting. Therefore, it is needed to solve the problem of long time and high energy output of the secondary power system for airspace hypersonic aircraft. The technical features, application and development of the secondary power system are concluded, as well as the development of hypersonic aircraft. The combination of ATS & RAT and superconducting generator of more electric engine technology and large energy storage devices are available technical routes for integrated energy of airspace hypersonic aircraft.

**Key words:** TBCC(turbine based combine cycle); integrated energy; battery; superconducting starter generator; ATS(air turbine starter); RAT(ram air turbine)

## 0 引言

TBCC 发动机是由涡轮发动机与冲压发动机组成的组合循环发动机,为空天高超声速飞行器的动力解决方案之一。在 TBCC 组合发动机中,涡轮级发动机提供低速段动力,冲压级发动机提供高

速段动力。

传统单一的燃气涡轮发动机飞行器,由地面电源车和气源车分别提供发动机起动之前的电源和气源,由起动系统通过齿轮箱带转涡轮级发动机高压转子,发动机起动完成后,起动机脱开,燃气涡轮发动机通过发动机轴、齿轮箱与飞机第二动力系统

收稿日期:2018-05-01; 修回日期:2018-06-24

通信作者:王伟,a88wangwei@126.com

引用格式:王伟,董爱群,李丹. 基于第二动力技术的 TBCC 综合能源展望[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 21-28.

Wang Wei, Dong Aiqun, Li Dan. The outlook of TBCC integrated energy based on the secondary power system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 21-28. (in Chinese)

连接,通过轴功率输出转化为飞机的需求功率。

区别于单一的燃气涡轮发动机,并联 TBCC 发动机模态转换结束后,涡轮发动机停止运转,冲压发动机没有转子部件,无法从发动机转轴提取功率以满足冲压发动机附件及飞机的功率需求。

目前,国内外鲜有关于如何实现并联 TBCC 发动机提取飞机功率的报道和文献,本文研究飞机第二动力系统的动力形式,结合并联 TBCC 发动机工作包线和功率需求,提出并联 TBCC 发动机可行的综合能源方案。

## 1 第二动力装置的技术特点和发展现状

飞机第二动力系统独立于主发动机,可以单独做功或从已工作的发动机提取功率,为飞行器提供所需的三种能源:①为航电设备、泵、除冰及照明等提供电能;②为飞行器襟翼、副翼、尾翼等舵面的飞行控制、起落架、舱门及刹车等提供液压能;③为舱内空调、加压和发动机起动等提供气压能。

第二动力系统由辅助动力装置(APU)、应急动力装置(EPU)、起动装置、附件驱动装置、发电机、液压泵等组成。第二动力系统的组成中,可以作为能量源输出的动力类型有:辅助动力装置(APU)、燃气涡轮起动机(GTS)、冲压空气涡轮(RAT)、电动起动机、起动发电机、空气涡轮起动机(ATS)和航空蓄电池。

一代机~五代机的起动系统如表 1 所示。

表 1 飞行器的起动系统  
Table 1 The starter system of aircraft

飞机	起动系统
一代机	电动机
二代机	辅助动力装置(APU)+低压起动发电机(LSGM)
三代机	辅助动力装置(APU)+燃气涡轮起动机(GTS)
四代机	辅助动力装置(APU)+空气涡轮起动机(ATS) 辅助动力装置(APU)+高压整体起动发电机(SGM)
五代机	辅助动力装置(APU)+起动发电机(SGM,高压内置大功率)

表 2 铅酸电池、镍镉电池和锂离子电池功率密度对比

Table 2 Comparison of power density between lead-acid batteries, nickel cadmium batteries and lithium ion batteries

电池种类	额定容量/Ah	质量/kg	体积/cm <sup>3</sup>	每千克功率/(Ah·kg <sup>-1</sup> )	功率密度/(Ah·dm <sup>-3</sup> )
铅酸电池	28	30.00	21 826	0.93	1.28
镍镉电池	40	37.00	17 302	1.08	2.31
锂离子电池	44	18.14	16 621	2.43	2.65

从表 1 可以看出:第二动力系统随着飞行器技术的发展和需求的提高而不断发展。

### 1.1 航空蓄电池

航空蓄电池主要有铅酸蓄电池、镍镉蓄电池和锂离子蓄电池。航空蓄电池的输入电压为 28 V 直流,输出电压为 24~28 V,具有提供短时间的功率储存能力,典型的可达 30 min。其常与主电源发电机并联使用,发动机正常工作时,由发电机向用电设备供电,并通过自动变压器(ATU)和变压整流器(TRU)将高压交流电转换为 28 V 直流电,对蓄电池充电。当发动机停止工作时,电源转换器将 28 V 直流电转化为 270 V 直流电,供发动机起动或作为应急用电<sup>[1-2]</sup>。

