

6.5 马赫超燃冲压发动机的 近期飞行试验结果

编译: 吴家彤

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

摘 要: 根据与 NASA 签订的协议, CIAM 和 NASA 在 CIAM 的高超声速飞行实验室“Kholod”上联合进行了第四次双模式超燃冲压发动机飞行试验。此次试验旨在进行 6.5 马赫飞行,并在哈萨克斯坦中部 Sary Shagan 试验场成功完成。此次地面发射的火箭是一枚改进型俄罗斯 SA5 型导弹,该重新设计的超燃冲压发动机加速后达到高于 6.4 马赫的一个新的最高飞行速度。此次发射是在真实飞行条件下的完燃模式下进行的,这项计划的主要目的是获取飞行与地面测量数据间的相互关系,分析和风洞试验在俄罗斯或(也可能在)在美国做。本文阐述了该计划的方案设计及其目的,以及为了达到 6.5 马赫目标试验条件而采用的超燃冲压发动机和 SA5 型导弹重新设计的技术细节。概述了此次发射的操作过程。最后,对初步飞行试验结果做了介绍和讨论。

关键词: 超燃冲压发动机; 飞行试验; 双模式

中图分类号: V235

文献标识码: A

文章编号: (2004)02-0048-06

1 引言

当前,世界上一些国家,如美国,日本,法国,德国和俄罗斯已经独立或联合从事着解决高效低成本高速全球点对点飞行和空间运输的吸气式推进技术的研究和开发,而超音速冲压喷射装置,因其潜在的性能优势和设计方法的有效性,一直是该研发的重点。实行一些计划,如此次俄罗斯-美国联合项目,即是为了探求这一主要的最新航天技术。

以前,俄罗斯莫斯科的 CIAM(中央航空发动机研究院)进行过三次火箭助推的轴对称双模式、6 马赫超燃冲压发动机(图 1)的飞行试验。第一次是在 1991 年 11 月,第二次在 1992 年 11 月同法国联合进行。这两次试验的飞行马赫数分

别为 5.5 和 5.35。第三次在 1995 年 3 月也是同法国联合进行。这一次因机载电源系统发生某些故障使发动机运行失败。然而,已在 5.8 马赫时获得无燃料冷流动发动机的数据。这三次飞行超燃冲压发动机均安装在 SA5 地对空导弹的头部,并使用了包括一座称为高超音速飞行实验室(HFL)“Kholod”的实验飞行支持装置。

1994 年 11 月,NASA 同 CIAM 签约继续探索从低于 6 马赫的冲压式、双模式到 6.5 马赫的完全超声速燃烧(冲压式)模式的超燃冲压发动机的工作机理。为此,超燃冲压发动机由于热负荷高,需要重新设计燃烧室和主冷却系统。同样,马赫数要提高到 6.5 需要改进 SA5 的助推器以减少阻力和提高性能。合同规定制造四台相同的发动机来完成所要求的全部地面和飞行试验。头两台发

收稿日期: 2003-11-28; 修回日期: 2004-01-29。

作者简介: 吴家彤(1963-),男,翻译,研究领域为液体火箭发动机情报分析。

动机用于模拟达 6.5 马赫飞行状态的风洞试验。第三台用于飞行试验，而第四台是备用的飞行试验发动机。NASA 在 langley 研究中心对头两台发动机中的一台所做的地面试验按计划安排在完成飞行阶段之后。CIAM 将其甲烷加热的，已有破损的 C16 V/K 风洞（图 2）加以改进，从而可延长试验时间（因装了一个新喷管），并可按表 1 所列试验条件对整台全尺寸发动机进行试验。

