

# 液氧/甲烷液体火箭发动机 燃烧研究最新进展

编译: 仲伟聪

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

**摘 要:** 近来,俄罗斯和欧洲正在联合进行一个名为“VOLGA”的研究计划。其主要目标是用于可重复使用运载火箭或大型助推器的液氧/甲烷发动机的概念研究。SNECMA 的主要工作是研究预燃室/燃气发生器的可重复使用技术,在液氧/液氢“火神”燃气发生器研制过程中,获得了很多低温推进剂的燃烧经验,但液氧/甲烷富燃燃烧带来了许多新的问题:如喷注性能、燃烧效率、稳定性、积碳形成等。为了解决上述问题,目前正在进行实验和理论两方面的研究。ONERA 的马斯喀特(Mascotte)试验装置就被改造用于研究甲烷的燃烧。最初的研究完成了对低混合比和压力范围在 0.1MPa 到 6.0MPa 下的液甲烷和气甲烷同轴喷注技术的评估。各项研究在继续进行,以求对液氧/甲烷低温燃烧问题进行完整的描述和理解。除了上述研究外,还在进行计算流体力学数值模拟工具的更新工作,但是只有一些非常特殊的工况点才需要进行修改工作,这是因为过去的火箭发动机燃烧研究工作已经对液氧/液氢低温燃烧特性有了深入的理解,有很多研究成果可用于液氧/甲烷燃烧研究。目前的主要问题集中在甲烷的高频燃烧稳定性和燃烧化学效应方面。在一个称为 INCA 的新的燃烧研究计划框架内将对这些问题进行研究。

**关键词:** 液体火箭发动机; 液氧/甲烷; 喷注器; 低温燃烧

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2004)01-0052-07

## 1 引言

目前,人们对采用液氧/甲烷火箭发动机作为可重复使用运载火箭和大型液体助推器动力装置的兴趣越来越高,重点是在返回式助推器的可重复使用方面。例如,TSTO(两级入轨)发射系统,一级用液氧/甲烷推进剂组合的可重复使用发动机,二级用液氧/液氢推进剂组合的可重复使用或一次性使用发动机。在欧洲和俄罗斯,已经把该系统作为未来空天运输系统很有潜力的候选者。

“VOLGA”计划是由欧洲和俄罗斯工业界在重新组合 SNRCMA / Astrium / Volvo, CaDB /

NPO Energomash / Techspace Aero / KERC 的基础上提出的,该计划将进行一些技术准备方面的研究,其目的是证明液氧/甲烷尤其是可重复使用液氧/甲烷火箭推进系统的优越性和可行性。这个计划包括缩尺件设计、试验和完成有代表性的演示产品等工作。该计划将依据 CNES(法国宇航局)的研究方式,分为成熟化和演示化两个阶段。尽管人们关注燃烧技术,并且由于俄罗斯和美国的许多发动机都用液氧/煤油推进剂,在液氧/烃类发动机和燃烧设备相关问题方面也已经获得了大量经验。对于液氧/甲烷预燃室相关技术,尽管在 80 年代也做了些工作,但经验仍然很有限。

收稿日期: 2002-05-22; 修回日期: 2002-07-05。

作者简介: 仲伟聪(1977—)男,助理工程师,研究领域为液体火箭发动机气动传热及流场分析。

2 预燃室技术分析

在欧洲，液氧/液氢“火神”燃气发生器的技术研究为研制低成本液氧/甲烷预燃室或燃气发生器积累了相当的技术储备。但是，液氧/甲烷的富燃燃烧带来了新的不确定性，它需要重新审视其它设计参数，如成本、可操作性、可重复使用性等。

2.1 主要问题

与现有的液氧/液氢喷注器研究的数据比较发现，必须强调下面几个方面的问题：喷注器性能预估（尤其是液态甲烷的喷注）、火焰稳定、推进剂混合、氧/甲烷的燃烧特性和它对总燃烧效率的影响、积炭的生成、点火特性、低频燃烧稳定性（关于稳态和深度调节能力）以及高频燃烧稳定性。