铅酸蓄电池应用最早,其功率密度低,内阻大,高倍率放电性能不理想,特别是低温性能不能满足高寒等特殊地区的环境要求。镍镉电池技术成熟,放电能力和低温性能优异,可靠性和安全性较高,是目前航空飞行器的主要应急电源<sup>[1-2]</sup>。例如,空客、波音的民用客机使用镍镉电池组作为机载电池,C-17 运输机配装镍镉蓄电池用于启动辅助动力装置并提供应急直流电,MB339 教练机使用镍镉蓄电池启动发动机。锂离子电池在功率密度和充/放电特性方面具有优势,A350XWB 飞机上应用法国 SAFT 公司提供的四个 45 Ah 的锂电池作为主蓄电池和应急蓄电池;B787 应用锂电池作为主蓄电池,但在 2013 年初 B787 出现过锂电池过热失火问题,其安全性比镍镉电池差。

铅酸电池、镍镉电池和锂离子电池功率密度对比如表 2 所示<sup>[1]</sup>,可以看出:铅酸电池的额定容量、每千克功率和功率密度远远低于镍镉电池和锂离子电池;按照最高输出电压 28 V 计算,镍镉电池的能量不超过 4 032 kJ,锂离子电池的能量不超过 4 435 kJ,镍镉电池和锂离子电池的能量密度分别为 109.0 和 244.5 kJ/kg。

## 1.2 电动起动机

电动起动机自带蓄电池,仅用于启动发动机,主要用于起动轻型飞机和小推力/功率发动机,例如推力在 1 500 kg 以下的涡喷和涡扇发动机,由于蓄电池的容量限制和电动起动机的体积限制,不适用于起动大功率发动机。

## 1.3 起动发电机

起动发电机为集起动机和发电机功能于一体的电机,先作电动起动机用,在发动机达到稳定转速后作发电机用。随着飞机从传统的气压、液压到电能的转化,起动发电机是多电飞机、多电发动机的机载电系统综合化的发展趋势<sup>[3]</sup>。按照电机输出类型,起动发电机分为低压直流起动发电机、高压交流起动发电机和高压直流起动发电机。

低压直流起动发电机输出电压为 28 V,起动功率不大于 20 kW,功率质量比仅为 0.17~0.27 kW/kg,适用于中低推力/功率发动机,主要是二代机使用<sup>[4]</sup>。

高压交流起动发电机有两种类型:恒频交流起动发电机和变频交流起动发电机。恒频交流起动发电机分为恒速恒频和变速恒频。恒速恒频交流发电机输出电压 115/200 V,频率 400 Hz,额定容量可达 150 kVA,其与恒速传动装置 CSD 集成为组合传动发动机 IDG,广泛应用于空客 A380 之前的飞机。1970 年代,诞生了用电力电子转换器替代恒速传动装置 CSD 的变速恒频发电机 VSCF,可将电源效率从 70% 提高到 80%,但过载能力比 IDG 差。变频交流发电机(VFG)的输出电压为 115/200 V,频率范围为 300~800 Hz,取决于实际应用,不需要恒速传动装置 CSD 和电力电子转换器,同恒频交流发电机相比,集成化程度和功率密度高,电源效率提高到 90%,应用于 A350XWB 和 B787,其中 A350XWB 的 VFG 额定功率为 100 kVA,B787 的 VFG 额定功率为 250 kVA<sup>[5]</sup>。

随着军用飞机性能要求的提高,激光等高能武器的发展,超常规机动能力和高智能化等加大了对非线性负载的使用,结构简单、性能可靠且能不间断供电的 270 V 直流高压起动发电机成为军用飞

机多电系统电源的发展方向。由于在尺寸和可利用性方面的优势,全电飞机开始应用于大型客机,例如 A380 和 B747,对发电机的功率需求达到兆瓦级<sup>[6]</sup>。2012 年,美国的第三代多电飞机综合运用了内置式整体起动发电机、超导发电机和储能装置,使多电发动机产生的电力达到几兆瓦<sup>[7]</sup>。

