

宽域涡轮发动机技术发展

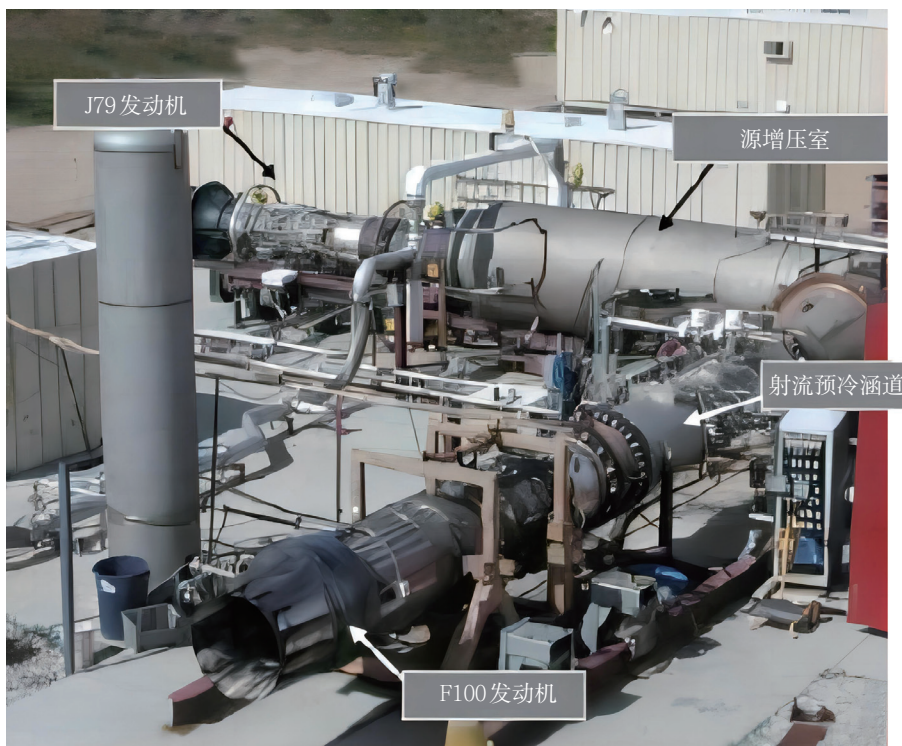
Technology Development of Wide-Range Gas Turbine Engine

■ 钟世林 康玉东 李茜 / 中国航发涡轮院

涡轮基组合循环 (TBCC) 发动机是水平起降高超声速飞机理想的动力装置, 发展宽域涡轮发动机对 TBCC 发动机研制极其重要。目前, 国外已经开展了射流预冷、强预冷宽域涡轮发动机, 以及变循环涡扇、单轴涡喷宽域涡轮发动机技术研究, 通过分析宽域涡轮发动机的技术发展, 可为发动机技术路线选择提供更多的参考。

水 平起降高超声速飞机具有常规机场水平起降、临近空间高超声速巡航、可随时终止和召回、重复使用等特征, 具有响应速度快、突防能力强、作战航程远等特点, 将对未来战争形态产生深远影响。高超声速飞机可以采用以涡轮发动机、火箭发动机和冲压发动机等为基础的各种形式的组合发动机, 综合高超声速飞机动力全速域范围内高比冲、使用碳氢燃料、可重复使用等要求, 将涡轮发动机和冲压发动机进行有机组合的 TBCC 发动机是其理想的动力装置。实现涡轮模态和冲压模态的平稳转换是 TBCC 发动机研制的关键。就目前技术水平而言, 双模态超燃冲压发动机难以在马赫数 (Ma) 3.5 以下高效稳定工作, 因此研制 Ma 3.5 宽域涡轮发动机尤为重要。

相对于传统涡轮发动机, Ma 3.5 宽域涡轮发动机由于工作速域、空域的拓展, 需在宽的换算转速、换算流量范围下工作, 面临部件间高效匹配及气动热力设计的挑战; 同时, 在高马赫数工作阶段, 面临进气温度高、环境温度高的挑战。目前, 解决宽域涡轮发动机技术挑战的途径主要有进气预冷以及改变循环模式。



