

# 高超声速预冷发动机总体性能研究

## Study of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine Performance

董芃呈 / 中国航发研究院 唐海龙 陈敏 / 北京航空航天大学

推进技术是高超声速空天飞行器的核心关键技术。多循环耦合预冷发动机能够破解高超声速条件下的极高空气流总温所引起的技术挑战，是具有较高技术潜力的高超声速动力形式。

**在**高超声速飞行条件下，极高的空气滞止温度超出了常规发动机的材料、结构耐受及稳定工作的极限，但其中也蕴含着可观的能量。采用预先冷却技术，能够通过换热、射流等手段降低发动机进口的气流温度；采用能量管理技术，能够利用冷源及换热介质，通过合适的循环设计，有效利用包括高速来流的动能在内的多种能量，同时优化各部件热管理。

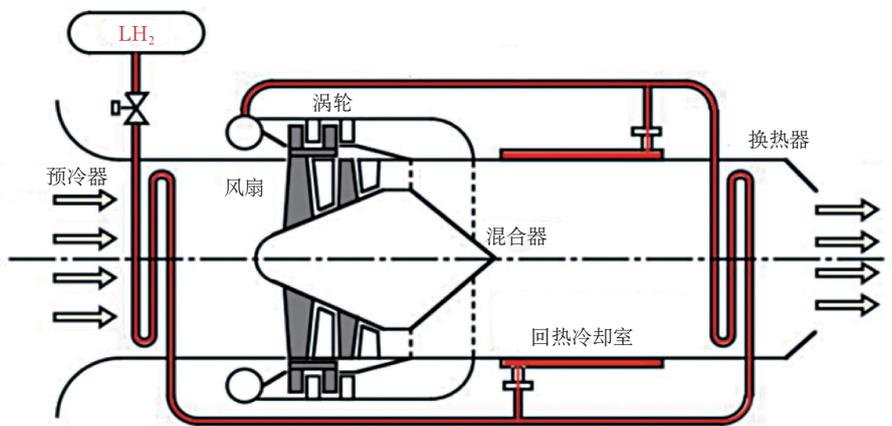


图1 ATREX-500基本工作原理示意

### 高超声速预冷发动机分类

根据实现预先冷却的方式，预冷发动机主要可以划分为射流式和预冷器式两类。射流式预冷发动机是通过在发动机进口直接喷入冷却介质的方式实现预先冷却；预冷器式预冷发动机是基于冷却介质与发动机进口空气之间的高性能换热系统实现预先冷却。预冷器式预冷发动机又可以根据循环特征，进一步分为单一循环和多循环耦合两类。

#### 射流式预冷发动机

射流式预冷发动机以美国MSE技术公司的射流式预冷-涡轮基组合循环发动机(MIPCC-TBCC)为代表，其冷却介质为水、液态空气、液氧、N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>等。试验研究表明，射流预冷可使由F100发动机改型而来的试验机，在海平面高度的推力提

升约1倍，在24700m高空的最大飞行速度达到马赫数(Ma)3.5。但射流会引起发动机进口气流总温、总压畸变及压力损失，水等冷却介质的注入可能导致含氧量的下降，进而需要在燃烧前额外添加氧化剂。

北京航空航天大学研究团队通过数值模拟方法研究指出，射流预冷能够在现有技术水平下改善TBCC模式转换状态性能，拓展TBCC涡轮模块工作范围，提升模式转换Ma，帮助实现模式转换过程中发动机推力的平稳过渡，同时可以优化这一过程中的燃油经济性。上述研究证明了预先冷却技术对拓展发动机工作范围和提升高速性能的作用；也证明了射流式预冷技术对发动机（特别是TBCC）性能改善的有效性和可行性。

#### 单一循环预冷器式发动机

在单一循环的预冷发动机中，除燃料外只有空气一种循环工质，低温燃料同时作为推进剂和冷却介质，此类发动机以膨胀循环空气涡轮冲压发动机(Air Turbo Ramjet Engine with Expander Cycle, ATREX)为代表。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)从1986年开始开展ATREX的研制，进行了包括原理设计、防冰、先进材料技术，以及换热器、氢涡轮核心部件研制等一系列工作。ATREX通过氢燃料和来流之间的换热，降低进口空气总温；利用被加热后的高温氢驱动涡轮，带动压气机对空气进行压缩；随后氢和空气混合燃烧，经喷管排出产生推力。ATREX直接用氢作为