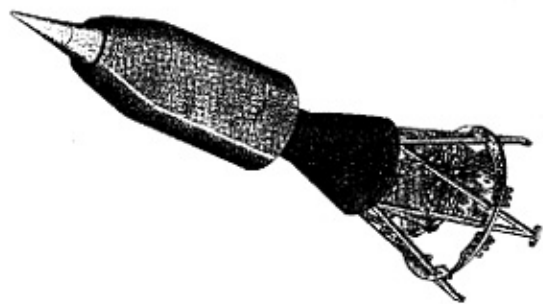


图 1 超燃冲压发动机的外观概念图

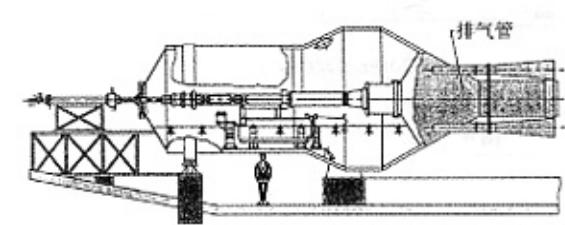


图 2 CIAM 超燃冲压发动机的大尺寸模型
风洞试验设备 C-16 V/K

表 1 试验条件

		冲压式喷气 发动机模式	超燃冲压发 动机模式
氢流量	kg/s	0.3	1.4
空气质量流动率	kg/s	20	30
空气温度	K	2000	2500
喷管进口空气压力	MPa	1.0-7.5	20
喷管出口气流马赫数		3.6	8
试验时间	s	30	30

此次联合研究计划的目的是探索和测量全超燃模式，找出飞行数据同地面试验的规律及分析方法。这些目的包括找出一种设计和分析方法，

并比较 NASA 和 CIAM 的地面试验设备、试验技术和试验结果。为了进行对比，双方共用相同的传感器和测量部位，以方便将数据同预先分析结果进行对比。

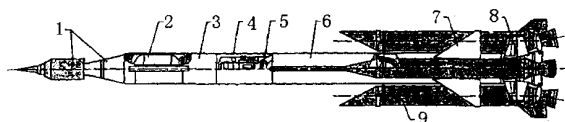
另一个主要目的是尽可能多地让 NASA 的技术人员参与研究、分析和试验的工作。除了比较双方的试验结果，试验方法和试验技术之外，该计划还给予 NASA 一个直接机会学习俄罗斯的试验设备和试验技术。另一项好处是，NASA 已向 CIAM 提供了一份对发动机设计，测试仪器和地面试验设备运行的独立评估。

2 高超声速飞行实验室“Kholod”

高超声速飞行实验室（HFL），即“Kholod”，是一个完整的实验系统，包括超声速冲压喷气发动机和推进剂，发动机控制/发动机冷却的测试仪表及远距离测量系统。设计此实验室原本是为了改进 SA5 原有效载荷的尺寸和质量。

图 3 为一座完整的 HFL 的示意图。HFL 包括三个主要支持舱：N1、N2 和 N3A/B（在发动机尾部）。圆锥形 N1 舱包括一个从发动机到圆柱形助推器的过渡段，其上覆盖有隔热蒙皮，以防止发动机排气的侵蚀。N1 舱内装有发动机控制系统，燃料调节器以及测试传感器。N2 舱内装有双壁式绝热液氢储箱。N2 舱的后面是 N3A 舱。N3A 舱中包含用来将燃料挤压到发动机的加压氮气瓶。N3A 舱内也装有用于气动动作的高压氮气瓶。最后的 N3B 舱内装有遥测系统、电池和 SA5 导弹控制系统。

HFL 上的测试传感器包含 83 个压力传感器，其中的 43 个用于测量发动机管路管壁承受的压力；有 58 个热电偶，其中的 38 个沿发动机管路布置；此外，还有 46 个其他系统的传感器。除了以 1.5Hz 响应频率传递的模拟的温度，大部分数据是以每秒 50 次数据采样的速度测量的。NASA 还提供了另一种测试传感器，以比较或改进俄罗斯的测量系统。它包括一套安装在机身的三轴振动传感器和几个流程上的压力传感器。