2.2 混合比的选择

关于富甲烷的燃烧，现有文献数据表明，在混合比低于 0.6 时，化学平衡假设是不适用的。Tamura<sup>[5]</sup>和 Huebner<sup>[4]</sup>等人所作试验证明，在混合比低于 0.6 时，实测温度与化学平衡计算温度之间存在偏差。产生偏差是因为液氧/甲烷燃烧是有限速率的化学反应，但限制化学反应速率的因素仍然不清楚（如一氧化碳/二氧化碳含量比，积炭等）。

另外，喷注盘上喷注单元的类型和排列形式

对燃烧效率有很大影响。通常采用气体采样和扰动与非扰动诊断来确定反应程度，评估典型燃烧室的性能。

2.3 喷注器性能评估

已经证明，切向同轴喷注是一个解决低温气—液喷注问题简单可靠的技术。参考液氧/气氢燃气发生器或预燃室、主燃烧室的大量数据，这项技术已经成功运用到液氧/液氢“火神”1 和“火神”2 燃气发生器的研制中。在研制过程中，喷注单元性能（火焰长度与每个单元质量流量）的优化和高频燃烧稳定性评估也在考虑之中。表 1 是一个典型的应用切向同轴喷注的液氧/液氢和一个混合比为 0.3 的液氧/甲烷“VOLGA”发动机预燃室的各种相关性能参数的比较。

很明显，尽管液氧/液甲烷的动量比可以接受，但速度比仍然很低，这是由切向同轴喷注技术固有的局限性引起的。通过液氧旋流和用于 MS100 发动机的以一甲基肼/NTO 燃气发生器的碰撞射流技术来改进雾化质量都在考虑之中。

众所周知，液氧/甲烷的燃烧稳定性比液氧/氢更差。收集、建立一个实验数据库，对确保模型的安全（单喷嘴实验对决定燃烧时滞是很有用的）和大幅度降低危险性（采用缩尺件燃气发生器）是很有用的。

表 1 液氧 / 甲烷同轴喷注器性能参数

	Huebner 等人的 试验结果 <sup>[4]</sup>	Tamura 等人的 试验结果 <sup>[5]</sup>	典型的液氧/液氢 预燃室	VOLGA 预燃室
室压（MPa）	24.6	6.8	10.0	25.0
速度比	13.3	15.3	16	8.7
动量比	29.5	10.9	16	26.4

关于液氧/甲烷的燃烧，很多学者提到了积碳问题，尽管认为液氧/甲烷燃烧形成的积炭比液氧/煤油燃烧要少。然而，在开机和关机瞬间的积碳必须引起重视，这是多次重复使用、低维护的液氧/甲烷发动机的一个关键技术问题。因此，要解决这个问题，很有必要建立一个缩尺喷注器的点火试验数据库。

3 液氧/液甲烷预燃室技术计划

在“VOLGA”计划中，将由 SNECMA 和 NPO 共同完成一个缩尺件液氧/甲烷预燃室的设计和生

产。

一个高效率的研制要有雄厚的科研基础（单组元和多组元试验）和可靠的设计工具（0D-3D）。基

于上面提到的问题,对液氧/液甲烷燃烧室的研制计划已经有了一个全面的认识。这个研制计划将由 KERC、SNECMA、ONERA 和 CNES 共同承担。这个国家级燃烧研究计划框架包括一个可观测高压燃烧室的单喷嘴基础实验 (SNECMA/马斯喀特 VO4), 同时进行更多的技术工作。在液甲烷喷注温度为 125K、混合比为 0.2~0.4 (燃气发生器/预燃装置的范围) 到环境温度、混合比为 3 (主燃烧室的范围) 的试验条件下, 根据马斯喀特试验设备的要求, 将要对几种喷注单元的方案进行评估。在上述条件下, 液氧和甲烷都处于超临界的状态, 所以取室压为 6.0~7.0MPa 进行研究。

还进行了更多的研究工作, 部分已经涉及到低温燃烧的基础研究。阿里安 3 号运载火箭的 HM7 上面级失败后, CNES 和 SNECMA 联合 ONERA 和 CNRS 致力于一个名为 GDR “火箭发动机燃烧” 的低温燃烧研究项目。这个项目专门开展液氧/氢燃烧研究, 主要结论和特点已经在 2001 年发表, 该部分内容总结于文献 [2] 中。