## 1.4 辅助动力装置(APU)和燃气涡轮起动机(GTS)

APU 是一台专门设计的小型燃气涡轮发动机,具有独立的燃油、滑油、起动、冷却系统,启动方式有机场电源、机载蓄电池、液压马达、电动机和应急动力装置。

最初的 APU 为轴功率输出型,即为燃气涡轮起动机 GTS,GTS 通过齿轮箱与发动机转子和飞机附件机匣连接,输出轴功率起动发动机,传递效率高、速度快,在军用战斗机上有广泛应用。典型代表为美 F-15、美 F-16、幻影 2000 及俄 Su-27。俄 Su-27 应用 KLIMOV 公司研制的 GTDE-117 型 GTS 作为 AL-31F 发动机的起动机,具有短时工作起动发动机和提供应急功率两种功能。

随着航空工业的发展,APU 已从单一作为机上启动能源,发展为输气和输出轴功率相结合的辅助动力。在发动机地面和空中起动时,为空气涡轮起动机提供压缩空气;在飞行中出现发动机故障、电源故障或液压系统故障时,为飞机提供气源、电源和液压源。现已广泛应用于战斗机和民用客机上,例如美 F-18/F-117/F-22、欧洲台风、欧洲阵风、瑞典 JAS39、B787 和 A380<sup>[8]</sup>。

国外典型战斗机及大型客机的 APU(包含 GTS)及其参数如表 3 所示<sup>[9]</sup>。APU 一般体积小,进气量少,起动包线有限,不能在整个飞行包线内起动发动机。国外技术成熟,已形成系列发展,当量功率可以达到兆瓦。国内对国外成熟燃气涡轮起动机产品,例如 MK-200 和 F117 进行了国产化生产,分别为 DQ-23 和 WQ66,此类起动机类似于小型燃气涡轮发动机,结构复杂,系统庞大,因此国产化的产品故障不断,虽其功率较大仍限制了其应用,并且质量也较大。国内燃气涡轮起动机功率偏低,目前只有 WQ66B 系列能够达到 100 kW。

表 3 国外典型战斗机及大型客机的 APU(包含 GTS)及其参数

Table 3 APU(including GTS) and parameters of foreign typical fighter jets and large passenger aircraft

型号	公司	当量功率/kW	质量/kg	使用高度/m	用途	备注
T-62T-40-8	汉胜	169	22.7	—	F-16 战斗机	GTS
JFS190	霍尼韦尔	122	35.9	7 620	F-15 战斗机	GTS
Noelle180	Klimov	132	46.5	2 500	幻影 2000	GTS
GTDE-117	Klimov	66	42.0	3 000	俄 Su-27	GTS
GTCP36-200	霍尼韦尔	179	57.2	4 572	F-18 战斗机	APU
G250	霍尼韦尔	335	—	12 500	F-22 战斗机	APU
APS5000	汉胜	735	244.0	13 100	波音 787 客机	APU
PW980A	—	1 342	384.2	—	空客 A380 客机	APU
TGA15-328	—	250	72.0	9 000	瑞典 JAS-39 战斗机	APU
RUBIS3	—	227	56.0	7 600	阵风战斗机	APU
MK200	—	58.8	30.4	3 048	Spey202 发动机	GTS

## 1.5 空气涡轮起动机(ATS)

空气涡轮起动机以压缩空气为能源,驱动冲击式涡轮输出功率,再经减速器、离合器等部件带动起动<sup>[10-11]</sup>。空气涡轮起动机产生的轴功率传给主发动机,完成对主发动机的起动。工作所需的压缩空气由机载高压气瓶、APU、已工作发动机或机场气源车供给。整个空气涡轮起动系统的单位功率为 0.55~0.88 kW/kg。空气涡轮进口处的空气参数:温度通常为 150~200 °C,压力不超过 2.5~5.0 bar<sup>[4]</sup>(1 bar=100 kPa)。

ATS 广泛应用于典型战斗机的发动机起动,例如美 F-22 配装 ATS 起动 F119 发动机,欧洲阵风配装 ATS 起动 M88 发动机,美 F-18、F-17、瑞典 JAS39 配装 ATS 起动 F404 发动机,多个型号的空客和波音的民用客机配装 ATS 作为起动机,俄罗斯 SuperJet100 支线飞机为 ATS 337 配装 Microturbo 公司生产的空气涡轮起动机 SAM146。目前国内起动成附件技术水平相比较,达到 100 kW 以上的起动机很少,除了 DQ-510 空气涡轮起动机系列功率能超过 100 kW 外,其余空气涡轮起动机功率都较低。DQ-510 空气涡轮起动机是俄罗斯 CTB-3T 起动机的国产化型号,国内外空气涡轮起动机的主要参数如表 4 所示<sup>[12]</sup>。

