

强预冷发动机技术验证试验

Technical-Verification Test of Strong Precooling Engine

■ 苗辉 马慧文 朱江楠 魏宽 / 中国航发研究院

飞行速度的加快会使发动机进气总温大幅升高,导致燃烧室温度降低,从而大幅度减小发动机的推重比和比冲。气动热问题是高超声速发动机无法回避的一个技术难题,强预冷是解决此类问题的有效方法,必须关注。

所谓“强预冷”,就是通过加装在发动机上的高效换热器(即“强预冷换热器”,简称“预冷器”),利用“相对低温”的冷却介质对高温冲压空气进行冷却。冲压空气经过预冷器后,气流总温大幅度下降,保证了燃烧室的正常工作和提高循环功,避免发动机的风扇和压气机受到气动加热的影响,并减少对冷却气量的需求。另外,预冷器还能够通过提高进气密度加大进气质量流量来改善发动机的推力,从而扩展涡轮发动机的可工作范围。而强预冷换热器的研制离不开一系列的技术验证试验。

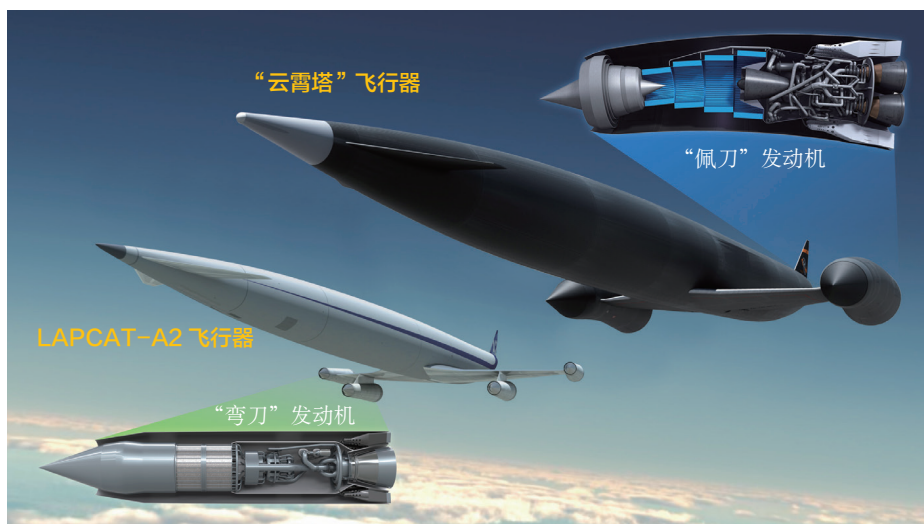


图1 “云霄塔”和LAPCAT-A2飞行器及“佩刀”“弯刀”发动机

强预冷发动机及其预冷器概况

目前较为典型的强预冷高超声速发动机有英国的“佩刀”发动机(SABRE)、“弯刀”发动机(Scimitar)和日本的膨胀循环空气涡轮冲压(ATREX)发动机等(如图1所示)。

“佩刀”发动机由英国反应发动机公司(REL)研制,拟用于可重复使用的单级入轨飞行器“云霄塔”(SKYLON),飞行马赫数(Ma)为0~5。“佩刀”发动机从水平起飞到26000m高空,依靠吸气式循环加速到 Ma 5(仅为入轨速度的20%),然后依靠火箭循

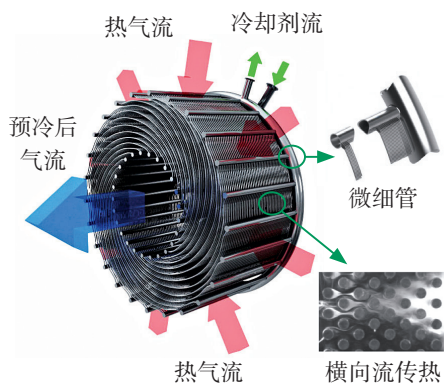


图2 典型强预冷换热器示意

环将飞行器送入轨道。“弯刀”发动机同样为REL公司设计,是“佩刀”发动机的改进型。与“佩刀”发动

机“单级入轨”的目的不同,“弯刀”发动机能在大气层内实现持续的 Ma 5的飞行,故“弯刀”发动机没有火箭循环。该发动机拟用于欧盟“长期先进推进概念与技术”(LAPCAT)计划研发的可搭乘300名乘客的民用运输机LAPCAT-A2,航程可达20000km。

“佩刀”和“弯刀”发动机的核心技术是其性能卓越的强预冷换热器(如图2所示),发动机其余部件均采用成熟技术,因此强预冷换热器的研制决定着项目的成败。REL的预冷器由数以千计的微管排列而