美国 RASCAL 计划开展的射流预冷试验

对于进气预冷, 通过在发动机前加装预冷装置, 降低涡轮发动机来流温度, 实现工作包线扩展, 开展了射流预冷、开式循环强预冷发动机的研究; 对于改变循环模式, 通过发动机总增压比、涵道比的大范围调节, 拓展发动机的工作范围, 开展了变循环单轴涡喷、变循环双轴涡扇宽域涡轮发动机的研究。

进气预冷宽域涡轮发动机技术发展

实现进气预冷主要有两种途径: 一是射流预冷, 即在发动机进口喷入水、甲醇等冷却介质吸热降温; 二是强预冷, 即采用预冷器通过冷却介质的热沉来冷却高温来流。

射流预冷涡轮发动机技术

在冷战时期, 射流预冷涡轮发

动机已经形成了批量生产的武器装备，典型的例子是R-15B-300发动机，通过在发动机前喷入水和甲醇的1:1混合溶液，最大工作速度可达到 $Ma2.8$ ，并具备短时间 $Ma3$ 的工作能力。

美国于2002年启动快速响应小载荷低成本运载(RASCAL)计划，在F100发动机前喷入水和液氧，开展了在高度为10.7km、速度为 $Ma1.63$ 下的射流预冷试验，实现中间状态推力增加34%，加力状态推力增加11%。2016年，美国国防预先研究计划局(DARPA)启动先进全状态发动机(AFRE)项目，旨在通过TBCC模态转换试验，明确TBCC发动机推进系统的可行性，为了短期内以较低成本实现项目目标，在涡轮基方面，采用射流预冷拓展F405-RR-402发动机工作速度至 $Ma3$ ，实现与冲压发动机模态转换。2019年，美国赫尔墨斯(Hermeus)公司提出了 $Ma5$ 级串联TBCC方案，在验证机阶段，采用射流预冷扩展J85发动机工作速度至 $Ma3.3$ ，完成与 $Ma2.8\sim 5$ 的冲压发动机接力；2022年11月，验证机实现了射流预冷涡轮发动机到冲压发动机的模态转换，验证机将作为“夸特马”(Quarterhorse)高超声速飞机的动力。

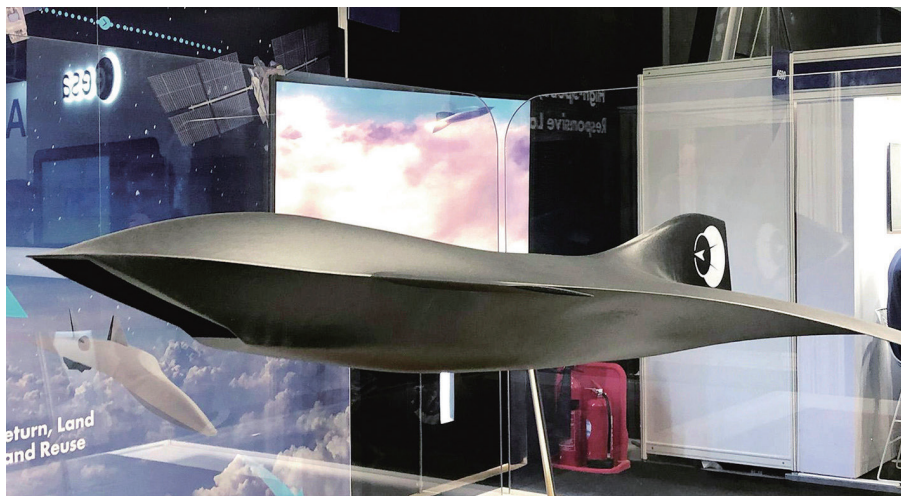
强预冷涡轮发动机技术

在强预冷器研究方面，英国反应发动机公司(REL)开展了大量研究，2012—2019年，完成了常温空气条件下预冷器和Viper发动机联合试验、 $Ma3.3$ 及 $Ma5$ 的进气条件试验，实现了 $Ma5$ 来流条件下50ms内将约1270K高温来流冷却至370K，取得了重要的技术突破。2022年7月，REL在前期预冷器测试成功的基础上增加

