

宽域进气预冷系统匹配设计的研究挑战

Challenge of Integration Design for Wide-Range Inlet and Precooler

■ 苏纬仪 杨振均 安航 / 南京航空航天大学

扩展燃气涡轮发动机飞行包线能给现役战斗机、导弹等飞行器带来性能的提升，也能为当前涡轮冲压组合发动机所面临的推力陷阱问题提供一种技术解决途径，进气压缩系统和预冷器的一体化匹配设计是实现这一突破的关键。

火箭发动机、航空燃气涡轮发动机和冲压发动机是3类重要的推进装置，分别在不同空域和速域各具优劣。近年来，在宽速域、宽空域的需求下，国内外开展了各类组合动力的研究^[1-2]。常见的组合动力有涡轮基组合循环（TBCC）发动机、火箭基组合循环发动机（RBCC），以及空气涡轮火箭（ATR）发动机等形式。其中，TBCC发动机存在两个主要局限：一是存在背死重的问题，涡轮模式下必须背着冲压发动机的死重，而冲压模式下必须背着涡喷发动机的死重；二是推力陷阱或推力鸿沟的问题，在涡轮模式和冲压模式切换点附近，组合动力会经历一个推力显著下降的阶段，给模式转换乃至飞行器安全带来严重的风险。预冷组合动力是一种解决TBCC发动机推力陷阱的潜在手段。通过对进气道捕获、压缩的高温空气进行预冷，从而提高涡轮发动机的工作上限，确保在推力陷阱阶段获得强劲的推力。

进气预冷系统分类

预冷包含射流预冷和换热器预冷两类。射流预冷需要在核心机入口前喷射冷却介质对高温空气进行冷却，

而换热器预冷则是指在核心机前加装紧凑型换热器，以实现高温空气与低温冷却剂之间的换热。使用预冷技术可以降低压气机进口总温、增大发动机推力。

射流预冷

美国和苏联等在射流预冷方面开展了大量研究。米格-25飞机最大马赫数（ Ma ）仅能达到2.8，但采用喷水预冷后，其飞行马赫数可以达到3.2。可见，利用预冷技术的确可以扩展飞行包线。2002年，美国卡特（Carter）等对射流预冷组合循环（MIPCC）发动机进行试验研究后发现，在进气道后喷射水和适当的氧化剂可有效扩展发动机的工作包线，并增大推力^[3]。2013年，美国国家航空航天局（NASA）利用F-4和F-15飞机来验证MIPCC技术^[4]，再次证实了通过喷射水和氧化剂可以提高涡轮发动机的性能。

近年来，为了突破TBCC发动机推力陷阱，我国一些高校和研究机构也开展了射流预冷的数值模拟、试验研究和总体性能分析等方面的研究工作。然而，研究也发现，射流装置会引起进气道出口流场畸变、空气含氧量下降，从而造成燃烧室点火困难等问题，尽管在燃烧前添

加氧化剂可有效解决点火困难，但给整个系统又增加了额外的质量和复杂度。

换热器预冷

利用换热器预冷来提升发动机性能的研究可以追溯到20世纪。1955年，卡迈克尔（Carmichael）对预冷组合动力进行了分析，发现预冷后涡喷发动机在 $Ma5.5$ 时能获得更高的推力和效率^[5]。20世纪60年代，德国马奎特（Marquardt）公司在氢氧火箭发动机的基础上，提出以液氢为冷却剂的液化空气循环发动机（LACE）概念^[6]。LACE的核心技术是引入吸气模式来提升发动机的比冲，通过液氢换热器将进气道所捕获和压缩的空气冷却至露点温度以下，使其液化，从而最大程度利用空气中的氧气。因此，LACE的工作模式包含了吸气模式和火箭模式。其中，吸气模式的速度上限为 $Ma7$ ，超过 $Ma7$ 后进入火箭模式。然而，LACE冷却和液化空气过程中需要消耗大量液氢，因此，LACE的比冲还是比较低，仅约800s。