图3 SABRE 预冷器聚乙烯甲基酯试验件在低速风洞中的试验构型

成，微管直径为0.88mm，壁厚仅为0.04mm。预冷器以超临界的氦气作为传热工质，具有高达20MPa的内部压力，充分运用“超临界传热”和“微细尺度传热”的特点，使预冷器达到紧凑、轻质和高效的目标。REL宣称，通过此预冷器，“弯刀”发动机可在 Ma 5的飞行速度下将172kg/s的冲压空气从977℃冷却到392℃，从而大幅提升飞行极限。由于换热系数与通道直径成反比，毛细管直径减小使其具有极强的冷却能力，但因为管内部压力大，同时毛细管壁极薄，所以这对加工工艺和使用安全提出了巨大的挑战。然而，REL通过逐级技术验证，一步步将强预冷换热器的技术推向工程应用。

毛细管表面换热原理性试验验证

REL公司对单根毛细管表面局部换热性能进行了原理性的精细化试验研究。REL公司以当地换热系数为主要研究对象，用聚乙烯甲基酯试验件在低速风洞进行了关于在管束

群中单根细管换热系数分布，以及毛细管在飞行包线工况内雷诺数(Re)为1016 ~ 5043的数值和试验研究。在雷诺数相似准则的指导下，采用大尺寸透明试验件进行表征，可以间接观察和测量到内部流动与换热情况。

借助原理验证试验，换热管表面换热系数及其随雷诺数变化的特性，在低速风洞下的技术可行性和数值模拟准确性得到了验证，与预期性能匹配度良好，为预冷器下一步综合验证奠定了扎实可信的基础。

叉排毛细管束单元换热器性能与工艺综合验证

2001年前后，REL通过小直径叉排细管束群换热器(JMHX)对预冷器设计方案进行初步的综合验证，一是探究大数量细管束群的制造工艺，二是研究用大尺寸水力直径单元实验得出的换热和摩擦力系数修正关系是否适用于小尺寸水力直径单元的计算。

JMHX用0.38mm直径的不锈钢细管束制成，用100K的高压氮气或

氦气来冷却1000K的高温氮气，以单元试验来体现单级入轨火箭发动机大尺寸氦工质预冷器的应用场景。在制造工艺上，JMHX最高温度限制由细管材料强度与钎焊合金抗氧化性能决定。其中的一个难点是过多的毛细管束需要在接口附近进行钎焊，这可以用无电解镀镍技术将镍磷合金催化沉积到需要钎焊的表面上来解决。另一个难点是防腐蚀，镍磷共晶合金具有易腐蚀性，因此在钎焊时需要良好的流动性和预浸润。在工业真空环境中，氧化铬保护层的使用也可以避免细管束粘连。经过上述改进后的钎焊技术可以明显地提高叉排细管束的制造水平。在换热和摩擦性能上，研究人员用经典传热一维计算预测方法和有限元数值模型三维预测方法来计算换热和压力降低，并与试验结果对比印证，探索了经典方法与试验结果偏差的机理。

全尺寸预冷器常温进气综合验证

2011年，REL开始验证全尺寸的预冷器热交换器。研究人员将前期制造的21个模块组装成一个完整的强预冷换热器，并进行各种验证试验。预冷器试验装置是利用1台经改进的Viper 522喷气发动机抽吸空气穿过预冷器，在预冷器中，利用氦环路中的液氧对空气进行冷却(如图4所示)。

通过该轮试验，REL主要检验了“佩刀”发动机预冷器组件的气动稳定性和均匀性、结构完整性、大范围超出飞行包线的振动自由度、初步的低温冷却和防控结霜技术等特征。虽然进气温度为常温，但采用发动机抽吸提供气源，可以快速

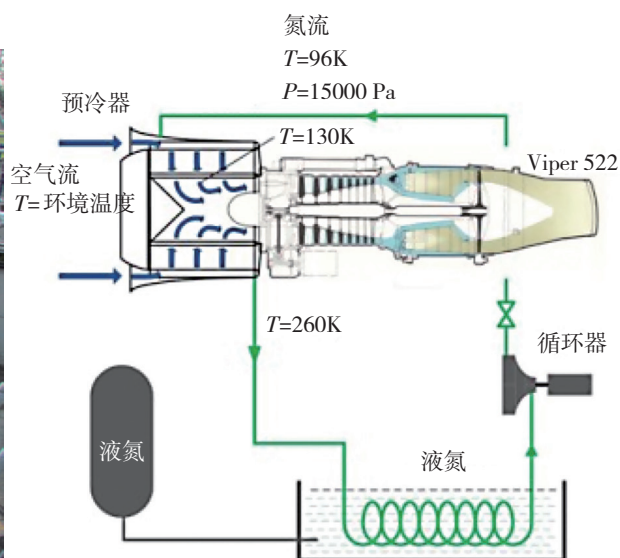
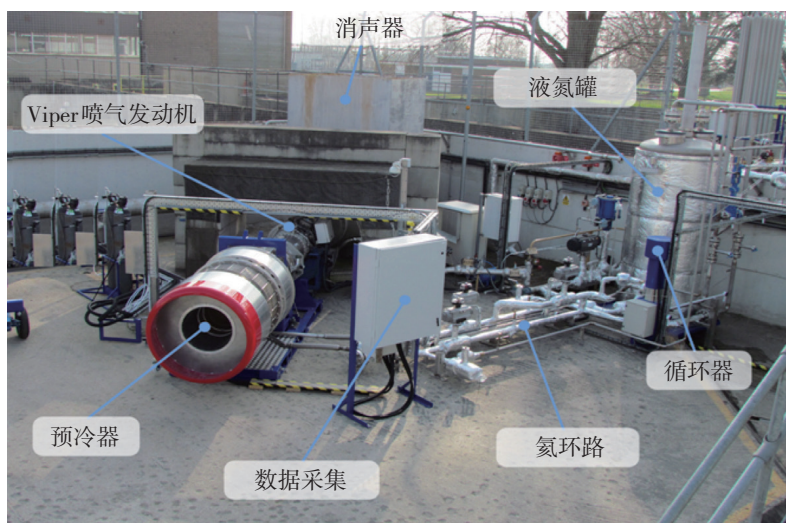