下面简要介绍一下 GDR “火箭发动机燃烧”

的一些基础研究结果。

### 3.1 GDR “火箭发动机燃烧” 项目

通过 GDR “火箭发动机燃烧” 研究小组的努力, 关于在亚临界和超临界压力下液氧/氢同轴喷注的研究已经有了相当大的进展。这个项目主要集中在下述三个方面:

#### (1) 基础研究和试验研究

对物理变化占优的过程通过数值计算的方法进行研究, 先直接进行数值仿真, 然后用相似的流体进行试验研究。例如对火焰稳定性、火焰扩散和雾化机理都运用这种方法进行了研究。

#### (2) 建模, 用数值计算流体力学程序进行研究

一些最新的物理模型对低温湍流流动是不适用的, 因而需要对这些模型进行合理的改进。随后对一些特殊点进行了研究: 通过对密集喷射中液体/气体喷嘴表面密度分布预测建立了基本的雾化模型、大密度比 (达到 300) 流体的湍流混合、跨临界雾化等。

#### (3) 用于验证的定性测量

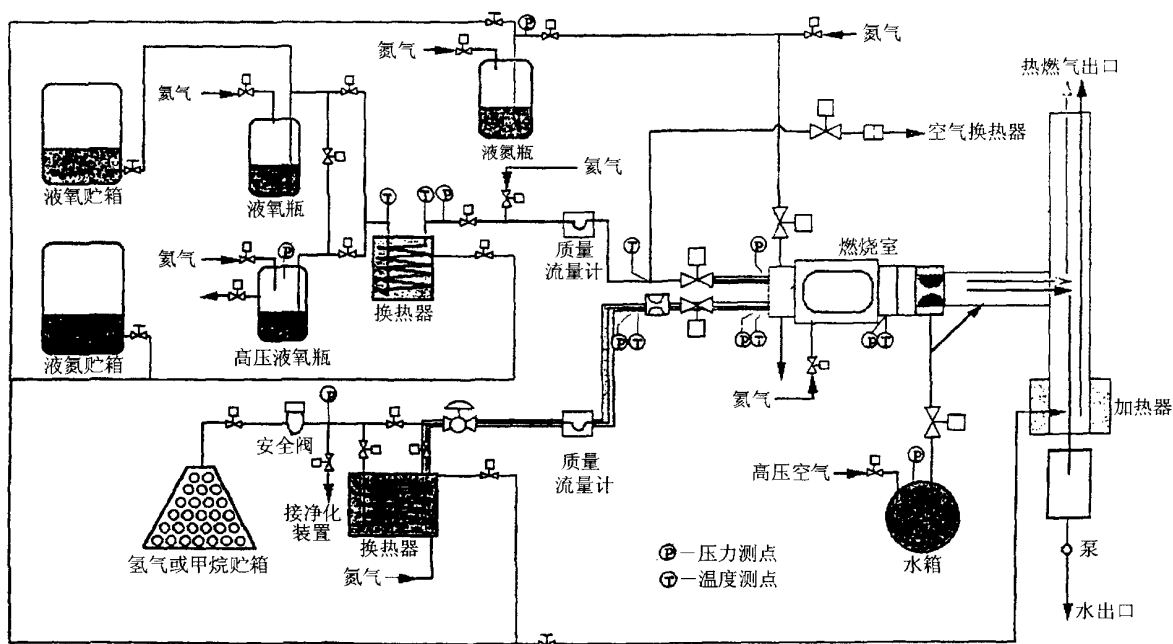


图 1 Mascotte 试验台简图, V04 方案

在马斯喀特试验装置上, 从压力 0.1MPa 到 6.0MPa 范围内, 进行了几种诊断研究的测试。这

些诊断研究主要包括： $\text{H}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  的卡式测量（CARS）（Coherent anti-stokes Raman）、Raman 自发技术，OH 和  $\text{O}_2$  平面激光诱导荧光测试技术（PLIF）、OH 散射技术、激光多普勒测试（LDA），相位多普勒力度场分析（PDPA）。所有的这些测试数据都被收集到一个低温燃烧室技术基础的数据库中。