英国罗罗公司研制RB545发动机进一步将火箭和吸气组合技术推至一个新的高度。RB545发动机同样包括了吸气模式（ $Ma5$ 以下）和

火箭模态 ($Ma5$ 以上), 但与LACE不同的是空气的冷却程度。RB545发动机将空气冷却至露点温度以上, 此温度下空气并未液化, 这就有效降低了空气液化时冷却剂的消耗。这种发动机起飞推力可达367kN, 在海平面比冲约2000s, 较LACE有了显著的提升。

1994年, 为向“云霄塔”(SKYLON)单级入轨空天飞机提供动力^[7], 英国反应发动机公司(REL)提出了以氦作为冷却剂的协同式吸气火箭发动机(SABRE, 即“佩刀”)概念。SABRE由轴对称进气道、预冷器、涡轮、燃烧室和喷管等部件组成, 发动机工作模式分为吸气模态和火箭模态, 吸气模态工作范围为 $Ma0 \sim 5$, 可从地面起飞加速到26000m高度后由火箭发动机提供动力实现单级入轨。2019年, REL完成了全尺寸SABRE的预冷器在 $Ma3.3$ 和 $Ma5$ 的高温热条件验证试验。试验证明SABRE的预冷器可在毫秒的时间内将高温空气冷却约900K, 表明这种发动机在紧凑式预冷器方面取得了重大突破。

在深冷型火箭方面, 1991年, 俄罗斯开展了深冷空气涡轮火箭(ATRDC)发动机的研究。ATRDC发动机在 $Ma6$ 以下为吸气模态, 超过 $Ma6$ 为火箭模态。利用液氢作为冷却剂, 空气经过预冷器后温度可降至98 ~ 112K。经压气机压缩, 该发动机压比可达40。在 $Ma2$ 以下, 其比冲约为2500s, $Ma2$ 以上冲压通道工作后, 平均比冲可达4000s。

从研究趋势可见, 传统火箭发动机比冲低是进行这些研究的内在需求。几十年来, 研究人员设想通过进气道来压缩、捕获, 并采用预冷器来冷却、液化空气, 从而引入

吸气模式来提升火箭的比冲, 这是一条基本的研究主线。对于预冷型火箭, 由于火箭发动机强大的推力, 火箭和冲压模态的转换相对好解决一些。

除了在火箭领域, 预冷技术另一重要的应用领域是扩展涡轮发动机的工作包线和增强涡轮冲压组合发动机的性能。

在预冷型涡喷发动机方面, 日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)开展了预冷涡轮喷气发动机(PCTJ)的大量研究^[9]。目前JAXA已经加工了小型的预冷涡轮喷气发动机原理样机S-engine, 并进行了部件试验、地面试验、 $Ma2$ 飞行试验和 $Ma4$ 高温进气地面试验, 且在PCTJ-8试验中使用液氢作为冷却剂, 得到了液氢预冷器的冷却特性和加力燃烧室的燃烧特性。

此外, 20世纪80年代, 日本空间和宇航科学研究所(ISAS, 现为JAXA的一部分)开展了膨胀循环空气涡轮冲压(ATREX)发动机研究^[10]。ATREX发动机在进气道后加装氢燃料预冷器, 液氢吸热后驱动涡轮做功, 最后进入燃烧室燃烧。ATREX发动机工作范围为 $Ma0 \sim 6$, 平均比冲可达3000s, 可用于高超声速飞机和飞行器两级入轨的动力系统。

2005年, 在SABRE研究基础上, REL提出了高超声速民用客机的概念, 该客机拟采用“弯刀”(Scimitar)预冷发动机。“弯刀”发动机是SABRE的改型, 取消了火箭模式。“弯刀”发动机具备 $Ma0.9$ 和 $Ma5$ 的巡航能力, $Ma5$ 巡航点比冲可达3850s。“弯刀”发动机预冷器安装在轴对称进气道后, 由6段预冷器组合而成,

