

新型推进系统试验设备

Test Equipments for New Type of Propulsion Systems

■ 贾真 姚轩宇/中国航发研究院

现代飞行器正朝着高空、高速、经济、环保等方向发展，对新型航空动力的需求也与日俱增。作为新型动力装置研制工作的重要保障，试验台的建设也应受到高度关注。

目前，新型推进系统发展主要有两个方向：一种是满足更高更快的飞行要求，如超燃冲压发动机和连续旋转爆震发动机；另一种是在现有飞行条件下，让飞行器有更好的适用性、安全性、经济性，以满足更加多元化的应用场景，如混合动力电推进系统。为支撑这些新型动力系统的研发，各国科研机构正开展相应的试验测试设备的建设。

直连式超燃冲压试验台

随着高超声速技术的发展，高超声速导弹、战略飞行器，单级、两级或多级入轨（SSTO）的天地往返空天飞机等杀手锏武器已成为世界各军事强国大力争夺的制高点，动力装置在其中起决定性作用。在大气层范围内，传统的航空燃气涡轮发动机受限于压气机叶片冷却及耐高温极限，工作上限为马赫数（ Ma ）3，而吸气式冲压发动机具有结构简单、高比冲性能等优势，是高超声速飞行器高速段的首选动力装置。为此，各国配套建设了大量的冲压发动机相关的试验设备，如直连式试验台、半自由射流试验台及自由射流试验台等。其中，直连式试验台能够开展超声速气流燃料喷射、点火、火焰稳定、燃烧等冲压发动机研制所

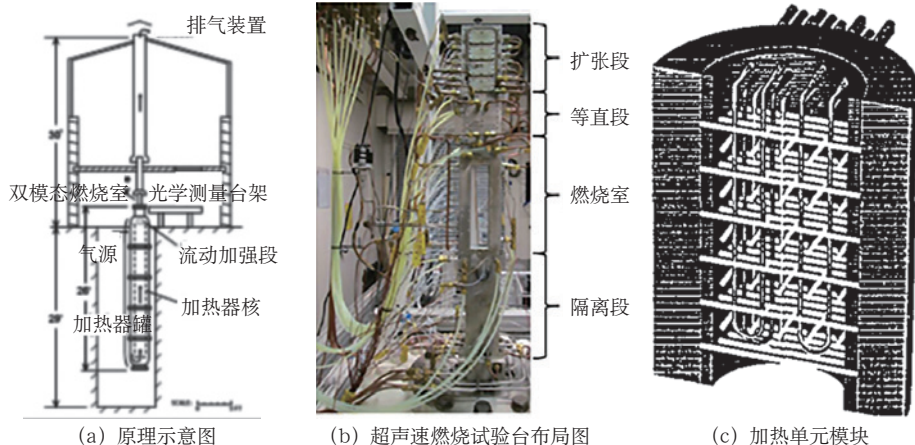


图1 弗吉尼亚大学的超声速燃烧试验台

涉及的核心关键技术的研究，是支撑冲压发动机研发的最常见、最重要的设备。

目前，直连式冲压燃烧室试验台根据气流加热方式可分为电加热型、燃烧直接加热型、电弧加热型和蓄热加热型等4种试验台，以下分别予以简要介绍。

电加热型直连式试验台

在美国国家航空航天局（NASA）Hyper-X项目资助下，弗吉尼亚大学搭建了双模态超声速燃烧直连式试验台。该试验台能够开展的研究包括：超声速气流中液体碳氢燃料的喷射、雾化、掺混特性；超声速

气流中激波/边界层相互干扰机理；超声速气流中燃料点火特性；凹腔、支板等火焰稳定器的稳焰特性及结构优化；双模态超燃燃烧室模态转换特性、控制规律；对超声速气流的计算流体力学（CFD）计算结果进行校准。

该试验台采用立式结构布局，如图1所示。试验台主要结构包括1台空气压缩机、空气干燥系统、空气储罐、14级电阻加热器、陶瓷流场整流装置、超声速喷管、试验段燃烧室、排气喷管等，主要可以分为以下子系统。

供气系统 空气压缩机提供高压

空气进入干燥系统，之后进入加热器加热。

电加热系统 电阻式加热单元如图1(c)所示，采用14级电阻加热器，总功率300kW，能够将0.75kg/s的气流从300K加热到1200K，进入二维喷管产生 $Ma2.03$ 的超声速气流再进入燃烧室，能够模拟飞行 $Ma5$ 的状态。