进口空气流量进行新的测试，使通过预冷器的总能量传递增加3倍。

在强预冷器与涡轮发动机集成应用方面，2018年波音公司公布了 $Ma5$ 民机方案，其动力装置是串联TBCC发动机。在涡轮基方面，引入REL强预冷技术扩展现货涡轮发动机工作速度至 $Ma3$ 。自2018年起，罗罗公司和REL开始联合开展利用预冷器来扩展涡轮发动机速度上限的研究。2019年，BAE系统公司、罗罗公司和REL以EJ200涡扇发动机为试验平台，研究在不对涡轮发动机进行大改的前提下，采用预冷器扩展涡轮包线的效果。2022年7月，英国皇家空军快速能力办公室、国防部国防科学与技术实验室、罗罗公司和REL在范堡罗航展上联合展出了“5号方案”(Concept V)军用 $Ma5$ 飞机模型及其概念方案，该方案动力装置将REL的先进预冷器技术与罗罗公司的涡轮发动机技术进行了综合集成，目前正在开展动力装置试验样机的冷态流通试验。

变循环宽域涡轮发动机



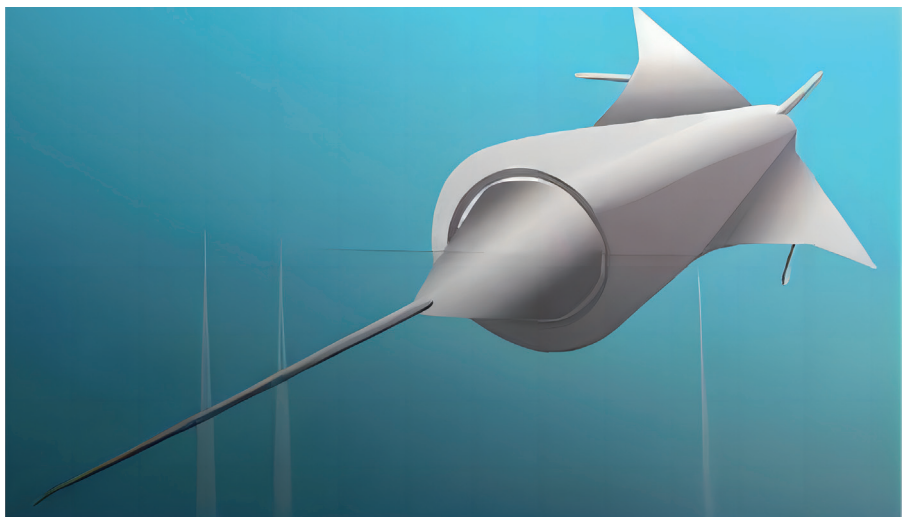
“5号方案”飞机模型

技术发展

目前，已经开展的涡喷构型、涡扇构型的变循环宽域涡轮发动机研究大致有两种研制途径：一是以现有发动机或技术为基础，并针对宽域涡轮发动机特点进行适应性改进，如通过叶型设计提高风扇、压气机的流通能力，以及采用新材料和冷却结构提高耐高温能力等；二是全新研制。

变循环涡喷构型宽域涡轮发动机技术

J58发动机是美国普惠公司1956年开始研制的带压气机旁路放气系统的 $Ma3.2$ 单转子涡喷发动机，配装J58发动机的SR71“黑鸟”高空高速战略侦察机于1966年服役。J58发动机地面点总增压比为8.8、涡轮前温度为1366K。当飞行速度低于 $Ma2.2$ 时，旁路放气系统关闭，发动机工作在涡喷模式；当飞行速度在 $Ma2.2$ 以上时，旁路放气系统打开，约占压气机进口20%的空气通过6根粗管进入加力燃烧室，缓解压气机堵塞问题，改善流通能力，发动机工作在压气机辅助冲压模式。



Metacomet发动机配装飞行器概念图

YJ102R是罗罗公司自由工厂2003年开始研制的带旁路进气系统的Ma4单转子涡喷发动机，2015年9月，该发动机在地面试验中实现了以Ma2~2.5运行2h，后续逐步开展了Ma2.5~3.2的地面试验。YJ102R发动机通过在燃烧室及涡轮部件上采用层板（Lamilloy）合金、使用空/油换热器降低涡轮冷却气温度等措施，使燃烧室和涡轮部件在极高温下工作，预估YJ102R发动机地面点总增压比为12.4、涡轮前温度约2273K，具有很高的推力性能。当飞行速度低于Ma3.2时，旁路进气系统关闭，发动机工作在涡喷模式；当飞行速度在Ma3.2以上时，旁路进气系统打开，空气进入冲压燃烧室，发动机工作在进气辅助冲压模式。