采用液氢作为燃料、液氢作为冷却剂。预冷器可将1250K来流冷却至650K。

2020年3月, 美国赫尔墨斯(Hermeus)公司开展了小型预冷TBCC发动机的集成、静态试验和高速(达到了 $Ma5$)试验原理验证。2020年8月, 赫尔墨斯公司得到美国空军创新孵化机构AFWERX授予的150万美元合同, 用于开展“下一代空军一号”高超声速总统专机概念方案的可行性评估研究。2020年10月, 赫尔墨斯公司又获得了1600万美元A轮融资。2021年3月, 赫尔墨斯公司获得了NASA资助, 开展高马赫数商用飞机的方案设计与分析研究。由此可见, 美国军方和政府十分重视赫尔墨斯公司的研究, 在此基础上, 赫尔墨斯公司又获得了美国空军6000万美元资助。赫尔墨斯公司后续计划在J85发动机的基础上研究大型预冷TBCC发动机。2022年11月, 赫尔墨斯公司完成了预冷涡轮发动机到冲压发动机的模态转换过程的研究, 该TBCC发动机将为“夸特马”(Quarterhorse)高超声速飞机提供动力。目前, 关于这种预冷TBCC动力公开发表的文献还不多, 据猜测, 其进气道采用目前比较先进的三维内转式进气道, 而过去几十年中, 预冷组合动力一般采用二维平面压缩或轴对称进气道。

进气预冷系统匹配设计的难点

从国内外预冷组合动力的研究来看, 无论是预冷火箭, 还是预冷涡轮发动机或其组合动力, 预冷技术都能显著提升原有发动机的推力、增加比冲、拓展飞行包线, 但与此同时,

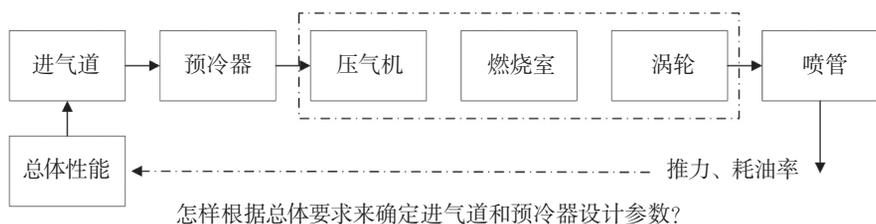


图1 进气预冷与串联式单轴涡喷发动机关系示意

这种组合动力还存在不少难点。

从总体出发进行进气道和预冷器的一体化设计

在预冷组合动力方面，目前研究主要集中在总体性能分析和预冷器等部件研究方面，国内外在预冷器设计、制造等方面也开展了大量研究。然而，在进气道、预冷器等部件和发动机总体的一体化设计还存在如下难点。

一是进气道、预冷器是组合动力的部件，部件性能最佳不代表总体性能最佳，故其设计需要从发动机（甚至飞行器）总体出发，建立面向总体性能最佳的进气道、预冷器设计参数的选取原则，如图1所示。

二是目前进气道和预冷器设计还处于“单点设计、宽域工作”阶段，部件在设计点获得较高性能，但在偏离设计点后的宽包线范围内，部件乃至总体性能会急剧下降，需要发展在宽域飞行全程性能最佳的目标约束下进气道、预冷器的评估与设计方法。

三是进气道和预冷器在安装上发动机之后，由于彼此的相互作用，其安装性能与非安装性能存在显著差异，必须建立进气道、预冷器、压气机等部件的安装性能与非安装性能之间的换算规律，并开展高可靠性的试验予以验证。