燃油供应系统 采用高压气罐提供燃油供应压力，通过调节气罐压力来调节燃油喷射压力。该试验台具有液体碳氢燃料和气体燃料两套燃料供应系统，包括JP-4、JP-7、甲烷、氢气。

燃烧室试验段 从二维喷管出来的 $Ma2.03$ 的超声速气流进入矩形通道试验段，包括隔离段、等直燃烧室、扩张段，最后从排气系统排出。根据研究内容的不同，试验段可以加装斜坡、凹腔、支板等火焰稳定装置。试验段整体通常采用不锈钢或高温合金加工，同时需要采用石英玻璃等耐高温材料加工光学观测段，对温度、组分浓度等参数开展流场测量。

测试系统 测试系统主要针对温度、压力、速度、组分浓度等流场参数测量，分为接触式测量和非接触式光学测量两类，能够对双模态超声速燃烧流场开展更高精度的测试。接触式测量主要以测试段壁面安装热电偶和压力传感器为主要测试手段，将K型热电偶布置在双模态燃烧室表面，实时监测来流滞止温度。

该试验设备具备较齐全的非接触式光学测量方法，主要有纹影法、基于半导体激光调制的二维断层成像技术(Tunable Diode Laser Absorption Tomography, TDLAT)、

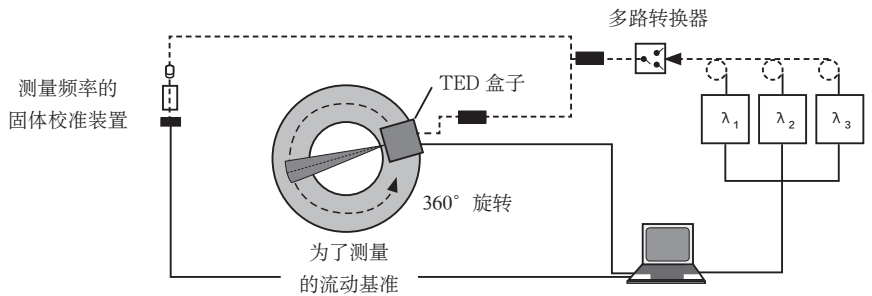


图2 TDLAT测量系统原理图



图3 U-16BK试验台

三维粒子成像测速技术(Particle Image Velocimetry, PIV)、平面激光诱导荧光(Planar Laser-Induced Fluorescence, PLIF)等测试手段，能够对高温燃气的瞬态三维速度场、激波流场特性、高温温度场、组分浓度开展测量，图2显示了TDLAT测量系统结构，该结构采用微机电系统(Micro-Electro-Mechanical Systems, MEMS)加工技术加工，其测量系统主要利用半导体激光器在 $1.4\ \mu\text{m}$ 的吸收特性。

其他国家也建有类似的试验台，如俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)也建有U-16BK电阻加热型直连式试验台，是CIAM科学试验中心拥有的最大的超声速试验台，如图3所示，其气动喷管出口直径达0.5 m。该试验台能够采用液体煤油和气体碳氢化合物作为燃料，流量

可达1 kg/s。

U-16BK试验台采用了能保证其工作的空气和燃料供应系统、空气电加热系统、数字控制和调节系统。U-16BK试验台还装备了甲烷火焰空气加力装置，具有燃烧产物氧含量恢复功能、气动喷管、推力测量装置和从气压舱抽出燃气的引气系统。试验台气动喷管进口空气的最高温度为2300K，压力为5MPa，可以得到小于 $Ma7$ 的喷管出口空气流速。试验台可以进行同样尺寸的用于俄罗斯气动飞行试验的超声速喷气发动机试验，也可以进行台架试验和飞行试验结果的比较分析，消除缩型因素的影响。

燃烧直接加热型直连式试验台

美国空军研究实验室搭建的亚燃/超燃直连式试验台，能提供压力5.17MPa、流量13.6kg/s、最高温度2500K的高焓连续气流，试验台包括液体碳氢燃料和气体燃料两套燃料供应系统，包括JP-4、JP-7、甲烷、氢气。循环冷却水系统提供158L/s、4.8atm的高压冷却水冷却燃烧试验段。试验台示意如图4所示。