表 4 国内外空气涡轮起动机主要参数

Table 4 Main parameters of ATS on the world

型号	公司	当量功率/kW	质量/kg	用途
DQ-100	南京金城机械厂	22.0	7.2	JL-8 飞机 WS11
ATS100-206/-239	霍尼韦尔	89.5	12.5	DC-9 飞机 MD-82 飞机 JT8D 发动机
ATS100-444	霍尼韦尔	89.5	14.0	B737-400, CFM56
PS-700	汉密尔顿	119.0	14.5	B747, JT3D
CTB-3T	—	100.0	21.0	图-154 飞机

## 1.6 冲压空气涡轮(RAT)

冲压空气涡轮 RAT 是应用在民用飞机和军用飞机上的一种应急动力装置,利用气流在涡轮叶片上的作用,将飞机飞行中来流的动能转化为转子的机械能。RAT 根据其结构可分为桨叶式和涵道式两种<sup>[13]</sup>。桨叶式为叶片暴露在外面的涡轮,在低速至中等亚声速飞行时,可以将气流动能有效地转化为转子的机械能,但当马赫数超过 0.6,叶尖的马赫数超过 1.5 时,激波和气流分离产生的阻力使能量转化效率大幅降低。因此,引入涵道式结构,保证冲压空气涡轮在飞机亚声速和超声速飞行时,都能正常工作。桨叶式冲压空气涡轮多应用在民航客机上,典型的 RAT 直径为 80 cm 左右,能

产生的功率为 5~70 kW<sup>[14]</sup>。涵道式冲压空气涡轮一般应用在军用飞机领域。

RAT 可以带动发电机和液压泵,为飞机提供电力和液压能,为军用飞机电子吊舱提供自主电力。在 A380 之前的空客飞机使用冲压空气涡轮作为其中一路液压系统的能量源,在发动机全部故障时,为液压系统提供应急压力,可以保障飞机的基本飞行控制。A350XWB 的应急电源系统为冲压空气涡轮与发电机组构成的冲压涡轮发电系统,在发动机和 APU 出现故障后,为飞机提供功率为 50 kVA 的变频交流电源,保证主要的仪表盘和基本飞行控制的供电。在军用飞机上的应用有美舰载电子战飞机 EA-6B, RAT 为机载电子干扰吊舱提供自主发电电源<sup>[15]</sup>。二战时期,德国的 Me-163 是世界上唯一一款服役的全火箭动力的战斗机,由于无法获得发动机转轴的机械能转化为电能, RAT 是全机电力供应的来源。

冲压空气涡轮结构比较简单,质量较轻,因为需要空气动能启动,所以只能在飞行速度达到一定量时才能工作。

## 2 第二动力装置的发展趋势

多电和全电飞行器及推进系统、混合电推进系统是未来飞行器和推进系统的发展方向。当前电动机功率密度为 8.8~11.0 kWh/kg, 锂电池功率密度为 0.15 kWh/kg, 下一代锂电池的功率密度为 0.45 kWh/kg, 而欧洲和美国探索的 2030 年民用航空分布式混合电推进系统对电动机的功率密度要求为 16.2 kWh/kg, 对储能装置功率密度的要求为 0.6 kWh/kg<sup>[16]</sup>。定向能武器装备于战斗机已成为未来军用飞机的发展方向, 为了对攻击目标达到一定的杀伤效果, 要求提供给激光束、粒子束等定向能武器的能量达到兆瓦级。为了实现攻击敌机或地面目标时大功率输出, 高压大功率内置式起动发电机和大功率密度的储能装置成为第五代战斗机的关键技术。因此, 高功率密度的超导电动机/发电机和大比能量的电能储能装置是未来民用飞机和军用飞机第二动力装置的发展趋势。

美国先进的 F-22 战斗机的机载电源功率为 65 kW, F-35 的发电功率可达 400 kW<sup>[17]</sup>。传统的铜制线圈机载发电机发电功率只能达到几百千瓦, 若将发电功率提高至兆瓦级, 发电系统的体积重量