Metacomet计划是普惠公司“鳄鱼工厂”（GatorWorks）2018年启动的Ma3~5的单转子涡轮发动机研制计划，2022年9月普惠公司展示了采用Metacomet发动机的飞行器概念图，该飞行器将支撑美国空军研究实验室（AFRL）的吸气式高超声速

多任务演示验证飞行器（Mayhem）计划，发展为可重复使用的高超声速试验平台。Metacomet发动机充分借鉴J58发动机的设计技术，可能的改进包括：提高涡轮排气温度23.9K，提升压气机转速150r/min；修正压气机引气和进口导流叶片角度，使加力燃烧室燃油流量增加4%；在加力进口注入有利于燃烧的N₂O氧化剂；发展多模态加力燃烧室，提升发动机工作马赫数；更换材料等。

变循环涡扇构型宽域涡轮发动机技术

HYPR90-T是日本20世纪80—90年代高超声速推进系统研究（HYPR）计划中的变循环单外涵道涡扇构型Ma3涡轮发动机，已经完成了高空台试验。为兼顾起飞和高马赫数爬升推力需求，采用了较低的总增压比和较高的节流比，地面状态总增压比为10.44、涡轮前温度为1710K。在可变几何结构方面，HYPR90-T发动机共有可调压气机静子叶片、可调低压涡轮导向器、可变面积前/后涵道引射器以及可调喷管5个变几何部件，在起飞和亚声速巡航工况，为降

低耗油率，通过关小低压涡轮导向器、增大喷管喉部面积使得发动机以大涵道比涡扇模式工作；在超声速加速工况，打开低压涡轮导向器，发动机以小涵道比涡扇模式工作，增加发动机单位推力和推进效率。

2001年，美国国家航空航天局（NASA）与GE公司联合实施革新涡轮加速器（RTA）计划，目标是开发Ma4~5的串联TBCC发动机，其Ma3+涡轮基采用了带核心机驱动风扇（CDFS）的双转子双外涵道变循环发动机构型，发动机采用了较高的总增压比和较高的节流比，地面点总增压比约为24、涡轮前温度为1700K。在可变几何结构方面，采用了模式选择阀、变几何低压涡轮、可变面积后涵道引射器等。在起飞爬升阶段，模式选择阀关闭，发动机工作在单外涵道模式，风扇处于高压比状态；当飞行速度超过Ma1.7时，模式选择阀打开，风扇处于低压比状态，发动机转换为双外涵道工作模式；当飞行速度超过Ma3后，发动机转速逐渐降低，处于风车状态。由于经费、技术原因项目于2005年中止，在2009年启动的基础航空项目（FAP）对其风扇技术进行了进一步开发。

宽域涡轮发动机发展趋势

表1和表2分别列举了典型的进气预冷宽域涡轮发动机、变循环宽域涡轮发动机的研制情况，结合表中内容及宽域涡轮发动机发展历程，对宽域涡轮发动机的发展趋势进行分析。

射流预冷技术可用于快速集成TBCC发动机

射流预冷涡轮发动机技术成熟

度高，可将现货涡轮发动机最大工作速度扩展至 $Ma2.8\sim3.5$ ，且已完成了工程应用。相比新研一型速度为 $Ma3$ 的发动机，射流预冷发动机可以节省研制经费，但采用射流预冷存在耗水量大、综合比冲低、发动机扩展速域有限等问题。

利用射流预冷技术可在短期内以较低成本研发速度为 $Ma3$ 的涡轮发动机，与冲压发动机快速集成TBCC发动机，开展技术集成验证、验证模态转换、系统集成等关键技术，以AFRE项目为代表。还可以发展基于射流预冷的TBCC发动机，配

装高超声速飞机验证机/通用试飞平台，为关键技术验证创造真实的验证环境，弥补地面模拟环境与真实飞行环境的差异带来的天地不一致的问题，降低进入工程验证的技术、成本风险；同时可以携带一定的负载，具备有限的作战能力，以“夸特马”、SR-72为代表。