该试验台燃烧加热器采用两级加温方式，第一级采用电加热到922 K，能够模拟飞行 $Ma4$ 以下的工况，可开展亚燃冲压燃烧室的研究。第二级采用烧氢补氧的方式直

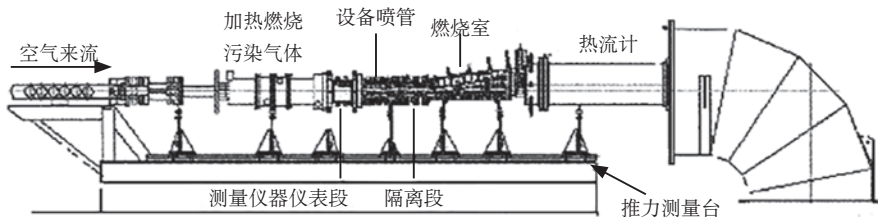


图4 试验台系统

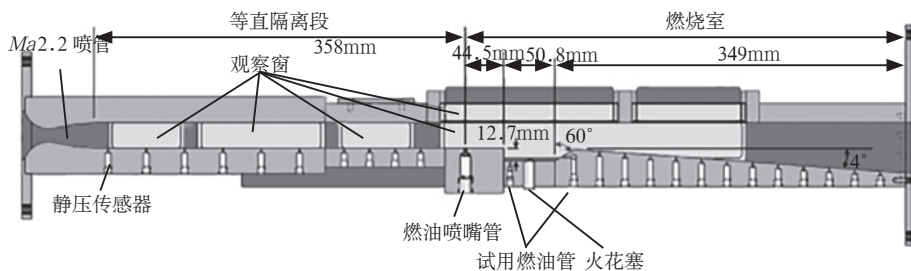


图5 密歇根大学双模态燃烧试验台测试段

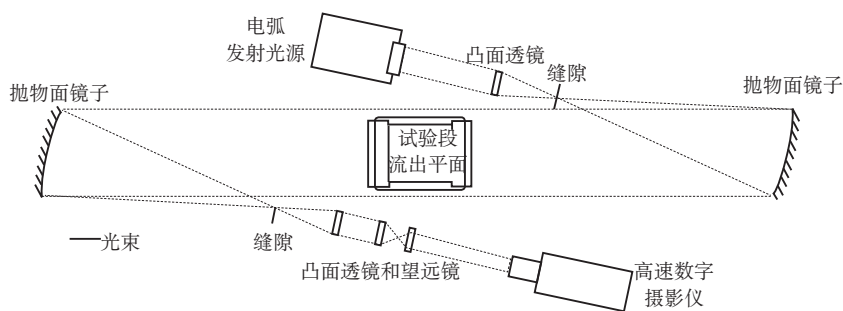


图6 纹影成像装置原理示意图

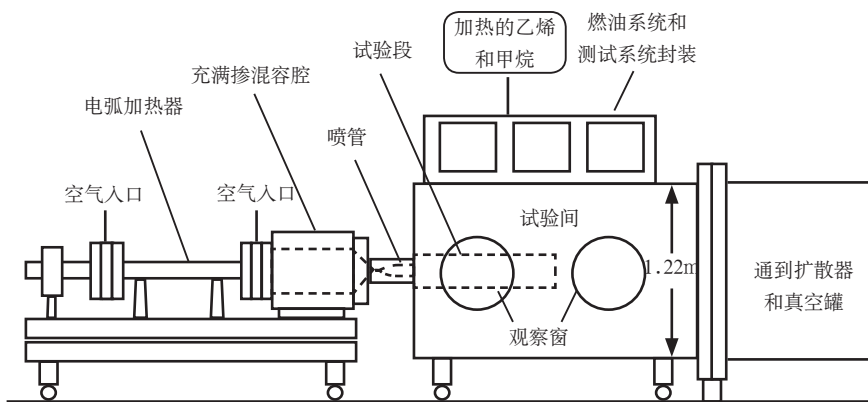


图7 电弧加热超燃冲压发动机试验台示意图

接加热到2500 K的总温，能够模拟高达 Ma_7 的飞行工况。高焓气流通过 $57.2\text{mm} \times 177.8\text{mm}$ 的二维喷管进入燃烧试验段。