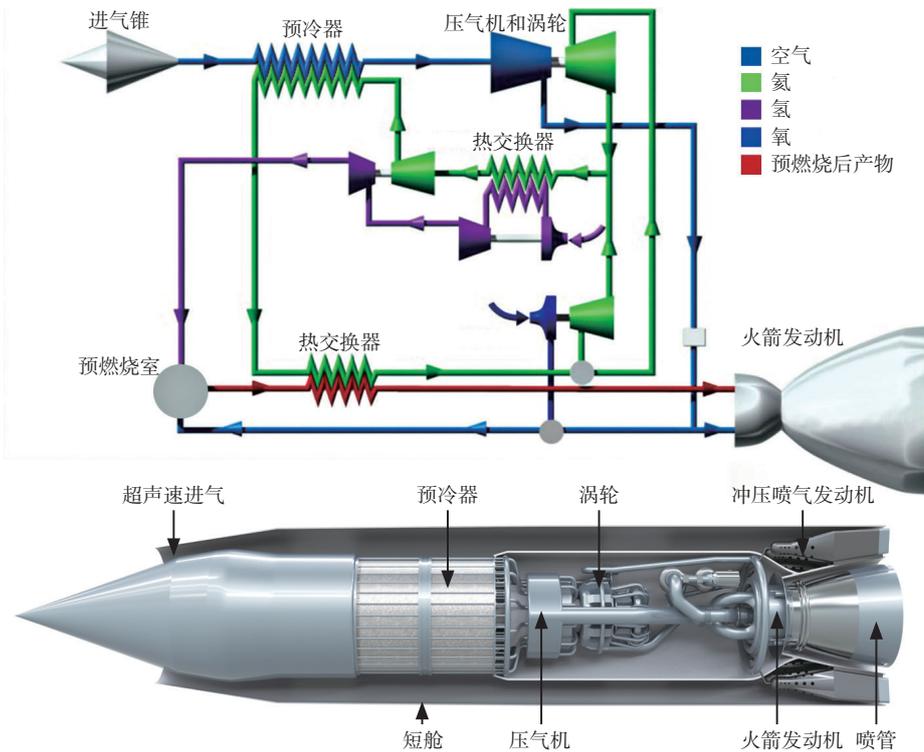


图2 “佩刀”发动机原理简图和结构示意图

工作介质驱动涡轮，在一定的高温高压条件下，可能出现材料脆裂现象，在可靠性方面存在隐患。2003年，ATREX-500进行了地面测试，在超声速风洞中测试了模式转换阀、进气道等部件的特性。2008年，ATREX缩比验证机S-Engine通过高空气球投放的方式进行了 $Ma$  2飞行试验，对变几何进气道和喷管的性能进行了验证。2016年，ATREX发动机进行了 $Ma$  4风洞试验，试验结果显示该发动机进气道、各级燃烧室及喷管的工作状态之间的复杂耦合关系。

俄罗斯深度冷却的空气涡轮（Deeply Cooled Air Turborocket, ATRDC）发动机也属于单一循环预冷发动机，面临和ATREX相似的材料脆裂的可靠性问题；仅约1/2参与换热的氢燃料被用于燃烧，造成了一定的燃料浪费。这些问题是单一循环预冷

发动机普遍面临的技术制约。

### 多循环耦合预冷发动机

在多循环耦合的预冷发动机中，除了燃料和空气以外，还额外增加了一种换热介质作为循环工质，其工作原理的显著特征为空气开式循环和换热介质闭式循环的紧密耦合。

多循环耦合预冷发动机主要以“弯刀”(Scimitar)和“佩刀”(SABRE)

发动机为代表。相较于单一循环预冷发动机，其增加了以超临界氦为工质的闭式布莱顿(Brayton)循环。在闭式循环中，预冷器(氦-空气换热器)对空气进行预先冷却，通过氦-氢换热器实现循环放热过程，再由氦涡轮驱动空气压气机和氦压缩机。“弯刀”发动机利用氦良好的热、功传递性能，安全、低腐蚀的特点和闭式循环内部洁净的优势，在安全性、可靠性方面比单一循环预冷发动机更具优势。“佩刀”发动机(如图2所示)采用类似的循环设计，主要区别在于增加了以液氧为氧化剂的火箭工作模态，以适应入轨飞行的需求。目前，相关研究主要集中在高性能换热器技术方面，其中包含大量的新概念、新设计，在工作机理、部件设计及制造、发动机控制等方面仍存在较多关键技术亟待突破。

