



马赫数3一级涡轮发动机设计特点及关键技术浅析*

Study on Design Characteristics and Key Technologies of Mach3 Turbine Engine

芮长胜 张彦军 邱明星 董文光 王艳丽 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

摘要: 在介绍国外高马赫数涡轮发动机预先研究发展基础上, 浅述马赫数3一级涡轮发动机的总体设计特点, 重点对马赫数3发动机飞行时面临的高温热负荷、特种燃/滑油、飞/发一体化等关键技术进行分析, 供后续马赫数3一级及更高马赫数涡轮发动机研究时参考。

关键词: 涡轮发动机; 设计特点; 关键技术; 马赫数

Keywords: turbine engine; design characteristics; key technologies; mach number

0 引言

随着未来军事需求的发展, 满足高马赫数飞行的高空高速涡轮发动机正在成为未来航空发动机发展的重要方向。美国、法国、俄罗斯、日本等国都在加紧开展高空高速飞行器动力的预先研究工作, 其中一些项目^[1-3]已开始前期的飞行验证, 且取得了显著

进展。在国内, 随着近年来空天动力研究的升温, 也在逐步开展涡轮冲压组合循环发动机的概念研究和初步方案可行性研究工作^[4-7]。马赫数3一级涡轮发动机是未来高马赫数涡轮发动机的技术发展基础, 因为它可以作为满足水平起降、重复使用的临界空间飞行器及高空高速无人侦察/作战飞机

的动力, 实现马赫数由2到3的跨越, 更可为后续开展更高马赫数的涡轮基组合循环发动机奠定良好的技术基础。本文主要介绍国外马赫数3一级涡轮发动机的研究状况, 并对其设计特点进行初步分析, 论述马赫数3一级涡轮发动机的总体关键技术, 供后续技术研究参考。

决策, 才能在激烈的竞争中立于不败之地。

AST

参考文献

- [1] 赵卫东, 苏健敏, 戴伟辉. 柔性流程建模研究 [J]. 管理工程学报, 2003(3): 43-46.
- [2] 潘景铭, 唐小我, 倪得兵. 供应链生产柔性有效边界研究[J]. 管理工程学报, 2005(2): 130-132.
- [3] 程鹏, 毕新华. 跨组织流程柔性的运动轨迹研究[J]. 现代管理科学, 2006(3): 20-22.
- [4] 陈荣秋, 刘曙光. 柔性的比较

性定义和性质[J]. 华中理工大学学报, 2000(1): 61-64.

[5] 刘曙光, 陈荣秋. 提高企业组织柔性的研究[M]. 北京: 社会科学文献出版社, 2005.

[6] 赵爽, 负周会, 郑堂介, 付彬. 基于厂所协同的航空产品研发—制造集成平台架构研究 [J]. 教练机, 2012(1): 25-29.

[7] 鲁玉峰, 唐婷婷, 王槽媛, 鲁尧. 基于BOM航空发动机产品质量追溯管理信息化方法的研究[J]. 中国制造业信息化, 2011(23): 48-51.

[8] 雷云莲, 张世林, 王德辉.

GB/T 10610-2009在航空产品测量中的应用 [J]. 航空标准化与质量, 2011(6): 85-89.

[9] 但莹荧, 胡晓义. 航空产品RMT数据管理系统框架设计研究 [J]. 航空科学技术, 2011(6): 78-89.

[10] 王娟茹, 杨瑾. 航空复杂产品研发团队知识集成关键影响因素研究 [J]. 科研管理, 2012(3): 112-116.

作者简介

孙兆刚, 副教授, 主要研究方向为科技创新与知识管理。



1 国外高速涡轮发动机研究状况

国外实际投入使用的马赫数3—级涡轮发动机主要有20世纪60年代的美国J-58发动机(配装SR-71黑鸟战略侦察机)和前苏联RD-31发动机(配装米格-25系列高空高速侦察机),这两款发动机都是单转子加力涡喷发动机。在当时的技术条件下,它们都采取了特殊的高速增推技术措施:J-58发动机采用旁路放气系统,即当马赫数大于2.2时,压气机第4级后旁路放气活门打开,将进口20%气流通过六根粗管直接引入加力燃烧室,发动机进入类似冲压工作模式;RD-31发动机则在发动机进口前增加喷射甲醛/水混合液装置,主要降低发动机进口气流温度,达到增大推力的目的。