密歇根大学双模态超声速燃烧试验台也采用两级加温的方式提供高焓气流，第一级采用250kW的电阻加热器，第二级采用烧氢补氧燃

烧加热方式。该试验台能够提供总压590kPa、总温1050~1400K，能够模拟 $Ma\ 4.3 \sim 5.5$ 的飞行工况。该试验台整体组成结构和美国空军研究实验室的设备类似，以下重点说明试验测试段的结构，如图5所示。

高焓气流通过二维喷管形成 $Ma_{2.2} \sim 2.5$ 的超声速气流进入隔离段，试验台采用不锈钢结构加工，并且采用石英玻璃设置了观察窗。预燃段包括能够加速进气道气体的平面二维喷管加上横截面为 $25.4\text{mm} \times 38.1\text{mm}$ 的等直隔离段。燃烧室壁面安装压力传感器及燃油喷嘴，燃烧室下壁面设置后缘倾斜的凹腔火焰稳定器，凹腔内加工安装电火花塞，燃烧室后段是一个倾斜角为 4° 的单边扩张燃烧室。收缩式燃油喷嘴提供声速燃油喷射，试验过程不超过15s，所以无须对试验段进行冷却。在试验段采用光学方法对激波流场进行观测。纹影成像装置原理如图6所示。

电弧加热型直连式试验台

这种试验台的典型是NASA兰利中心的电弧加热超燃试验台，如图7所示。电弧加热器因其加热温度过高，所以在进气系统和电加热试验台、燃烧加热台的管路布局略有不同。来流空气分为两股，一股进入电弧加热器，电弧加热器后增加掺混腔，电弧加热后的高温空气进入掺混腔和另一股低温来流掺混达到模拟的滞止总焓。混合后的高焓气流通过膨胀进入喷管，输送到试验测试段。

电弧加热器根据工作原理可以分为三种主要类型：涡轮稳定加热器，如图8所示；电磁稳定加热器，如图9所示；分割弧加热器，如图10

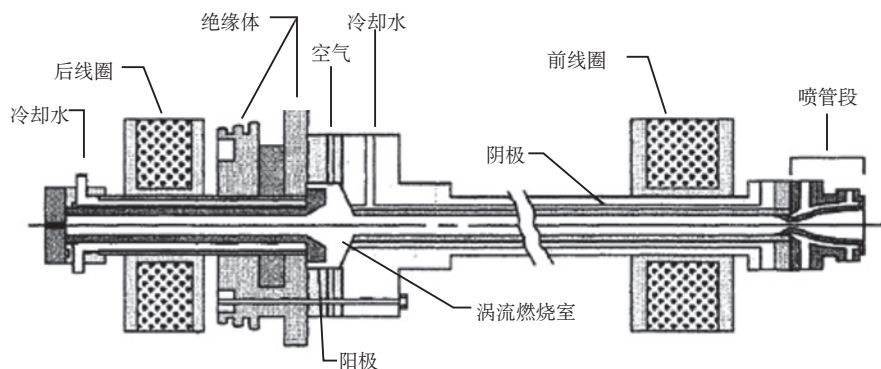


图8 涡流稳定加热器

高纯氧化铝材料可提供达2000K的高焓气流，能够模拟飞行 $Ma6$ 的状态，而采用新型氧化锆材料则可提供高达2500K的高焓气流，能够模拟飞行 $Ma8$ 的状态。蓄热型加热器初期成本较高，并且高温耐火材料长时间工作会产生粉尘颗粒污染气流。

直连式超燃冲压试验台经过多年发展已相对成熟，各研究机构根据自身研究需求建设了不同类型直连式超燃冲压试验台，通过对比可以看到：电加热方式能够产生干净、纯净的来流空气，但加热总温受限，最高模拟飞行速度不超过 $Ma5.5$ ；燃烧加热方式结构简单、设备成本和后期使用成本均较低，而且能够达到较高的来流温度，模拟飞行速度可达到 $Ma6$ ，但试验气流中会含有 CO_x 、 NO_x 等污染组分，影响试验结果可靠性；电弧加热方式加热速度快、温度高、效率高，能够模拟飞行 $Ma6$ 及以上的状态，但设备前期投资大，同时电弧电离空气产生原子和离子同样存在污染组分影响。蓄热型加热器能够提供较为纯净的空气，但其设备性能主要取决于高温耐火蓄热材料，目前国内高性能耐火材料性能还有待提高，存在长时间工作会产生粉尘颗粒污染气流的问题，并且初始成本也较高。