将过于庞大, 无法装机。超导材料具有零电阻、可在无铁芯的情况下产生极高的强磁场。超导发电机和常规发电机相比, 重量将减轻 80%~90%<sup>[18]</sup>。我国早在 1997 年就成功开发了 400 kW 的低温超导发电机, 并试制了 10 MW 的模型样机<sup>[19]</sup>。2004 年, 美国空军研究实验室启动了“MW 级电源系统 MEPS”计划, 旨在为大功率用电设备开发一种超导发电系统。GE 公司在 2007 年研制完成了一台 1 MW 的发电机样机<sup>[17]</sup>。目前 NASA 正在开展超导电机的研究, 重点研究低温冷却和液氢冷却两种冷却方案, 以实现超导电机工作需求的超冷环境<sup>[16]</sup>使用。

欧盟“Flightpath 2050”计划中, 空客、西门子和罗罗公司联合研发应用混合电推进系统的“E-Airbus”支线客机, 在起飞阶段的额外动力由大比能量的电能储能装置提供<sup>[16]</sup>。大比能量的电能储能装置的发展方向有燃料电池、聚合物锂离子电池和核电池。

燃料电池直接把储存在燃料和氧化剂中的化学能转化为电能。20 世纪 60 年代, 美国成功地将培根型中温氢氧燃料电池作为主电源应用于阿波罗登月飞船。按电解质不同, 可将燃料电池分为质子交换膜燃料电池 PEMFC 和碱性燃料电池 AFC。AFC 的燃料和氧化剂为纯氢和纯氧, 是在航天飞机、载人航天器上应用最成功的燃料电池, 但其成本高、寿命短<sup>[20]</sup>。再生燃料电池 RFC 一般由 PEMFC 组成, 是 NASA 为月球基地电源系统和近空间飞行器动力系统集中研究的能源形式<sup>[21]</sup>。目前燃料电池的转化效率为 50%~60%, 功重比为 1 kW/kg。氢的供应方式包括高压气瓶、将碳纳米管作为飞机的结构材料吸收存储氢及分解航空煤油生成氢。未来燃料电池的效率会提高到 70%~80%, 功重比提高到 3.5 kW/kg。波音、通用和普惠公司正在合作研究一系列的混电推进系统, 其中包含采用燃料电池/燃气涡轮混合的 fFan 推进系统<sup>[16]</sup>。

聚合物锂离子电池采用具有离子导电性并兼具隔膜作用的凝胶聚合物的电解质代替液态锂离子电池中的液体电解质。聚合物锂离子电池中, 凝胶聚合物为正极, 常用的材料有聚乙炔、聚苯、聚苯胺和含硫聚合物, 金属锂为负极。现在聚合物锂离子电池的比能量能达到 200 Wh/kg, 比液态锂离子

子电池高,大约是镍铬电池的 3~4 倍。N. Oyama 等<sup>[22]</sup>通过采用导电聚合物,例如聚苯胺等对含硫聚合物 DMCT 进行改性,使其达到分子水平的耦合,可使电池容量达到 225 Ah/kg,是目前已知的比能量最高的聚合物锂离子电池之一。

核电池是利用放射性同位素在衰变时释放的能量而制备的电池,在航天、航海和医疗等领域有广泛的应用。美国于 1997 年 10 月发射到土星的 Gassini 号,使用的伏特效应同位素电池的功率可达 285 W<sup>[23]</sup>。邹宇等<sup>[24]</sup>通过比较各种储能装置,指出放射性同位素能源电池的能量密度是当前所有能源中最高的,Po-210 放射性同位素电池的能量密度可达 100 kWh/kg。

### 3 高超声速飞行器的发展现状和未来趋势

高超声速动力可以为民用航空提供长航程、快速的运输模式,使洲际旅行像城际旅行一样方便快捷。应用在军事上,可以为超声速/高超声速导弹、高超声速巡航飞行器提供动力,还可以作为吸气式发射运载器的动力,提供全部或部分可再用单级或双极入轨发射系统的动力<sup>[25]</sup>。对于吸气式发射运载器,火箭是唯一的可以将其速度推至入轨速度的动力。NASA 从 20 世纪 90 年代开始广泛研究低速段动力的实现方式及两种动力的组合,即为火箭基组合循环发动机 RBCC。