图4 常温进气验证实验实物和原理示意

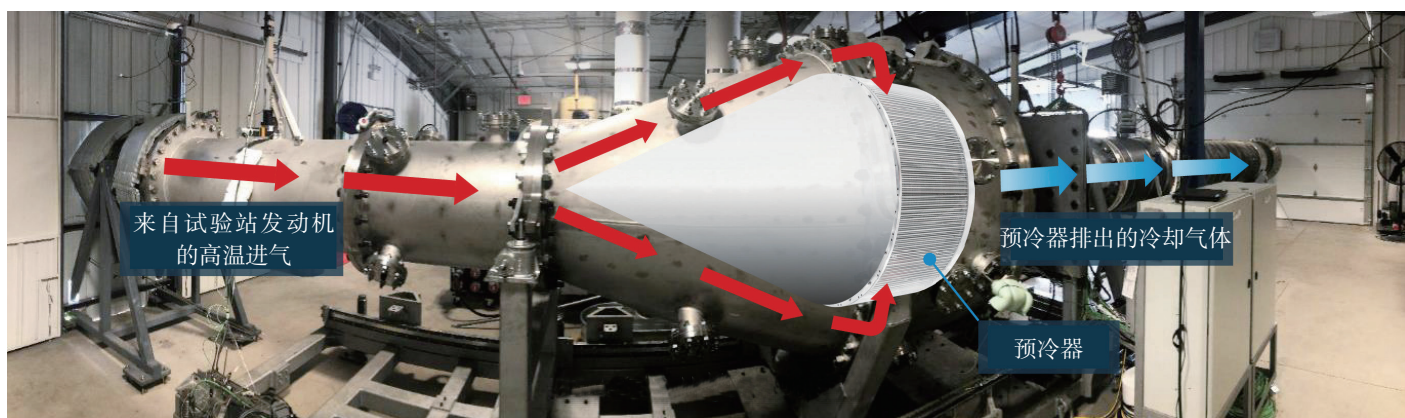


图5 “佩刀”发动机预冷器全尺寸试验

且低成本地实现对全尺寸预冷器的多项总体技术的验证。

全尺寸预冷器高马赫数环境考核验证

2019年3月和10月，REL在美国科罗拉多州航空航天港TF2实验站分别完成了“佩刀”发动机验证机全尺寸预冷器样机在 Ma 3.3和 Ma 5条件下的高温考核试验（如图5所示）。TF2实验站采用J79涡喷发动机作为热源来产生高温高速气流，可在最大加力条件下获得总温约 1000°C 的气流环境，能够覆盖“佩刀”发动

机验证机的全部飞行包线。在 Ma 5条件测试中，预冷器在不到0.05s的时间内成功地将高达 1000°C 的来流冷却到约 100°C ，有效地证明了预冷器冷却气流的能力，该验证具有里程碑式的意义。

结束语

近年来，高超声速强预冷发动机技术经过由易到难的充分验证，取得迅速进展，已完成了大量关键技术攻关，技术成熟度不断提高，表明该技术原理先进且可行。为进一步把强预冷技术推向工程应用，在完

成强预冷换热器的全尺寸考核后，预计REL接下来很可能会以闭式循环整体验证为工作重点，同时探索与现有先进航空涡轮发动机的匹配，以快速提升现有先进战斗机的飞行速度极限。另外，预冷器的工程研制之路是通过一步一步扎实而充分的验证走过来的，如果一味追求跨越式前进，忽略诸多影响因素和基础研究过程，掩盖的风险则会不期而至。

航空动力

（苗辉，中国航发研究院，高级工程师，主要从事航空发动机换热系统研究）