### 多循环耦合预冷发动机总体性能

多循环耦合预冷发动机(如图3所示)是具有单涵道、双涵道两种工作模态，包含空气开式循环、超临界介质闭式循环等多个子系统的复杂动力系统。

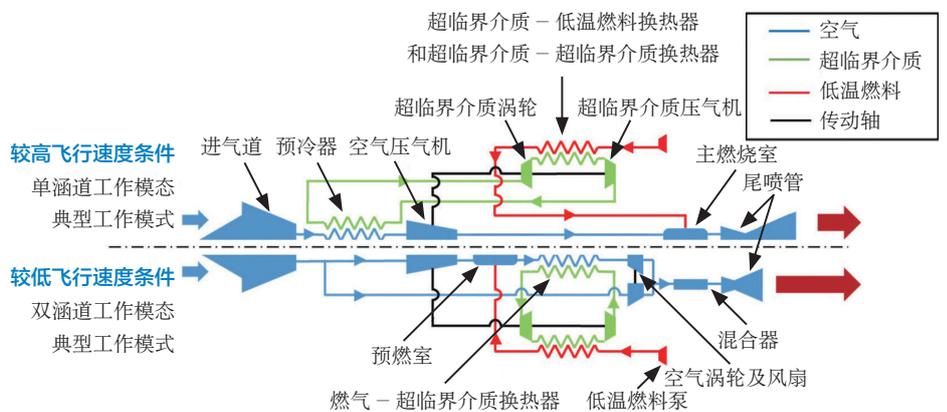


图3 多循环耦合预冷发动机基本原理及结构示意图

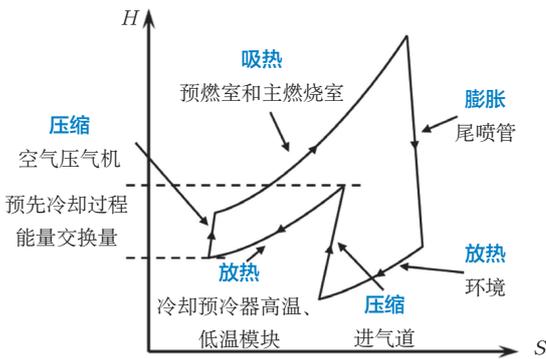


图4 高超声速状态空气开式循环基本热力循环焓—熵关系

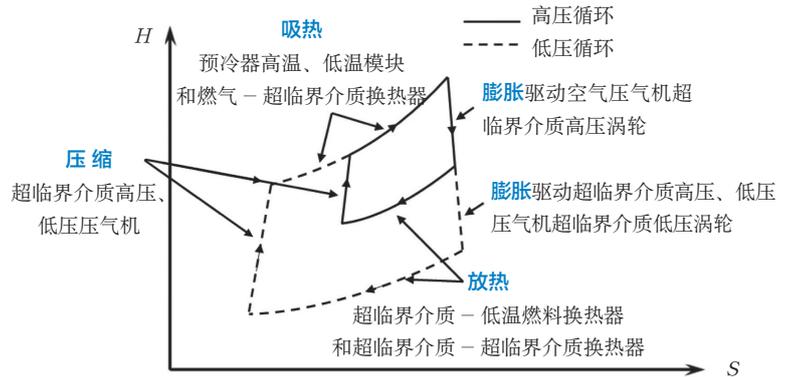


图5 超临界介质闭式循环基本热力循环焓—熵关系

在高速飞行条件下，通过预先冷却过程，空气来流总温大幅下降，总压也得以进一步增加；超临界介质闭式循环子系统利用高温气流中的能量输出功率，驱动对空气的增压；该发动机除通过预先冷却实现高速条件下的良好性能外，还通过采用双涵道模式，改善了发动机低速条件下的性能，以获得适应宽速域内的工作能力。发动机典型工作状态空气开式循环、超临界介质闭式循环焓—熵关系如图4、图5所示。

频繁、大规模的能量传递与转化，使该发动机空气开式循环、超临界介质闭式循环、低温燃料流路的工作产生了紧密而复杂的耦合关系（如图6所示）。基于这一多循环耦合复杂系统的技术特征，该发动机得以兼顾高飞行速度条件下的部件热防护和发动机各能量来源的综合利用与管理。但同时，复杂的耦合也使得各设计参数之间存在着强烈的相互影响和制约的关系，各主要设计参数的选取显著影响发动机在设计工作点的性能及相关部件的设计。因此，在设计参数选取过程中，须综合考虑性能、经济性、技术可实现性，特别是两个设计工作点（高超声速巡航工作状态和亚声速巡航工作状态）相关参数之间的相互制