强预冷技术逐渐成熟

强预冷技术具有包线扩展范围大、发动机比冲性能高等优点，与现货涡轮发动机集成，可扩展其最大工作速度至 $Ma5$ 。近10年，强预冷技术在预冷空气流量、预冷器性

能上取得了重要的技术突破，可在50 ms内将约1270K高温来流冷却至370K。

预冷器强大的降温能力可以扩展涡轮发动机的工作范围，同时具有热功转换的潜力，可以在涡轮发动机停止工作后，为TBCC发动机提供供电功率，因此强预冷技术应用前景广阔。预冷器技术的突破，使其与涡轮发动机集成的应用前景逐渐明朗，波音公司的 $Ma5$ 民机、英国的Concept V飞机均选用强预冷技术扩展现货涡轮发动机工作包线。强预冷发动机虽然有工作至 $Ma5$ 的潜

表1 典型的进气预冷宽域涡轮发动机研制情况

| 发动机 | 射流预冷发动机 | | | | | 强预冷发动机 | | |
|------|--------------|--------------------------|------------|-----------|-----------|----------------|-------------|-------------|
| | R-15B-300 | 射流预冷 F100 | 射流预冷 F405 | 射流预冷 J85 | 射流预冷 F100 | 预冷器 | 强预冷发动机 | 强预冷发动机 |
| 最大速度 | $Ma2.8\sim3$ | $Ma3.5$ (实际验证 $Ma1.63$) | $Ma3$ | $Ma3.3$ | $Ma3$ | $Ma5$ | $Ma3$ | $Ma3$ |
| 研制年代 | 20世纪60年代末 | 2002—2005年 | 2016—2021年 | 2019年至今 | 2013年 | 2012年至今 | 2018年至今 | 2018年至今 |
| 类型 | 发动机 | 发动机 | 并联TBCC涡轮基 | 串联TBCC涡轮基 | 并联TBCC涡轮基 | 预冷器 | 串联TBCC涡轮基 | 串联TBCC涡轮基 |
| 应用对象 | 米格-25 | RASCAL | AFRE | “夸特马” | SR-72 | “佩刀”(SABRE)发动机 | 波音 $Ma5$ 民机 | Concept V飞机 |
| 应用背景 | 装备 | 射流预冷技术验证 | 模态转换技术集成验证 | 发展验证机 | 发展验证机 | 发展装备 | 发展装备 | 发展装备 |

表2 典型的变循环宽域涡轮发动机研制情况

| 发动机 | 变循环涡喷构型 | | | 变循环涡扇构型 | |
|-------|------------|---------------------------|--------------|-------------------|------------|
| | J58 | YJ102R | Metacomet | HYPER90-T | RTA |
| 最大速度 | $Ma3.2$ | $Ma4$ ($Ma3.2$ 后是进气辅助冲压) | $Ma3+$ | $Ma3$ | $Ma3\sim4$ |
| 研制年代 | 1956—1965年 | 2003—2015年 | 2018年至今 | 1989—1999年 | 2001—2009年 |
| 类型 | 发动机 | 发动机 | 发动机 | 串联TBCC涡轮基 | 串联TBCC涡轮基 |
| 应用对象 | SR-71 | RATTLRS、HTV-3 | Mayhem通用飞行平台 | HYPER90-C | RTA |
| 总增压比 | 8.8 | 12.4 | > 8.8 | 10.44 | 24 |
| 涡轮前温度 | 1366K | 2270K | > 1366K | 1710K | 1700K |
| 状态 | 装备SR-71飞机 | 完成了 $Ma3.2$ 的地面试验 | 研制中 | 完成了 $Ma2.5$ 高空台测试 | 2005年项目中止 |

力，但考虑到要充分发挥降温能力，携带较多额外的工质，且强预冷系统复杂，目前已有方案中强预冷涡轮发动机的最大工作速度为 Ma_3 ，与冲压发动机进行组合，可发展速度为 Ma_5 的串联TBCC发动机。

变循环涡喷构型成为变循环宽域涡轮发动机主流研制路线

变循环涡扇宽域涡轮发动机采用模式选择阀、变几何低压涡轮、可变面积后涵道引射器等变几何结构，可实现总增压比、涵道比的较大范围调节，从而实现最大速度在 $Ma_3\sim 4$ 工作，目前有单外涵道变循环、双外涵道变循环两种构型。采用可调旁路放气系统的变循环单轴涡喷发动机也可以工作至 $Ma_{3.2\sim 4}$ 。表3对变循环涡扇、涡喷构型宽域涡轮发动机涵道比变化范围、可变几何部件进行了统计，二者均需要采用可调压气机静子叶片、可调喷管等可调部件，相比较而言，为适应变循环涡扇发动机宽广的涵道比、总增压比调节范围，涡扇构型要增加模式选择阀、可调风扇出口导向器等5个变几何部件。