进入20世纪90年代,随着技术的发展进步,国外发达国家加紧开展了高速涡轮发动机的预研工作,美国的RTA革新涡轮加速器和日本的HYPR-90-C发动机等项目都制定了详细的研发计划,并开展了技术方案论证及关键技术验证工作^[8]。2011年,美国空军提出:要求高超声速作战飞机实现马赫数4以上巡航、水平起降、可重复使用、寿命长,并制定涡轮基组合循环发动机的高超声速作战飞行器研发规划,计划2015年突破涡轮基组合循环动力集成技术(技术成熟度达到5级),2019年突破鲁棒超燃冲压发动机技术(技术成熟度达到5级),2021年开始试飞验证,2025年前后形成装备。

美国艾利逊公司新研发了YJ-102R涡喷组合循环发动机,其设计马赫数为0~4+;GE公司开展的RTA革新涡轮加速器研究^[9-10](GE公司内部

命名GE57发动机),其设计马赫数0~4+;GE57 RTA发动机全面考虑降低费用和技术风险,充分继承YF120和RJ43-MA-3发动机的技术(见图1),只是全新设计单级风扇,加力燃烧室在F110和J-58发动机加力燃烧室基础上改进设计,收敛喷管在F110发动机喷管基础上改进设计,并兼顾提高温度适用性、相对J-58发动机提高耐久性 & 维护性;目前GE57 RTA发动机已完成了风扇部件试验、进气畸变模拟试验、燃烧室部件试验,并正在开展模拟进气道与发动机联合试验,预先开展了发动机模态转换、进气道工作稳定性及发动机部件设计等关键技术研究。

另外,美国威廉姆斯公司也在原马赫数0.9状态使用发动机基础上改进设计了马赫数0~3+的WJ38-15涡扇冲压组合发动机(图2),并已完成了核心机试验和整机高温持久试验,正在开展进气道模态转换风洞试验TBCC集成验证工作。

国外综合目前开展的研究工作及技术难度,评估后认为要实现马赫数4以上的飞行,涡扇冲压组合发动机成为最佳选择,其主要是因为涡扇冲压组合发动机在马赫数4以上具有相对较高的推重比^[5],并且在马赫数0~4+宽广飞行范围内,采用变循环技术能更好发挥发动机的最好性能和效率。

2 发动机设计特点浅析

2.1 设计循环参数选取

随着飞行马赫数的增加,发动机压气机最佳增压比不断减小。理论计算在高度为20km、马赫数为3的状

态下,进气道理论冲压比达到37,进气压缩主要靠进气道的冲压实现,发动机本身产生压比相对较小。目前现役航空涡轮发动机主要是满足马赫数2左右的使用需求,其设计压比均较高,而马赫数3涡轮发动机设计压比并不要求很高。例如,J-58发动机压比为8.8,RD-31发动机压比为6~7。另外,从涡轮发动机热力循环角度分析,马赫数为3时发动机进口总温达到328℃左右,要实现循环过程的加热,需充分提高涡轮前温度;如采用涡扇发动机,还需选用小涵道比,且尽可能提高发动机的单位推力。

2.2 高温热负荷设计

当飞机速度提高到马赫数为3时,首先会遇到“热障”难题,即飞机在高速飞行时,由于气动加热而引起的材料和结构上的困难。理论计算高度为20km、马赫数为2.5时,进口总温213℃,马赫数为3时进口总温为328℃,马赫数为3.2时进口总温为379℃。据J-58发动机资料显示,其按马赫数为3.2以上设计,进口选用材料的耐温能力达到了800F(相当于426.6℃)。同时,飞机供给发动机的燃油、滑油温度也会明显增加。因此,马赫数3—级涡轮发动机的材料、结构、各部件及各系统都要考虑耐高温热负荷设计,且应当考虑飞机加速及长时间巡航等需求。

2.3 进气道/发动机/排气系统一体化设计

据J-58发动机资料介绍^[11],其在马赫数为3.2时,进气道、发动机和排气喷管共同产生安装推力,其各占总安装推力的比例为54%、17.6%、28.4%,可见高马赫数状态下发动机的主要作用是保持流量连续,维持整个推进系统的稳定工作。理论计算,进气道在马赫数3.0时,空气滞止压比