高超声速动力的另一种组合形式为基于涡轮的组合循环推进系统 TBCC。20 世纪 50 年代,法国的 Griffon II 飞机率先采用串联 TBCC 发动机,验证了 TBCC 发动机的可行性。20 世纪 60 年代初,美国对可以进入空天的 36 种有潜力的火箭/吸气式系统进行比较,提出可行的三种方案:涡轮-超燃冲压组合发动机、超燃冲压液态空气循环发动机和增压引射式冲压发动机<sup>[26]</sup>,并对这三种动力系统进行了研究,只有涡轮-超燃冲压组合发动机(TBCC)的研究持续下来。20 世纪 70~80 年代,俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)进行了全尺寸 TBCC 发动机地面试验。从 1993 年开始,俄罗斯 CIAM 研究并联 TBCC 和串联 TBCC,指出并联 TBCC 结构的方案优于串联 TBCC<sup>[27]</sup>。1985 年,日本航天研究局和宇航研究局开始研究吸气式

涡轮冲压膨胀循环发动机 ATREX,ATREX 为使用预冷却器的串联 TBCC,可在 0~6 马赫数范围工作。1999 年,日本的高超声速运输机推进系统项目 HYPR 设计的串联 TBCC 发动机顺利完成地面台试验,是最早的专为高超声速运输机设计并通过地面试验的 TBCC 发动机<sup>[28]</sup>。

20 世纪 90 年代,美国 SR-71 飞机装备的 J58 发动机是第一个形成装备的 TBCC 发动机,实现巡航马赫数 3.2,飞行高度 70 000 ft<sup>[29]</sup>(1 ft=0.304 8 m)。为了让高超声速技术从实验室走向正真的飞行环境,1995 年 NASA 启动了高超声速 HYPER-X 项目,重点研究碳氢燃料的双模态超燃冲压发动机。双模态冲压发动机的飞行范围从马赫数 3 到至少马赫数 15。X-43 采用高速涡轮机和双模态冲压发动机组合,可实现马赫数 7~10 的巡航目标。欧洲在研的高超声速组合发动机项目 LAPCAT,研发配装氢燃料的 TBCC 发动机,用于飞行巡航马赫数 4~8 的超远程民用运输飞机<sup>[30]</sup>。

从国外高超声速 TBCC 动力的发展可以看出,组合发动机的巡航马赫数不断提高,从马赫数 3.2~6,再到马赫数 4~8,甚至马赫数 7~10,低速段的涡轮级发动机从使用预冷却器降低发动机进口温度到直接研制使用高速涡轮机。因此,TBCC 组合动力发展的大趋势是能达到马赫数 15 甚至更高的双模态冲压发动机和高速涡轮发动机的组合。为了减少迎风面积、降低阻力、优化性能,高超声速飞行器与推进系统除了要实现结构、性能方面的一体化设计外,综合能源系统的一体化设计是必须考虑的。采用 TBCC 组合发动机的高超声速飞行器,在地面起飞并加速到一定马赫数时,使用的是涡轮级发动机,然后模态转换到冲压工作,在逆模态过程中,减速降落到着陆也是由涡轮级发动机单独工作。在整个过程中,涡轮发动机和冲压发动机的进气道和尾喷管按控制指令作动,并且不与相应的涡轮发动机和冲压发动机工作状态完全同步,因此,在综合能源系统架构方面,需要对飞机附件、冲压发动机和涡轮级发动机的附件进行一体化设计。当 TBCC 组合发动机由涡轮级发动机工作状态向冲压级发动机工作状态模态转换时,同时也就切断了发动机对附件的功率输入。能提供足够功率保证飞机附件工作、发动机附件工作、进气道调节、尾喷管调节和发射武器作战要求的第二动力为综合

能源的发展研制目标。

## 4 未来技术路线

根据第二动力的技术特点、发展现状和趋势,分析认为,并联 TBCC 发动机模态转换结束后,实现冲压发动机附件和飞机功率需求的方式有两种。

一种是在空天高超声速飞行器的全任务剖面内,配置完全独立于 TBCC 发动机的第二动力,工作范围覆盖整个飞行包线。可行的技术路线是将空气涡轮起动机与冲压空气涡轮整合在一起(又称为空气涡轮装置)。模态转换前,地面气源车为空气涡轮起动机提供压缩空气,以启动涡轮级发动机;完成启动后,关闭 ATS 模式,飞行速度达到一定量时,RAT 启动,与涡轮级发动机转轴功率输出装置共同为飞机提供能源需求;模态转换结束后,RAT 独立提供飞机全部的能源需求。