因此，必须从整体出发，建立

包含进气道、预冷器在内的发动机共同工作的一体化预测模型和程序软件，支持预冷组合发动机的研制。

进气道和预冷器耦合匹配问题

进气道—预冷器—发动机之间的匹配特性非常复杂。对于预冷涡喷发动机这种进气道和预冷器串联布局的发动机（见图2），预冷器的换热特性受到进气道流动的影响，同时进气道扩压段内部流动特性也受到预冷器的影响。若匹配不当，预冷器造成流通面积减小，从而会在扩压段内部形成大面积分离区（见图3），带来较大的总压损失。这种大分离和损失与进气道设计参数、预冷器的管排数目、纵向和横向节距比、横截面面积、换热特性、压气机转速特性以及工作马赫数和高度等因素密切相关。

进气道、预冷器和压气机之间的相互作用给其设计和性能预测带来很大困难。在设计方面，进气道喉道和扩张段的设计应考虑预冷器安装位置、安装方式、管束排布、数目、预冷剂选择，以及压气机反压等因素，而预冷器设计需要考虑进气道压缩减速流动特性。在性能预测方面，笔者团队目前的研究已经发现，预冷器和进气道不匹配会导致进气道扩压段产生大面积分离区、造成很大的总压损失，若不考虑耦合，这种现象很难准确预测。事实上，准确、快速地预测进气道和预冷器的性能参数具有很强的挑战性。

快速预测方法

在宽域工作条件下，精确、快速地预测进气道流量系数、总压恢复系数、阻力，以及预冷器的换热、阻力、总压恢复系数等参数是预冷组合动力精细化设计的关键。然而，各种形形色色的预冷器具有数目众多的内部微细管束。其中，ATREX发动机的Type-III预冷器由超过13000根直径2mm、管间距1mm的圆管组成；预冷型涡喷发动机S-engine

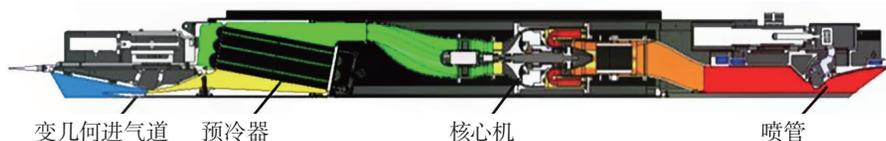


图2 日本单通道预冷涡喷发动机结构示意图

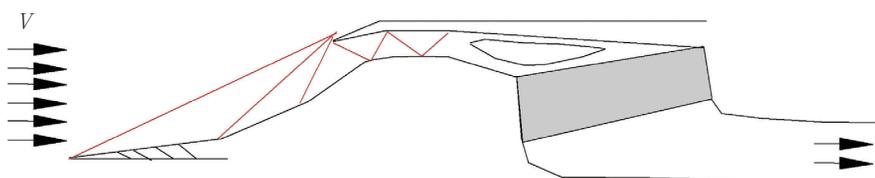


图3 进气道—预冷器不匹配时扩压段出现流动分离的示意

的预冷器则包含1296根长320mm、外径2 mm、壁厚0.15mm的圆管；SABRE的预冷器换热细管的总长度则超过50km。由此可见，预冷组合动力预冷器具有管束多、管束间距小的特点。从“弯刀”、ATREX、S-engine等现有预冷组合动力可以看出，气流在预冷器孔隙之间的流动在毫米尺度。若采用数值模拟方法计算其流动换热，为了解析流动现象，则网格尺度至少应该在0.01 ~ 0.1mm的量级，这个尺度与一些雷诺时均湍流模型的边界层网格尺度相当。

另一方面，若进一步考虑微细管内冷却剂的流动换热，则需要与微细管内部预冷剂流动一起进行流热耦合数值模拟。直接对进气道和预冷器联合进行数值模拟则面临着网格多、计算代价大的问题，尤其是在几何建模和网格划分等过程消耗巨大。