* 基金项目:航空科学基金(2012ZB06002)项目资助。

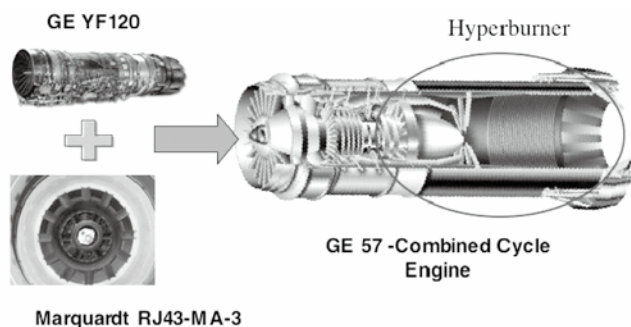


图1 GE57发动机

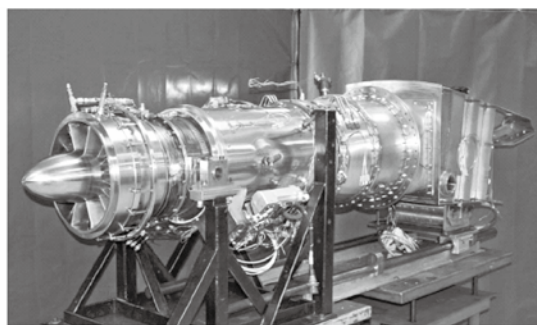


图2 WJ38-15发动机

为37, 马赫数3.2时滞止压比为49.9, 进气道对空气的压缩显著, 同时进气道与飞行器前机体必须考虑一体化设计。另外马赫数3高空时发动机排气压力也较大, 导致喷管的落压比也随之增加, 可达到26~32, 甚至更高; 此时喷口气流是在极度欠膨胀情况下工作, 推力损失很大, 因此发动机喷管必须与飞机后体开展一体化设计, 如采用引射喷管, 以充分“回收”排气系统产生的这部分推力。

2.4 充分继承原有成熟技术经验

国外早期投入马赫数3使用的J-58和RD-31发动机都采用了特殊的增推措施, 而目前开展的GE57和WJ38-15等高速涡轮发动机研究, 大量继承了J-58、YF120和F110等发动机的成熟技术, 其国外研制思路值得借鉴。尽管国内现役航空涡轮发动机无法直接在马赫数3状态使用, 但也积累了大量第二代、第三代发动机的研制经验和技術基础, 国内高速涡轮发动机研制应尽可能地充分继承这些经验和技術; 同时随着国内预研工作的深入, 未来变循环、射流预冷等技术发展也会为国内马赫数3以上涡轮发动机发展提供更好的技术手段。

3 关键技术分析

3.1 耐高温热负荷技术

如前所述, 理论计算高度为20km、马赫数为3时发动机进口总温为328℃, 且发动机进口总温增加后, 风扇及压气机的出口截面温度也相应增加, 所以满足飞行器在马赫数3巡航飞行的发动机必须承受较高的温度热负荷, 且需考虑实际飞行中非标准大气及飞行速度增大的可能性。发动机设计时, 各部件材料应选用满足环境温度的合适材料, 各系统采用耐高温密封材料和绝缘材料, 改进和优化发动机空气系统和冷却系统, 并采用特种吸热燃油作为热沉, 冷却发动机, 同时应不断与飞机开展全包线范围内的飞/发综合“热管理”设计, 以提高发动机的耐高温能力。

3.2 特种燃油/滑油技术

高马赫数飞行时燃油不仅是能源, 且用于发动机液压系统, 作为热沉冷却发动机和飞机机体及附件, 因此要求燃油具有高的热安定性和吸热性。常规航空煤油JP8的热安定性最高温度为160℃左右, 在较高工作温度下自身会发生热分解、降解或沉积等一系列化学变化, 生成不溶性沉积物。美国J-58发动机用的JP7燃油热安定性最高温度为290℃, 并且目前已研究出JP7燃油的替代品。另外高空大马赫数飞行时, 润滑环境温度较高, 对润滑油的要求也非常高, 需要有耐300℃左右高温的润滑油; 美国J-58发动机使用的滑油是硅

酮基油脂, 常温基本为固态, 注点为4℃, 加注时需加热, 并添加三氯乙烯稀释滑油, 工作后靠温度的升高蒸发掉添加物。为此需对照MIL-L-87100润滑油标准指标, 提前开展马赫数3一级涡轮发动机使用润滑油的研究, 尽快开展类似J-58属性的耐高温润滑油的研究及适应性试验验证, 并提高其维护性和使用性能。

3.3 整机气动稳定性技术

要实现对气体的充分压缩, 马赫数3状态飞行时飞机进气道应采用混压式进气道。马赫数3一级涡轮发动机在高空大马赫数状态下转子换算转速较低, 中空小表速状态转子换算转速较高, 发动机在飞机全包线范围内工作转速范围更宽; 如采用涡扇发动机, 其涵道比在飞行包线内变化范围更宽, 对发动机整机气动稳定性提出了更高要求。为提高发动机气动稳定性, 风扇和压气机可采用几何角度调整, 扩大中、低换算转速下的风扇稳定裕度, 或压气机可以增加级间放气调节系统。随着技术发展, 可逐步采用变循环或发动机主动扩稳等技术, 同时应与飞机联合开展进气道与发动机的匹配优化设计。