约的关系。

超临界介质闭式循环子系统是这一机理的核心，而空气压气机是连结空气开式循环、超临界介质闭式循环两个子系统，以及联系发动机双设计点设计过程的核心部件，其增压能力直接左右发动机的推力、耗油率等性能参数（推力与其正相关，耗油率与其负相关），且是衡量

超临界介质闭式循环子系统功率输出能力的指标。发动机总体性能设计对空气压气机跨度较大（增压比范围为4.0 ~ 8.5 : 1）的至少两个工作点提出具体的性能需求，分别对应于高超声速巡航点和亚声速巡航点（两个工作点之间的关系及总体、部件迭代设计过程如图7所示）。预冷器是发动机预先冷却的技

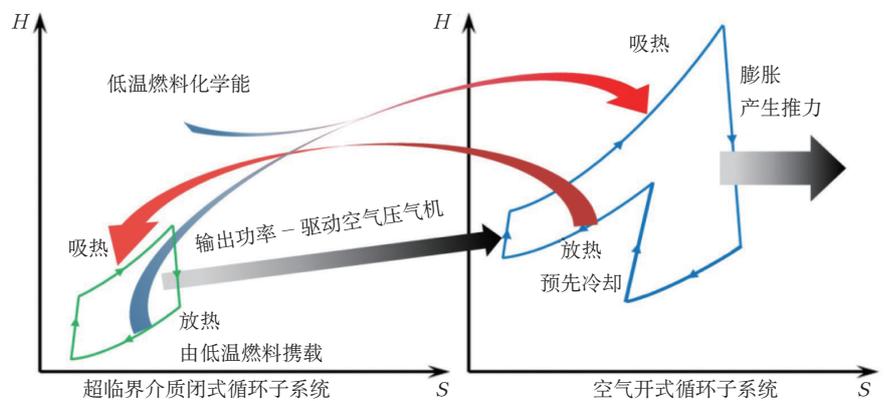


图6 多循环耦合预冷发动机能量综合管理机制焓—熵关系

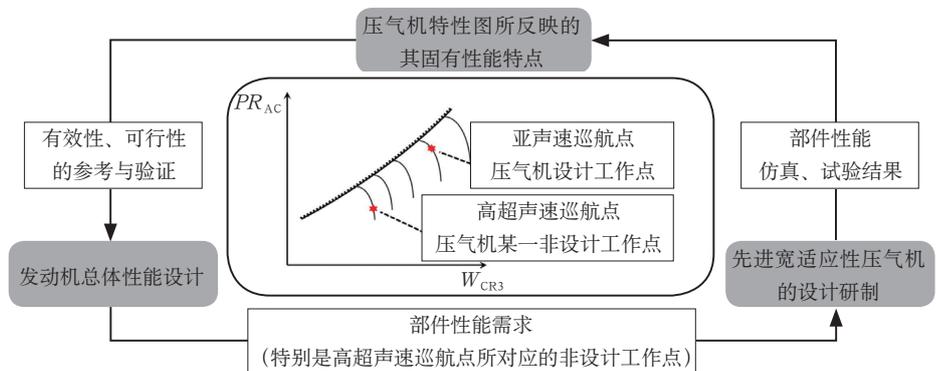


图7 工作点大跨度变化条件下的空气压气机工作特点及设计过程

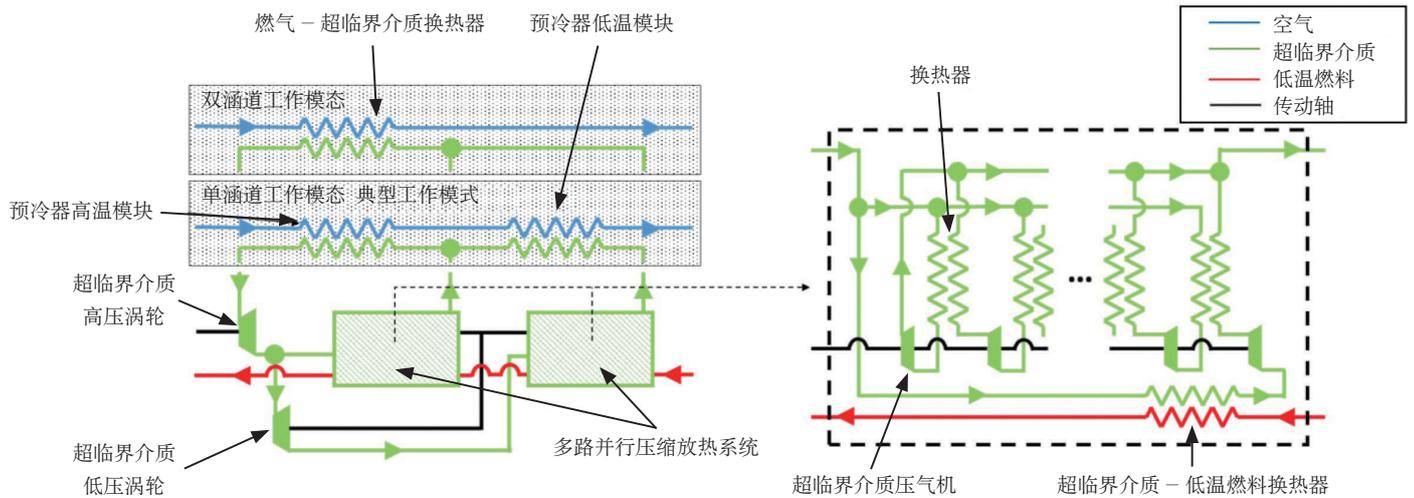


图8 用于多循环耦合预冷发动机的并行压缩放热系统基本原理及结构示意图

术特征的标志，是连接空气开式循环、超临界介质闭式循环两个子系统的核心部件。预冷器中空气的温降及其在高、低温模块中的分配，除直接影响空气的预先冷却效果及预冷器本身的设计之外，还显著影响超临界介质闭式循环的功率输出能力和燃料消耗。过大的空气温降虽然会小幅度提高推力，但同时会造成耗油率的升高，因此，对空气来流的预先冷却并不能一味求深，而应折中设计，兼顾其对空气压气机、超临界介质闭式循环子系统工作的影响。

### 多路并行压缩放热系统原理及性能

多路并行压缩放热系统将闭式布莱顿循环内的压缩和放热过程分列在多个并行的支路内进行，在一定条件下，系统能够有效提升冷却效果，减少冷却剂消耗、降低压缩功耗，显著优化发动机综合性能，是多循环耦合预冷发动机的关键部件之一。