1—带有 N1 舱、调节系统和燃料供应系统的实验型超燃冲压发动机；

2—N2 舱，液氢储箱；

3—N3A 舱，氮/氦供压系统；

4—N3B 舱，飞行控制系统和电源；

5—推进剂储箱控制系统；

6—SA5 火箭发动机；

7—尾翼；

8—滚转控制面；

9—固体助推火箭

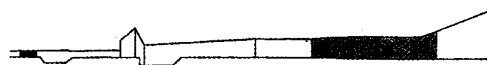
图 3 高超声速飞行实验室

3 轴对称超燃冲压发动机：描述和重新设计

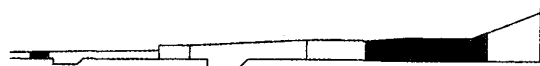
以氢为燃料的 58L 型轴对称超燃冲压发动机基本上采用一种 CIAM 的 6 马赫的设计结构，只是修改了它的燃烧室、进气道前缘和冷却系统，以便进行 6.5 马赫的试验。固定几何形状的、使用三段园锥形扩压器构成的进口段的半锥角为 10° 、 15° 和 20° 。此几何形状会在 6 马赫时在进气道前缘或整流罩边沿处产生一种单边性震动条件，在 6.5 马赫时发生轻微的超速气流条件。据信，这一进气道设计可产生满意的发动机性能，而无需对全部进气道重新设计或重新试验。

进气道整流锥和进气道前缘不冷却，但在前缘处的 EP666 不锈钢材料被一种新的称作 Fekral 的铬铝合金钢代替。采用这种新材料是必要的，因为分析表明，当以前在 6.5 马赫飞行时，前缘处的温度过高；这种温度超过了 EP666 钢的能力。这种新的 Fekral 材料的热导率和 EP666 钢大致一样低。然而，它的耐热性能的提高使它在温度提高时能工作更长时间，从而能满足在 6.5 马赫工作大约 5 秒钟的目标试验条件。在外整流罩前部附近喷涂有一层铬镍涂层，将热辐射率提高至 0.90。

在燃烧室区域（图 4），进气道和燃料第一喷注器之间的隔离器延长了 33 毫米，以减少进气道和燃烧室的相互影响。为了提高燃烧稳定性和燃烧效率，将燃料第一喷注器和第二喷注器之间的燃烧室区段延长了 45 毫米。在缩短的内喷管之前，是最后第三燃料喷注器。在第一和第二燃料喷注器沿壁安装的燃料喷嘴，与燃烧室轴线成 30° 角。每一燃料喷注器具有直径各为 1.7 和 2.1 毫米的 40 个沿发动机环形分布的燃料喷嘴。相类似地，第三个燃料喷注器的 40 个直径 2.1 毫米的燃料喷嘴与燃烧室轴线成 45° 角。在每个燃料喷注器后面有一个可连续工作的双电子火花式点火器的火焰稳定腔。燃料第二喷注器的火焰稳定腔已改进成一个简单的向后伸展的台阶以减少内部气流阻力。



(a) 57 型超燃冲压发动机



(b) 58L 型超燃冲压发动机

图 4 58L 型超燃冲压发动机的燃烧室同以前的 57 型燃烧室几何外形比较

发动机罩与发动机中心机体的连接，是通过发动机上端的三根非冷却支撑及下端的四个承载支撑实现的。燃料管、压力和热电偶测量管以及电火花塞导线均经中心到发动机罩的四个承载支撑布局。这些支撑用钼钢制造，表面涂了热防护用的二氧化硅。

液氢储箱的液氢在进入发动机之前，是作为发动机再生冷却剂利用的。燃烧室的冷却系统已做了改进（图 5），以便在喷射变为气态氢燃料前提高其冷却效率。在发动机罩与发动机中心机体之间的通道中有一个新改进的铜合金衬套，衬套上是化学铣成的 2X2mm 的纵向冷却槽。中心机体侧有 200 个冷却槽，而发动机罩侧有 280 个冷却槽。冷却衬套的内壁或背边是钢板制造的，通过银焊方法与铜合金热壁焊在一起。为了便于制造和装配，冷却衬套的热侧几小段为不锈钢，以便