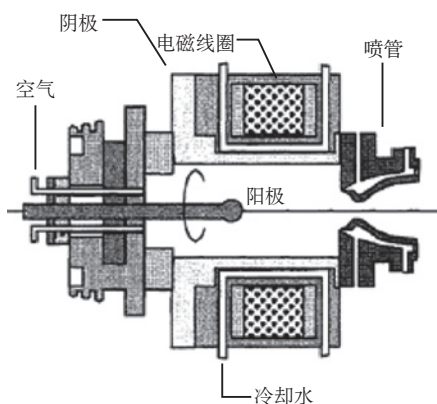


图9 电磁稳定加热器

约翰霍普金斯大学也建有类似的电弧加热型试验设备，该设备前期经费投资巨大，目前较少有单位建设。

蓄热加热型直连式试验台

蓄热加热型试验台采用蓄热器对空气进行直接加热，能够提供较为纯净的空气。一个典型的高温蓄热式加热器由蓄热阵单元、隔热层、外壳压力容器、高温阀、辅助预热系统（如燃烧器）和相关测量控制仪器等部分组成，外形呈圆柱状。采用特定的蓄热材料制成蓄热阵包含在压力容器的中心位置，其外围有隔热层包围，并在加热器底部设有耐高温支撑结构。目前，常用高温蓄热材料为高熔点、密度大、热容大的耐火氧化物陶瓷，如氧化铝、氧化锆等，试验台模拟飞行状态的能力主要取决于蓄热材料。如采用

所示。这三种电弧加热器的工作原理不同，结构形式差别较大。由于电弧加热工作温度很高，所以需要采用冷却水系统对加热器进行冷却。

之前的研究发现，试验气体中存在高达3%的摩尔分数的氮原子，将氧气的含量降低1.5%。试验设备燃料系统输送飞行燃料混合物。

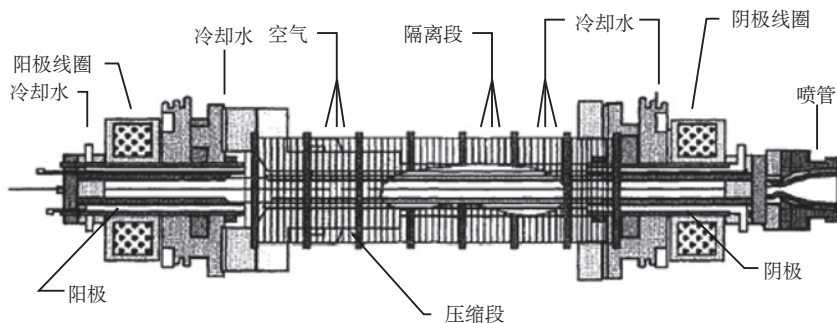


图10 分割弧加热器

连续旋转爆震试验台

连续旋转爆震发动机，或旋转爆震发动机，一般为同轴圆环腔或者空心圆筒结构，燃料和氧化剂分别从头部喷注，掺混后的混合物经过爆震波扫过迅速反应释热，产物从尾部排出。连续旋转爆震发动机以近似等容燃烧替代等压燃烧，可以省

去前级机械压缩装置和涡轮以提高效率。进入21世纪后，随着脉冲爆震发动机研制受阻，连续旋转爆震发动机逐渐受到了更多的关注，成为爆震发动机研究的热点。尽管目前各科研机构主要研究火箭基旋转爆震发动机，吸气式连续旋转爆震发动机和组合式连续旋转爆震发动机也正在成为热点。连续旋转爆震试验平台包含供气、排气、控制和信号采集系统。通过控制供气、点火时序，使燃烧室内的供气和点火满足试验要求。

火箭基连续旋转爆震试验台

美国空军研究实验室的火箭基连续旋转爆震试验台（如图11所示）使用氢气和空气，采用预爆管点火。该试验台制作了带有光学窗口的燃烧室，开展了可视化研究，并用高速摄像机拍摄到了稳定的爆震流场，获得了爆震波瞬时结构尺寸。