3.4 耐高温高精度测控技术

高温、大载荷、长时间工作使得发动机及其附件所处环境的温度也很



高, 发动机状态调整、几何调整、供油系统等对调节器环境适应性和调整精度的要求也较高。主机控制系统需采用全权限双余度控制系统, 还应考虑燃油进口温度提高后对燃油系统的影响, 同时对控制附件的密封材料、壳体材料、接口连接方式等细节采用耐高温设计。同时测试系统应采用耐高温、可靠性好的测温及测压传感器, 测试及控制构件需增加耐高温防护层, 电子控制器采用燃油冷却(或氮气冷却), 并优化、合理布置测试设备结构位置, 并提前开展控制及测试系统的先期系统级验证。

3.5 整机/部件试验技术

相对现役马赫数2一级发动机的整机及部件试验, 马赫数3一级涡轮发动机更强调高温热负荷及工作状态参数范围变化较大, 风扇、压气机、主燃烧室、涡轮等部件试验及控制系统、传动系统、密封系统等系统试验都需开展高温环境试验; 加力燃烧室进口参数变化大, 进气温度负荷高, 需深入开展燃烧、冷却、变工况等方面的精细研究及验证; 还要解决试车台架的进气加温能力, 现役马赫数2一级涡轮发动机具备200℃内的加温能力, 要达到马赫数3状态328℃温度, 需重新调试加温设备并开展加温加压系统改造; 另外满足马赫数3一级涡轮发动机试验的高空台设备也需改造, 提高加温及抽吸设备的能力, 以达到其要求试验流量和压力等要求。

3.6 飞机/发动机一体化技术

马赫数3时进气道既要实现与发动机流量的匹配, 又要尽可能地减小压力损失。J-58发动机配装的SR71飞机采用轴对称混压式进气道, 并采用变几何结构, 在马赫数1.6以后通过进气锥的前后移动和复杂的进排气门调

节气流, 保证进气道与发动机的流量匹配性; 马赫数3一级涡轮发动机进口流场应尽可能均匀, 避免产生较大的进气畸变, 需提前开展进气道与发动机的联合模拟计算, 进行混压式进气道的吹风试验, 优化进/发流量匹配特性。马赫数3一级飞行时发动机排气压力增加, 导致喷管的落压比(排气流在喷口截面的压力与环境压力之比)也随之增加, 喷口气流此时极度欠膨胀, 采用引射喷管等技术可使主气流在离开发动机后, 与二股气流及飞机后体形成的扩散段中继续膨胀, 增加排气速度, 安装推力加大; J-58发动机在马赫数3以上飞行时, 尾喷管产生的推力占总安装推力的28.4%, 可见引射喷管带来的推力收益明显。马赫数3一级涡轮发动机必须开展飞机/发动机的一体化设计。

4 结束语

高空高速动力是未来航空发动机的重要发展方向, 马赫数3一级涡轮发动机是未来高马赫数涡轮发动机及涡轮基组合循环(TBCC)动力的重要技术基础; 本文在掌握和跟踪国外高马赫数涡轮发动机发展的基础上, 浅述了马赫数3一级涡轮发动机的总体设计特点, 对其总体关键技术进行了重点论述和分析, 后续马赫数3一级涡轮发动机的设计及发展需基于现有航空发动机研制基础和条件, 充分借鉴和继承在研、现役发动机的成熟技术和研制经验, 提前开展关键技术储备及攻关验证, 为发动机走向工程研制打下良好技术基础。

AST

参考文献

[1] Bradley M, Bowcutt K, James M C. Revolutionary turbine accelerator

(RTA) two-stage-to-orbit (TSTO) vehicle study[R]. AIAA 2002-3902.

[2] Paul A. B, Nancy B. M. High speed turbines: development of a turbine accelerator (RTA) for space access[R]. AIAA 2003-6943.

[3] Douglas G S. Development of a ground based mach 4+ revolutionary turbine accelerator technology demonstrator (RTATD) for access to space[R]. ISABE 2003-1125.

[4] 李刚团, 李继保, 周人治. 涡轮-冲压组合发动机技术发展浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006(5).

[5] 商旭升, 蔡元虎, 肖洪. 预冷却吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机发展简介[J]. 兵工学报, 2006(5).

[6] 王冬, 陈维, 邵锦文, 胡运聪. 涡轮冲压组合推进技术发展及其临近空间应用[J]. 推进技术, 2008(8).

[7] 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展[J]. 推进技术, 2010(12).

[8] Lynn E S, Escher W. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration[R]. AIAA 2004-3649.

[9] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator[R]. AIAA 2005-3250.

[10] Lee J, Winslow R, Buehrle R J. The GE-NASA RTA hyperburner design and development[R]. NASA/TM-2005-213803.

[11] 方昌德. 世界航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.

作者简介

芮长胜, 高级工程师, 主要从事航空发动机总体性能设计及空天动力研究。