从过去液氧/氢燃烧的研究中，获得了大量的知识和经验，所有这些为液氧/甲烷燃烧模型的建立提供了重要参考。

事实上，对这两种推进剂而言，有几个基本的物理过程很相似，比如雾化、湍流混合等。从最近在马斯喀特试验装置上观察到的氧/气甲烷燃烧的火焰看，更进一步说明了这一结论。

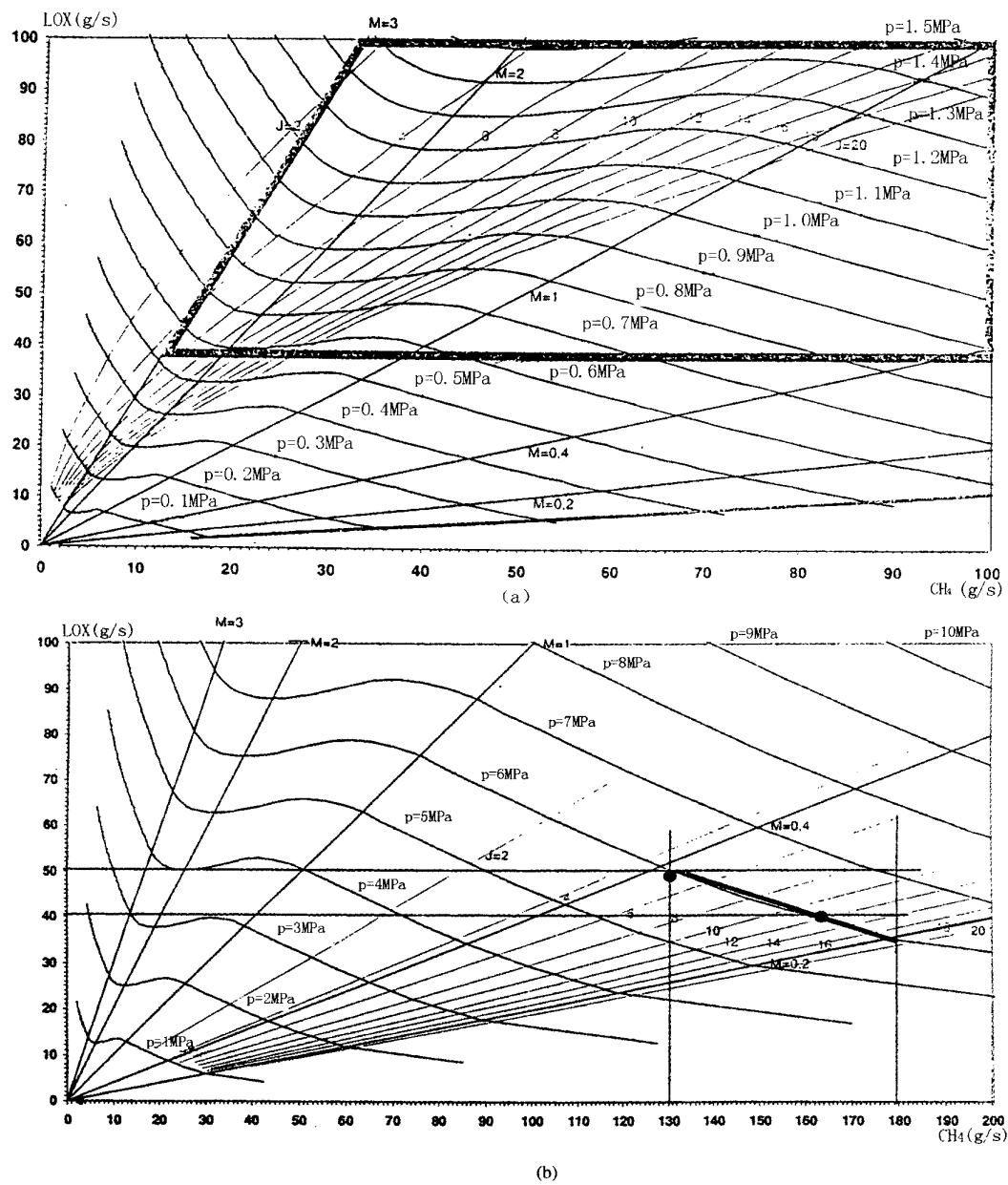


图 2 Mascotte V04 方案理论工作范围  
a: 气甲烷为室温和低压条件下; b: 液甲烷为 120K 和高压条件下

### 3.2 马斯喀特试验装置应用于甲烷研究

最初马斯喀特低温试验台由 ONERA 建造并用于液氧/氢火箭发动机同轴喷注器的燃烧研究。从 1994 年到 2001 年, 这个试验台的用途逐步得到扩展, 并且进行了很多实验, 尤其在高压试验方面得到很大的扩展, 能达到 7MPa, 这个压力远远高于液氧的临界压力 (5.04MPa)。2001 年 6 月在法国图卢兹举行的最终讨论会上对这项工作进行了总结。

在这次综合讨论会之后, 在 CNES 的赞助下, 作为新计划的一部分, 马斯喀特工作台被改造用来进行液氧/甲烷燃烧研究。工作台的改造主要涉及到两个方面: 首先是燃料供应线路, 改造后既可以喷注氢 (保持设备原来的能力), 又可以喷注甲烷; 第二个改进是对环境的保护。

氢的供应线路包含一个换热器 (如图 1 所示), 设计的这个换热器在 30s 的试验过程中可以连续地把质量流量为 100g/s 的氢从环境温度冷却到 100K。这个换热器拥有足够的功率使得最大需求质量流量为 250g/s 的甲烷液化, 并可以对液氧与液甲烷一起喷注的燃气发生器或预燃室进行研究。然而, 燃气发生器在很低的混合比下工作 (典型的混合比是 0.3, 对应的液氧/甲烷燃烧的化学当量混合比为 4), 这就引起大量没有燃烧的甲烷排入到大气中。为了使这种情况下的危险性降至最小, 空气液化公司设计了一种新装置, 这一装置安装在高压燃烧室喷嘴出口的下流 (如图 1), 通过大流量的预热氮气稀释燃烧的燃气, 然后排出。