第二种技术路线为应用多电飞机、多电发动机技术。在模态转换前,270 V 直流高压超导起动发电机将涡轮级发动机转轴的机械能转化为电能,满足飞机能量需求,部分能量储存在高功率密度的储能装置,模态转换后,由储能装置放电,通过转换器,转换为飞机和冲压附件的能量需求。在超导电机和大比能量的储能装置技术的发展无法满足当前需求时,有必要同时采用 RAT 技术。

空气涡轮装置是当前可最快实现 TBCC 组合发动机综合能源系统工程化的可行性技术路线,但缺点是重量大、增加了发动机的迎风面积。为了减少飞机阻力,提升组合发动机和飞机的性能,研发高功率密度的超导电动机/发电机和大比能量的电能储能装置成为未来综合能源系统的最佳技术路线。

## 5 结束语

传统的第二动力形式不能同时满足 TBCC 组合发动机飞行高度、飞行马赫数和提取功率的需求。依据现有的技术水平,未来短期内可以实现的 TBCC 综合能源形式是空气涡轮装置,但需要结合高超声速进气道技术进行设计。未来的超导起动发电机和燃料电池、聚合物锂离子电池及核电池等大比能量的储能装置可以实现兆瓦级的能量输出,该技术路线的功率输出不受 TBCC 组合发动机模

态转换和飞行条件的影响,综合性能优于空气涡轮装置,但由于目前很多技术还处在实验室研究阶段,短期内无法工程化应用。

### 参考文献

- [1] 王家捷,王永红,穆举国,等. 航空镉镍蓄电池的应用前景[J]. 电池工业, 2002, 7(5): 264-265.  
Wang Jiajie, Wang Yonghong, Mu Juguo, et al. Application prospect of aircraft Cd-Ni battery[J]. Chinese Battery Industry, 2002, 7(5): 264-265. (in Chinese)
- [2] 魏娟. 民用飞机蓄电池选型浅析[J]. 科技视界, 2015(25): 98-99.  
Wei Juan. Analysis for battery category selection of civil aircraft[J]. Science & Technology Vision, 2015(25): 98-99. (in Chinese)
- [3] Jean, Luc Derouineau. More electric architectures and the impact on propulsion systems[R]. ISABE 2005-1161, Phoenix, U. S.: ISABE, 2005.
- [4] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册:第 14 册——辅助动力装置及起动机[M]. 北京:航空工业出版社, 2000.  
The Editorial Board of *Aero engine design manual*. Aero engine design manual: Vol 14 - Auxiliary power unit and starter[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [5] 王伟悦,严仰光. 现代飞机电源系统及其发展[J]. 科学技术创新, 2011(3): 47.  
Wan Weiyue, Yan Yangguang. Modern aircraft power system and its development[J]. Heilongjiang Science and Technology Information, 2011(3): 47. (in Chinese)
- [6] Stephan Eelman, Isabel Poza, Tobias Krieg. Fuel cell AP-U's in commercial aircraft-an assessment of SOFC and PEMFC concepts[R]. Sorrento, Italy; 8th International Symposium on Flow Visualization, 1998.
- [7] 胡晓煜. 多电发动机技术发展初探[J]. 国际航空, 2003(7): 43-45.  
Hu Xiaoyu. Technology development of multi-electric engine[J]. International Aviation, 2003(7): 43-45. (in Chinese)
- [8] 唐正府,王进,张新非,等. 国外先进战斗机空中应急功能分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013(1): 53-57.  
Tang Zhengfu, Wang Jin, Zhang Xinfei, et al. Analysis of air emergency on foreign advanced fighters[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013(1): 53-57. (in Chinese)
- [9] 李东杰. 辅助动力装置的应用现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2012(6): 7-10.  
Li Dongjie. Application status and development trend of auxiliary power unit[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(6): 7-10. (in Chinese)
- [10] Morita M, Sasaki M. Restart characteristics of turbofan engines[R]. ISABE 89-7127, Athens, Greece; ISABE, 1989.