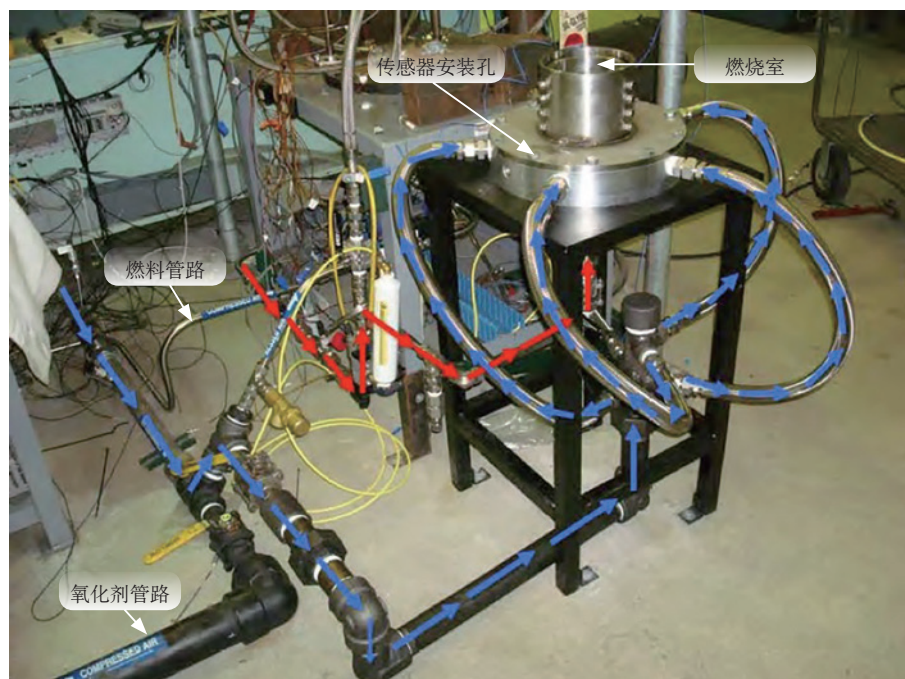


图11 美国空军研究试验室的旋转爆震试验台

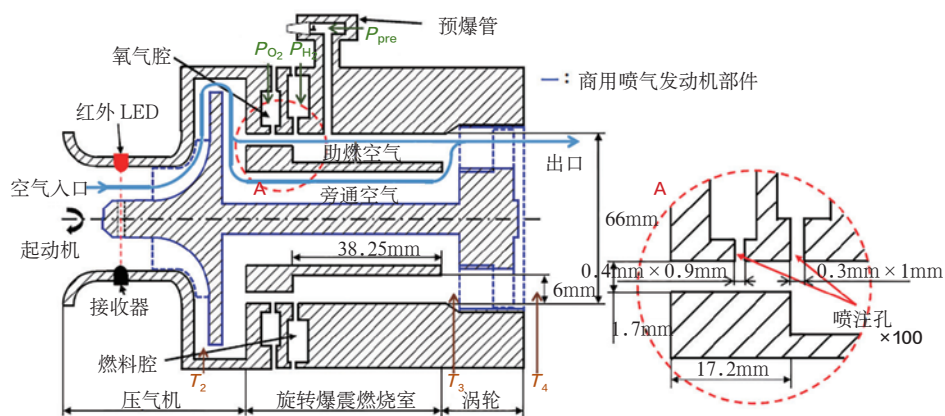


图12 旋转爆震涡轮发动机结构示意图

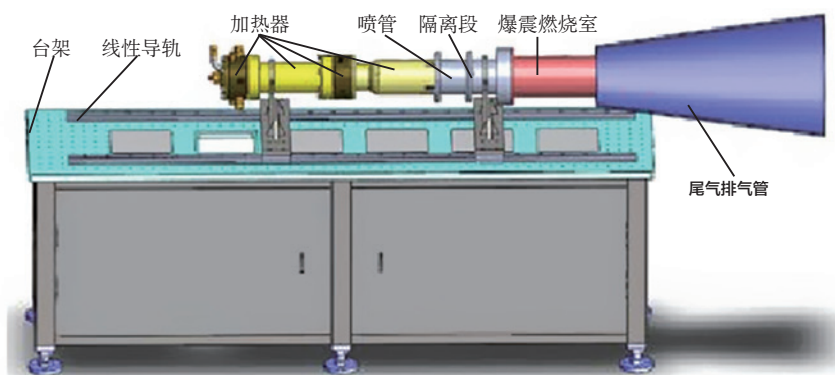


图13 吸气式旋转爆震试验台示意图

连续旋转爆震涡轮试验台

通过将一款商用的喷气发动机的燃烧室替换为旋转爆震燃烧室，日本名古屋大学研究人员设计了连续旋转爆震涡轮发动机，并搭建了相关试验设备，如图12所示。

吸气式连续旋转爆震试验台

吸气式连续旋转爆震试验台由台架、加热器、喷管、隔离段、爆震燃烧室和排气管组成，如图13所示。连续旋转爆震发动机由来流整流段、超声速喷管/氢气喷注模块、等直燃烧室和起爆用热射流管组成。