图 2 所示的是马斯喀特液氧/甲烷 (V04 方案) 试验台的理论工作范围。除了给出的流量限制和推进剂混合比限制 (混合比从 0.2 到 3) 外, 从这个图表中我们还可以发现压力和  $J$  等值线的关系。这里  $J$  是喷注过程中气液动量通量比。由于液氧喷嘴几何结构和喷注温度保持不变, 这些曲线依赖于下列三个参数: 燃烧室喉部直径、决定燃料物理状态 (液体还是气体) 的温度和密度、处于外环的甲烷喷嘴直径。

### 3.3 第一个实验结果

从 2001 年 8 月到 2002 年 2 月硬件的改造已经完成, 并且在 2001 年 10 月到 2002 年 5 月进行了更为复杂的验收试验 (低压气甲烷, 高压气甲

烷, 低压液甲烷, 最后是高压液甲烷)。

允许用液态甲烷和气态甲烷来检验设备的性能。在试验台上实现了点火并且稳定的燃烧室压力达到了 5.5MPa。在低压条件下 (大约在 1MPa) 获得了一些超音速羽流 (没有空气液化设备) 和喷注器附近的火焰图像。

### 3.4 试验方案

在验收试验完成后, 计划在马斯喀特试验装置进行两个技术项目。

第一个项目是对燃烧效率和同轴喷注器的温度分布的评估, 这一项目正在进行中。在喉部上游放置了一组热电偶, 根据表 2 的压力和混合比范围预估得到了平均温度曲线。绝对压力传感器和动压传感器可以把燃烧稳定性和燃烧效率量化。

表 2 压力和混合比范围

	气体	液体
压力 (MPa)	1.0, 3.0, 5.0	5.0~6.0
混合比	0.3~0.7	0.25~0.4

第二个项目于 2003 年开始。具有气体采样分析功能的采样探针可以估计出喷注盘下游的主要成分分布。

### 3.5 试验计划

在接下来的几年中, 更多基础课题的科研项目已经列在计划之中。

各种诊断和测量技术将用来预估液氧/甲烷在高压下的低温燃烧问题。这些技术包括 CARS, 拉曼 (RANMAN) 诊断技术, 高速成像技术或其它暗线成像技术。所有的这些诊断技术都是为了收集数据来进行软件验证。