对于双外涵道变循环构型，一方面，特殊的单级前风扇既要在低

马赫数飞行条件下提供高的增压比，满足发动机涡扇模态性能需求，又必须在高马赫数飞行条件下保持高的流通能力，满足发动机空气流量需求，设计难度大；另一方面，可调低压涡轮导向器、可变面积后涵道引射器工作在高温环境下，在高精度可靠调节上存在巨大的挑战，在当前的技术水平下，以上设计难题短期内难以有效解决。HYPR90-T发动机是单外涵道变循环发动机，减小了风扇压比和涵道比的调节范围，并采用较低的总增压比，降低了设计难度，但由于总增压比与涡喷构型差别不大，因此与涡喷构型的性能差异也不大，且仍然存在可调低压涡轮导向器、可变面积后涵道引射器的可调节机构在高温环境下可靠工作的难点。因此，RTA计划中止后，暂时还没有开展 Ma_3 以上试验或飞行的变循环双外涵道涡扇发动机的报道。

涡喷构型采用可调旁路放气系统的开、关实现涵道比的变化，采用该构型的J58发动机实现了服役，显示了构型的工程适用性。目前，依赖耐高温材料、层板/发汗冷却、耐高温燃/滑油、综合热管理技术的

进步，发动机的耐温能力进一步提升，实现了涡喷构型总增压比、涡轮前温度等参数的提升，接近甚至超过了涡扇发动机相应参数，可实现宽工作范围、高单位推力、高流通能力的兼顾，涡喷构型结构简单、调节机构少的优势进一步得到认可，已逐渐成为主流研制路线。

结束语

TBCC发动机是水平起降高超声速飞机理想的动力装置，实现涡轮模态、冲压模态的平稳转换是TBCC发动机研制必须解决的问题，就目前超燃冲压技术水平而言，必须研制宽域涡轮发动机。从进气预冷、变循环两类宽域涡轮发动机技术发展历程看，射流预冷涡轮发动机技术成熟度高、实施成本低，但综合效能不高，未来更多的应用场景是支撑快速集成TBCC发动机，开展关键技术集成验证，或发展满足作战急需的装备。强预冷涡轮发动机具备工作到 Ma_5 的能力，考虑工质携带量、系统复杂性等情况，将强预冷涡轮发动机的最大工作速度设计为 Ma_3 ，与冲压发动机进行组合，发展速度为 Ma_5 的串联TBCC发动机较为合适。变循环双外涵道涡扇构型宽域涡轮发动机性能比单外涵道、涡喷构型好，但受限于可变几何部件设计难度大，短期内难以解决；相较而言，变循环涡喷构型宽域涡轮发动机结构简单、调节结构少，实现了装备服役，随着材料、冷却、热管理技术的发展，其优势进一步显现，成为变循环宽域涡轮发动机主流研制路线。

航空动力

(钟世林，中国航发涡轮院专职总师，研究员，主要从事TBCC发动机总体设计研究)

表3 变循环涡扇、涡喷宽域涡轮发动机对比

| 发动机 | 涡扇构型 | | 涡喷构型 | |
|------------|--|---------|---|--|
| | HYPR90-T | RTA | J58 | YJ102R |
| 涵道比(B)变化范围 | 0.83 ~ 0.94 | 0.7 ~ 7 | $Ma < 2.2$ 时: $B=0$ $Ma > 2.2$ 时: $B=0.2$ (将旁路引气流量折合) | $Ma < 3.2$ 时: $B=0$ $Ma > 3.2$ 时: $B=0.3 \sim 0.9$ (将旁路引气流量折合) |
| 可变几何部件 | 模式选择阀、可调风扇出口导向器、可调压气机静子叶片、变几何低压涡轮、可变面积前涵道引射器、可变面积后涵道引射器、可调喷管 | | 可调压气机静子叶片、旁路放气管、可调喷管 | |