于安装传感器，在火焰稳定器的前部安装燃料喷嘴。在内喷管下端的最后一个支撑吊环处也采用全钢材冷却衬套件部分也作为一个全钢的冷却衬里保留下来。整个发动机，包括内部布局的传感

器，管路和阀门，焊在一起成为单一的组合结构。所有管路和电缆布线都从发动机中心机体伸出，直至 HFL 的其余部分。发动机的技术特列结在表 2 中。

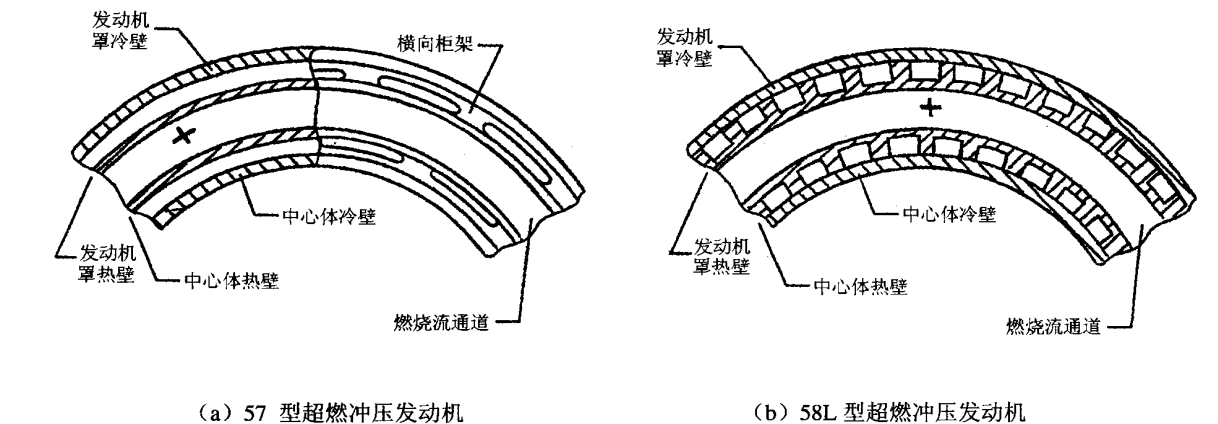


图 5 燃烧室冷却剂槽横剖面

表 2 发动机特性	
长度（包括进气道中心锥），mm	1542
最大外径，mm	402
进气道入口面积，cm ³	400
重量，kg	115
液氢最大加注量，kg	18
马赫数试验范围	3.5-6.5
最大燃料质量流量，kg/sec	0.15
最大冷却剂流量，kg/sec	0.3 ± 0.05
进气道压力，kPa	50-70
燃烧室压力，MPa	<0.5
冷却管道进口处氢气压力，MPa	2.2 +0.3, -0.2
燃烧室最大气流温度，K	2800
发动机最长工作时间，sec	80

4 SA5 导弹助推器的改进

CIAM 采用了 60 年代服役的 SA5 导弹助推器和 HFL。用这种导弹，是因为其性能和弹道轨迹符合轴对称超燃冲压发动机的试验要求。从有轨电车上发射的 SA5 除了液体火箭主发动机之外，还有四个捆绑式固体助推器。因 HFL 的尺寸和质

量基本上替代了原来的有效负载，这就使 SA5 得到其 6 马赫的最高飞行速度。对该导弹的改进，意在使其满足飞行试验中动压为 57.46KPa 时达到 6.5 马赫的飞行条件。这些改进包括 HFL 和导弹上几处质量和阻力的减少，改变了控制系统，将控制垂直安定面尺寸减少 75%；液体推进剂加注量增加量为 164kg；换上一个短寿命的小电源。全部硬件质量的减少大约为 124kg，同时阻力减少 6%左右。发射角也从原来的 48° 增加到 52°。