该系统在工质与冷却剂间换热的基础上，增加了支路之间的换热，而冷却剂仅对其中一个支路进行冷

却，较低温的支路依次作为较高温支路的“冷却剂”。相较于传统的单一流路串行构型，该系统基于多支路并行的设计，以较少的低温燃料消耗，实现了更为充分的冷却效果，同时降低了压气机进口总温水平、降低了压气机压缩功耗。将该系统引入多循环耦合预冷发动机，能够使超临界介质低压压气机设计增压比大幅匹配降低、发动机耗油率显著优化（5支路构型下降低约40%），显著改善发动机综合性能和部件设计难度。

支路数量的选取是该系统构型设计的关键。较多支路数量的构型设计，能够使该系统的性能优势更加显著，但在设计中同时应考虑系统复杂性和换热器质量、尺寸增加的因素。在确定系统的支路数量时，还需结合不同构型系统的性能可行域。此外，对于流量较小的情况，还需特别考虑较小流道尺寸条件下间隙效应对部件性能的影响。

### 结束语

综合以上研究需要指出的是，多循环耦合预冷发动机具有复杂的循环

机理、流路设计以及支撑其所需的复杂结构，总体性能、总体结构及控制规律相结合的设计与优化技术将是贯穿这一复杂构型发动机研制过程的关键。多路并行压缩放热系统内部流路设计、部件组成复杂，性能可行域限制严格，其性能、结构及控制的设计与优化是进一步发掘该系统及发动机性能潜力的关键。空气压气机需兼顾极宽范围内的高效工作、多路并行构型下的超临界介质旋转压气机流道尺寸极小，高性能旋转部件的设计与制造技术是性能实现的关键。工质之间的大规模能量交换对换热器提出了极高功率、极大温度范围、高压、低损失、紧凑、轻质的性能要求，适应这些要求的换热机理研究、换热器设计及相关材料与制造技术，是高效地实现发动机预先冷却和能量管理的前提。该型发动机包含大量新构型、新技术且具有突出的系统复杂性，探索提升其可靠性、维修性是该发动机由概念走向实用的保障。

航空动力

（董芃呈，中国航发研究院，工程师，从事航空发动机总体性能研究）