连续旋转爆震是近几年兴起的一种新的推进方式，目前相关研究仍然停留在连续旋转爆震机理研究上。对比各研究机构相关试验台发现，目前针对连续旋转爆震的研究

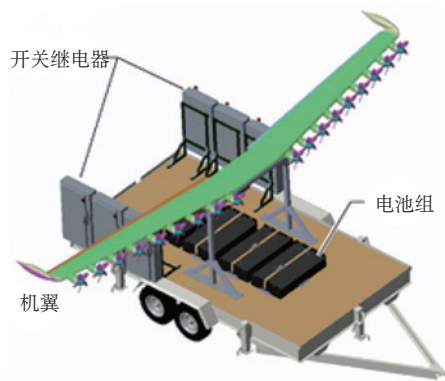


图 14 混合动力电推进集成测试平台

主要使用的是气态燃料，各个国家和研究机构虽然也都开展了液态燃料连续旋转爆震的实验研究，但是公开的文献和实验设备很少。突破液态燃料连续旋转爆震关键技术是加快连续旋转爆震工程化步伐的重要一环。

混合动力电推进集成测试平台

混合动力分布式电推进系统是指通过传统涡轮发动机提供电力，利用分布在飞行器上不同位置的多个电机驱动推进器提供推力的一种新型推进系统概念。近年来，欧美各国的研究机构和企业纷纷启动了混合动力飞行器的研究计划，开展了大量设计和关键技术研究。

NASA的阿姆斯特朗飞行研究中心 (AFRC)联合ESAero公司，设计开发了下一代混合动力电推进飞行器的研究平台。该试验台由涡轮式发电机、交/直流转换器、电池组系统、电子控制器、直流配电系统、电机驱动螺旋桨推进器组成。18个电机驱动的螺旋桨推进器安装在一个长约9.45m的复合材料机翼前缘。整套系统被安装在一台改装过的卡

车上，通过车辆高速行驶模拟速度为112 ~ 128km/h的飞行情况。试验台的电池系统由6个大型电池组组成，电池系统输出直流电，电压为100V，输出功率在200kW以上。利用控制系统，操作人员可以分别控制每组电机。

在机翼支撑架上装有测力单元，可以测量机翼的升力、阻力、侧向力以及俯仰力矩、滚转力矩、偏航力矩。试验中操作人员同时可以监控电机、控制器等各部件的温度、电压等工作状态；主要用于探索和发展混合动力电推进系统模块化设计技术和集成技术；开展实时的发电机工作控制、电池容量管理以及功率需求管理试验研究；发展分布式推进控制算法，根据飞行员设置的系统总推力目标来综合单个推进器指令；开展能量管理系统研究，分析不同飞行模式下的发电机加载、电池充放电时间表；验证诱导前缘高升力翼型结合分布式电推进系统在较低飞行速度时的效果。

试验完成后，车载的试验系统可以拆装到固定试验台上用于后续其他技术研究，车载试验获得的结果将用于指导后续飞行试验样机的

设计。

混合动力电推进系统作为一种新颖的动力形式，目前公开的试验测试平台很少。参考美国在这一领域的技术发展规划与试验设备建设，为支撑混合动力电推进系统研究，应首先建设百千瓦量级的系统总体试验平台，同步开展部件试验设备建设，在此基础上逐步发展兆瓦级混合动力电推进集成测试平台及相关飞行测试平台。

结束语

发展更为先进、测试精度更高的试验/测试设备是研制新型动力系统的保障。目前，国内在航空动力试验/测试设备设计、研制方面取得较大发展、积累了一定的经验，但是一些关键设备、测试传感器/仪器的研发技术尚未突破，建议系统梳理航空动力试验/测试设备研制所涉及到的技术问题，加强基础研究，提升国内试验测试设备技术水平，推动未来高超声速动力、混合动力等新型动力系统发展。

航空动力

(贾真，中国航发研究院，高级工程师，主要从事航空发动机及新型推进系统燃烧室优化设计研究)