## 4 液氧/甲烷湍流燃烧模型

近年来, 在火箭发动机的研制过程中, 数值仿真在缩短发动机研制周期和提高对低温推进剂燃烧的理解方面已经成为一种很有前途的方法。然而, 要给出描述发生在同轴喷注器下游燃烧大范围的物理变化过程的完整模型, 尤其具有挑战性, 并且能够验证该物理模型的相关基础数据也很少。

后续的工作将在众多的领域内开展多项基础研究和实验研究,包括:初级雾化和二次雾化、跨临界蒸发、动力学、湍流燃烧、实际气体效应、低温反应流动的数值方法和用于模型验证的实验数据等

虽然在氢/液氧燃烧方面有大量的知识积累,但是对烃类燃料,主要是液氧/液甲烷的喷注和燃烧过程的不了解又引起了新的问题。

#### 4.1 液氧/甲烷燃烧模型的新问题

公认的问题如下:

(1) 积碳的生成:与氢燃烧相比,甲烷氧化可能产生积碳颗粒。产生积碳的数量可以通过求解两个传输方程来预计,这两个方程分别是积碳质量分数方程和标准化基本核子基本浓度方程,当然通过经验公式确认也是必需的。

(2) 燃烧效率:在低混合比下,化学不平衡效应变得非常明显,并且降低了燃烧效率。应该用完善的模型来描述这一化学作用,并且该模型能描述湍流场和最小化学时标的相互作用。一种名叫 COFM 的方法可以用来求解标量概率密度函数的传输方程。同时结合简化的化学动力学对湍流混合进行很好的描述。这个建模过程已经成为 SNECMA “INCA” 燃烧研究计划的一部分。

(3) 燃烧不稳定性:众所周知,与液氧/液氢燃烧相比较,烃类燃料的燃烧对扰动更敏感,这将导致燃烧的不稳定性。在这方面可用的理论很少,并且发动机的稳定性区域是在研制过程的结束阶段通过稳定性测试实验来估计的。为了在这一领域有所进展,CNES 和其合作者 ONERA、CNRS、DLR、SNECMA 和 ASTRIUM 公司的研究部门成立了一个致力于高频不稳定性研究的法-德工作组。

(4) 实际气体的影响:氧、氢、甲烷的临界值分别为 154.6K 和 5.04MPa、32.3K 和 1.29MPa、190.6K 和 4.6MPa。图 3 所示的是这三种物质在 6MPa 下的  $(\rho RT/PM_i)$  (压缩系数的倒数) 曲线。对实际气体而言,在同一压力下存在的差异是很明显的。这可以推断出,氢在很大温度范围下的特征像理想气体。由于氧和甲烷临界点很接近,它们的压缩系数的倒数表现出了很相近的趋势,因此在建模过程中应用实际气体方程是必要的。

由于液甲烷的喷注温度约为 125K,应用实际气体的模型对燃气发生器和预燃室燃烧的模拟显得更为真实。

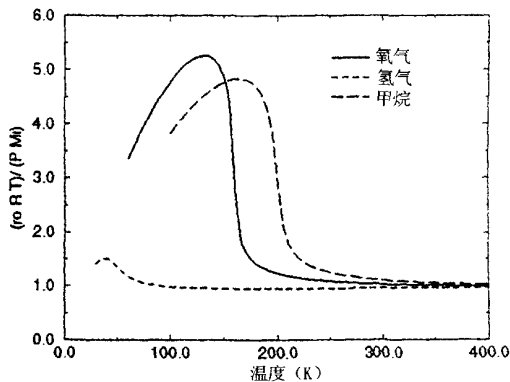


图 3 氧气、氢气、甲烷在 6MPa 下的  $(\rho RT/PM_i)$  曲线

#### 4.2 应用计算流体力学方法预估液氧/甲烷喷注器性能

对同轴液氧/甲烷喷注器单元,已经进行了初步的计算,计算采用了三维纳威尔-斯托克斯方程的 N3S-Natur 程序。

N3S-Natur 是一个非结构化的、可压缩的、使用罗氏 (Roe) 格式计算实际气体的 RANS 程序。几种数值计算的特征如:当地时间步长、预处理、隐式方程和用于预估非稳态计算的空间和时间二阶离散的方法被采用来加快低马赫数下的收敛速度和空间计算精度。