- [11] Giesler W, Mathis D, Hage J R. High reliability oil-air high speed gear box clearance seal[R]. AIAA-98-3287, 1998.
- [12] 《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: 450.  
The Editorial Board of *World small and medium sized aeroengine handbook*. World small and medium sized aeroengine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006: 450. (in Chinese)
- [13] 王永鑫, 崔宇. 冲压空气涡轮在民用涡桨飞机中的应用[J]. 航空制造技术, 2014, 458(14): 86-88.  
Wang Yongxin, Cui Yu. Application of ram air turbine in civil turbo-prop aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 458(14): 86-88. (in Chinese)
- [14] 吴佳. 某冲压空气涡轮结构设计及强度寿命振动分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
Wu Jia. Structural design and strength life vibration analysis of a ram air turbine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [15] 潘文林. 军用飞机上的冲压空气涡轮[J]. 航空世界, 2016(3): 70-73.  
Pai Wenlin. The ram air turbine on military aircraft[J]. Aviation World, 2016(3): 70-73. (in Chinese)
- [16] 美欧探索 2030 年民用航空分布式混合电推进系统[EB/OL]. (2014-12-02) [2018-05-01]. <http://www.cnnnews.com.cn/2014/12/02/113022.shtml>.  
US and Europe explore the distributed hybrid propulsion system for civil aviation in 2030[EB/OL]. (2014-12-02) [2018-05-01]. <http://www.cnnnews.com.cn/2014/12/02/113022.shtml>. (in Chinese)
- [17] 邱献双. 机载大功率超导发电机发展现状与展望[J]. 航空科学技术, 2014, 25(10): 1-3.  
Qiu Xianshuang. Progress and prospects of high power superconducting generators for airborne applications [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(10): 1-3. (in Chinese)
- [18] Tolliver J C, Rhoads G L, Barnes P N, et al. Superconducting generators: enabling airborne directed energy weapons[R]. AIAA-2003-5917, 2003.
- [19] 黄顺礼. 我国超导发电机技术能再创辉煌[J]. 东方电气评论, 2000(2): 89.  
Huang Shunli. Superconducting generator technology of China achieves greater prosperity[J]. Dongfang Electric Review, 2000(2): 89. (in Chinese)
- [20] 吴峰, 叶芳, 郭航, 等. 燃料电池在航天中的应用[J]. 电池, 2007, 37(3): 238-240.  
Wu Feng, Ye Fang, Guo Hang, et al. The application of fuel cells in aerospace[J]. Battery Bimonthly, 2007, 37(3): 238-240. (in Chinese)
- [21] Jan D L, Rohatgi N, Voecks G, et al. Thermal, mass and power interaction for lunar base life support and power system[C]. International Conference on Environmental Systems, SAE PAPER 932115, United States, 1993.
- [22] Oyama N, Tatsuma T, Sato T. Dimercaptan-polyaniline composite electrodes for lithium batteries with high energy density[J]. Nature, 1995, 373: 598-600.
- [23] Rinehart G H. Design characteristics and fabrication of radioisotope heat sources for space missions[J]. Progress in Nuclear Energy, 2001, 39(3/4): 305-319.
- [24] 邹宇, 黄宁康. 伏特效应放射性同位素电池的原理和进展[J]. 核技术, 2006, 29(6): 432-437.  
Zou Yu, Huang Ningkan. Basic principles and developments of the radioisotope powered voltaic batteries[J]. Nuclear Techniques, 2006, 29(6): 432-437. (in Chinese)
- [25] Charles R, Mc Clinton. High speed/hypersonic aircraft propulsion technology development[J]. NATO Science and Technology Organization, 2007, 421(9): 1-32.
- [26] Escher W J. A study of composite propulsion systems for advanced launch vehicle applications[R]. The Marquardt Company Report 25. Final Report, NASA Contract NAS7-337, 1966.
- [27] Tsrhovrebov M M, Solonin V I, Palkin V A, et al. Turbo-ranjet propulsion for hypersonic booster-aircraft of TSTO aerospace system[R]. AIAA-96-4499, 1996.
- [28] 耿苗, 薛永广. 日本 TBCC 发动机的发展[J]. 飞航导弹, 2013(9): 73-80.  
Geng Miao, Xue Yongguang. Development of TBCC engine in Japan[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013(9): 73-80. (in Chinese)
- [29] Kurt J Kloesel, Nalin A Ratnayake, Casie M Clark, et al. A technology pathway for airbreathing, combined-cycle, horizontal space launch through SR-71 based trajectory modeling[R]. AIAA-2011-2229, 2011.
- [30] Steelant J. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT project [R]. AIAA-2008-2578, 2008.

### 作者简介:

王伟(1984—),女,硕士,工程师。主要研究方向:空天动力总体预研设计。

董爱群(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:空天动力总体预研设计。

李丹(1977—),男,硕士,研究员。主要研究方向:空天动力总体预研设计。

(编辑:马文静)