采取了以下措施增加 164kg 推进剂：减少正常工作所需的推进剂储箱气垫，增加燃料的低温密度。这些措施要求发射必须在加燃料于 SA5 火箭后的 48 小时内进行。要求发射时的环境温度为 -5℃ ± 5℃。允许液体火箭主发动机延长 3 秒运行时间，并且，还需要增加大约 3%的总推力。

对 SA5 改进的合理性于 1997 年 8 月 1 日在 Sary Shagan 试验场通过飞行试验。试验中使用了一套模拟超燃冲压发动机和 HFL 尺寸和质量的模型。这次正午时发射，环境温度为 21℃。储箱内火箭燃料温度 23℃，氧化剂温度 22℃。然而，在 116 秒的飞行中，马赫只达到 6.20。这一结果表明：如果将试验发射环境温度修正到计划的 -5℃，则可望获得可能的最大飞行马赫数为 6.5 ± 0.1。

5 发射准备和飞行

该次 CIAM 超燃冲压发动机的发射飞行是在哈萨克斯坦共和国的 Sary Shagan 试验场(位置在 Balkash 湖边岸城市 Almaty 以北大约 300 英里处)进行的。试验场基本上是一块广阔平坦干旱的荒原,湖的西面是 Baikonur 空间发射阵地。

在天气预报表明气温将低于前几天不宜试验的气温 5°C 之后,开始了发射准备。当环境温度开始降到晚间 -20°C , 白天 -10°C , 于 2 月 11 日加注燃料和氧化剂。在距离实际发射阵地 6km 的某安全处小心地对 SA5 火箭加注推进剂,然后在当天晚些时候将火箭缓慢地移动到发射阵地以开始发射前的系统检查。

发射在 2 月 12 日由 Sary Shagan 发射场专业人员执行,他们使用了包括发电机,遥感勘测设备,雷达和发射控制车在内的移动发射系统。发射控制车上还有可选频道飞行数据实时自动测量记录传导用的带状记录纸。这些经过严格训练的人员在恶劣天气条件下进行了一次给人留下深刻印象的发射操作。

2 月 12 早晨开始加注燃料,那时环境气温是 -15°C , 天气晴朗,微风或无风。操作的第一步是用氮气吹除发动机推进剂系统,一辆 CIAM 装备和使用的气体色谱分离车测量和控制该净化过程,直至排气表明空气含量低于 0.002% 。第二步是使用气态氢净化气态氮大约一个小时,直到用气体色谱分离装置测量所得的氮气含量也达到低于 0.002% 的水平。这两个步骤可防止液态氢直接加注使系统内水蒸汽凝结,也是一种保证在引入氢之前去除系统中所有氧气的安全措施。燃料加注用气动方式操作,是为了在加注燃料时减少电气设备的危险和尽可能地防止出现电火花。最后一步是小心加注 18kg 液氢,耗时一个小时。液氢加注完时,气动打开排放管排放出加注过量的氢燃料。

液氢在中午之前加注完,接下来是两个小时的最后系统检查、发射和场地操作检查,以及从发射阵地区域撤走所有设备和人员。在最后系统检查时,唯一吊在 HFL 系统上的外部系统是从附近氮-氮气供应车接过来的 1 小段氮气吹除管路。

对整个 HFL 系统的氮吹除一直进行着,直到发射时为止,此时一个自动脱离机构使该吹除管路从火箭脱离下来。

在加注液氢前后,对发射系统和操作过程进行详细拍照和录像。场地人员报告该次发射完全成功,并且遥感勘测设备和雷达的运行也完全正常。

2 月 12 日下午 2 时,在气温 -10°C 并带有来自北方的轻微霜冻的条件下毫无故障地进行了 SA5 的发射。发射角 52° , 大约飞行了 120 秒,向西发射到 150km 处。最初 5 秒钟的推进靠四个捆绑式火箭助推器来完成。在飞行的第 4 秒钟,带有液氢燃料的超燃冲压发动机便开始减少预冷。在弹道飞行的第 18 秒,火箭的俯仰控制自动驾驶仪开始执行 $2.3^{\circ}/\text{秒}$ 的下俯指令直到飞行的第 33 秒。此时,俯仰姿态下低弹道飞行继续保持不变,直到在飞行的第 56 秒关闭主发动机之后的飞行的第 57.5 秒;之后,自动驾驶仪俯仰控制系统脱开,让火箭完成一条弹道飞行轨迹,直到在飞行的第 115 秒执行停止飞行命令。