相对而言，计算流体力学(CFD)的保真度最高、流动换热的计算也相对比较精确，但缺点是速度慢、代价大、周期长，如图4所示。目前也出现了一些简化的零维或一维模型，这些模型计算速度虽快，但信息量和保真度远不如计算流体力学，会牺牲一些重要的影响因素和精度。此外，在宽域非设计状态工

况下，迫切需要发展一些计算速度快、精度高的低阶预测模型和设计方法。需要多单位、多部门、多手段联合进行攻关，突破快速预测设计技术。

结束语

由于可以通过预冷器对来流高温空气进行有效冷却，各国纷纷提出了各类预冷发动机方案，但预冷发动机仍然还有大量的关键技术亟待突破，其设计方法、流动换热机理、性能评估等多个方面均存在较大挑战。从目前研究态势来看，预冷发动机是扩展涡轮发动机、涡轮冲压组合发动机、火箭发动机的飞行包线、提升推力和比冲的有效手段，可以为解决TBCC发动机推力鸿沟问题提供一种技术选择。我国近年来已经陆续开展了各类预冷组合的研究，但从面上布局来看还不够宽，建议应加大资助力度，并在有限目标的前提下，逐步分解技术，解决技术难点，进行技术储备，从而扎实推进预冷型火箭发动机、预冷型涡喷发动机、预冷涡轮组合动力的研制。

航空动力

(苏伟仪，南京航空航天大学，副教授，主要从事高超声速进气道流动机理与控制规律、流动控制、组合动力智能化技术等方面研究)

参考文献

- [1] 邹正平, 王一帆, 额日其太, 等. 高超声速强预冷航空发动机技术研究进展[J]. 航空发动机, 2021,47(4):8-21.
- [2] 郑日恒, 陈操斌. 涡轮基组合循环发动机推力陷阱问题解决方案[J]. 火箭推进, 2021,47(6):21-32.
- [3] CARTER P, BALEPIN V, SPATH T, et al. MIPCC technology development[R]. AIAA, 2003.
- [4] KLOESEL K J. Preliminary MIPCC enhanced F-4 and F-15 performance characteristics for a first stage reusable launch vehicle[C]. AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition, 2013.
- [5] SLOOP J L. Liquid hydrogen as a propulsion fuel[R]. NASA SP-4404, 1978.
- [6] VARVILL R, BONDA. A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2003, 56(3):108-117.
- [7] VARVILL R, BOND A. The skylon spaceplane: progress to realization[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2008 (46):412-418.
- [8] 马海波, 张蒙正. 预冷空气类动力系统发展历程浅析[J]. 火箭推进, 2019, 45(2):1-8.
- [9] SATO T, TAGUCHI H, KOBAYASHI H, et al. Development study of a precooled turbojet engine[J]. Acta Astronautica, 2010, 66(7-8):1169-1176
- [10] TANATSUGU N, SATO T, BALEPIN V. Development study on ATREX engine[J]. Acta Astronautica, 1997, 40(2):165-170.

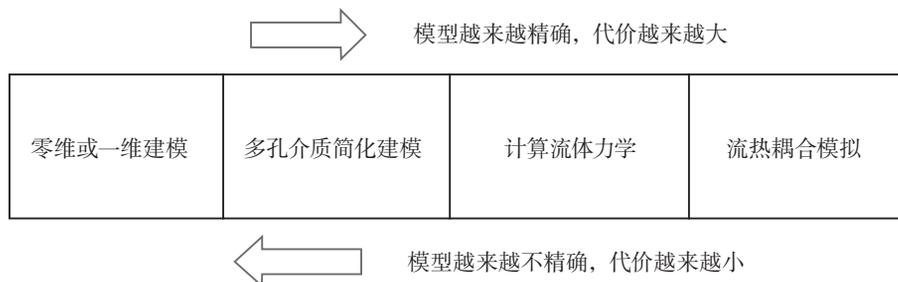


图4 预冷器多尺度流动换热的预测建模方法