6 超燃冲压发动机的运行和初步结果

在飞行的第 38 秒当达到 3.5 马赫时,超燃冲压发动机开始工作,同时冷却流量最大。在晴朗蓝天的衬托下,清晰可见超燃冲压发动机的排气飞行云同较小的火箭飞行云在对比展现。当燃料喷射的头一秒钟或头两秒钟开始的时候,飞行云和实时带状记录纸数据都确认尚未开始进气。这种情况维持约 10 秒钟直到在连续喷射燃料条件下重新开始进气,并在以后的飞行中予以保持。

在飞行到 56 秒—59 秒之间时,高度为 21.3km,可观测到马赫数大于 6.4。目标高度是 24km。高度较低时飞行似乎不稳定和不易控制,仍在研究之中。该次飞行中达到的最高高度是 27km。

实时飞行数据的矛盾表明,因为燃料流量减少或甚至为零,燃料第一喷射器工作不正常。目前仍在分析此不正常的原因,但是在超声速内部流动方面燃料第二和第三喷射器运行正常。初步的壁压测量和飞行后的分析都确认在发动机内已

取得充分的超声速燃烧。发动机燃烧运行继续了77秒钟,直到在飞行的115秒钟时接到停止飞行的命令。

飞行后,距发射点150km处将超燃冲压发动机回收,发现该发动机经历飞行后除了结构上变得有些扁平外仍是一个整体。现场检查表明,无论在进气道还是在燃烧室部分,均无严重烧伤痕迹和烧透现象出现。一旦将发动机从试验场取回,便要计划对其内部气流流程进行更彻底的飞行后检查。

7 结束语

本次俄罗斯-美国联合进行的超燃冲压发动机飞行试验项目旨在将列为航空航天学前沿研究项目的超声速吸气式飞行推向6.5马赫的新水平。该联合的CIAM-NASA四台发动机超燃冲压发动机飞行计划的第一个地面和飞行试验阶段业已成功完成。已经获得从3.5马赫到高于6.4马赫在相对较高的动压飞行状态下的有价值的,宝贵的,亚声速和长时间超声速燃烧飞行的数据。对地面和飞行试验数据的进一步分析正在继续,以便为其他当前和未来的计划,诸如美国正在进行的超-X项目,提供检验设计方法和工具有效性的非常有用的数据源。

有了对高超声速飞行实验室及其超燃冲压发动机试验项目所做的重大修改,以及SA5发射系统,就使该飞行研究系统成为获得超声速技术情报的一个极有价值的源泉。俄罗斯已经建立了一种节约成本的方法来用一套完整的发射系统和飞行试验装置开发这些超燃冲压发动机技术。已用几台同样的全尺寸发动机获得马赫数大于6.4的有价值的飞行和地面试验数据以使它们相互关联并改进设计方法。此外,在共享对设计修改的评价、工程分析结果和其他情报及思想方面,CIAM和NASA之间取得了真正的协同一致。

参考文献:

- [1] Roudakov A S, Y Schickhman, V Semenov, Novelli, O. Fourt. Fluid Testing an Axisymmetric Scramjet: Russian Recent Advances. Proceedings of 44th Congress of the International Astronautical Federation, Oct. 16-22, 1993, Graz, Austria.
- [2] Roudakov A, V Semenov V. Kopchenov, C. McClinton, Comparative Flowpath Analysis and Design Assessment of a Mach 6.5 Axisymmetric Hydrogen Fueled Scramjet Flight Test Engine. AIAA96-4571, Nov. 1996.