应用 N3S-Natur 进行了一个算例。计算的几何体是马斯喀特燃烧室的一个同轴喷注器。液氧和甲烷的温度分别为 90K 和 300K,室压设置为 6MPa。液氧的质量流量为 100g/s,燃烧室混合比为 1.7。

由计算可知,温度在 90K 到均匀火焰前端的 3100K 之间变化。这个温度远低于通过化学平衡程序计算得到的绝热火焰温度 (3567K)。这么大的差别是由于流场和湍流/化学反应交互作用产生了很大温度波动引起的。类似的从马斯喀特燃烧室中的摄像来看,火焰停留在液氧后面。在喷注盘下游,各组份发生剧烈的湍流混合,逐渐产生均匀燃气。

(下转第 64 页)

靠的载人往返器进入轨道。阿里安5运载火箭给欧洲和其它的ISS合作伙伴进入ISS和用可靠的载人往返器执行其它的任务提供了额外的手段。

最后,因为ISS是国际资产,所以往返ISS运输是国际责任。由于这个原因,以及为使单个国家的投资成本最小,可靠的往返器的研制和运作可能是一个涉及所有ISS合作伙伴的合资经营。这个研制途径的有益成效使每个国家同样可以使用这种概念,在运载器能得以应用的地方满足各自的空间运输需要。

#### 参考文献:

- [1] Ride Sally K. Leadership and America's Future Space Group of 1987. A Report to the NASA Administrator, August 1987.
- [2] Augustine N. Report of the Advisory Committee on the Future of the U.S. Space Program. 1990.
- [3] Stone H W, Piland W M. 21<sup>st</sup> Century Space Transportation System Design Approach: HL-20 Personal Launch System. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.30, No.5, 1993.

(上接第 57 页)

液氧以最大流量喷射时,在喷口处其密度为  $1115\text{kg/m}^3$ 。由于燃烧和混合的作用,密度沿着流动方向逐渐减小。液体核心特征尺寸  $L$  与液氧喷嘴内径的比值大约是 1.3。这个比值是对同轴喷注混合效率的粗略估计。GDR “火箭发动机燃烧”给出了一个关于预估液体核心特征尺寸  $L$  的计算关系式:

$$\frac{L}{D} = \frac{6}{\sqrt{J}}$$

$J$  是在喷注单元外环与中心区的动压比。将其用于我们研究的结构,得到一个相同量级的  $L/D$  ( $L/D$  约为 1.5)。

## 5 未来要开展的工作

在今后的研究中,预计将进一步增加马斯喀特燃烧室的压力,并且结合激光诊断、流体摄像、用热电偶和气体采样设备进行整体测量来开展试验工作。运用试验获得的知识,进行积碳的生成和非化学平衡富燃燃烧的研究。

另外一点是对用于喷注器概念性的数值计算

流体力学工具的升级。对液氧/甲烷的燃烧研究而言,把过去致力于液氧/氢的燃烧研究中所获得的知识加以额外的拓展是很有必要的。这些拓展主要是对生成积炭和存在化学不平衡时产生的化学作用进一步量化。

除了上述工作外,还要与 NPO 合作进行预燃室缩尺件的设计和生产工作。

#### 参考文献:

- [1] Vuillermoz P, Thomas J L, Borghi R, Searby G, Kuentzmann P, Habiballah M. Main Milestones During 10 Year GdR Research Program. Final Colloquium of GdR, Toulouse, June 2001.
- [2] Zurbach S, Thomas J L, Sion M. Technological and Industrial Challenges for Liquid Rocket Combustion. Final Colloquium of GdR, Toulouse, June 2001.
- [3] Thomas J L, Berque J, Sion M. Tricoaxial Injector Technology Development. AIAA1999-2492.
- [4] Heubner A W. High Pressure LOX/HC Preburner Injector Application. AIAA1982-1152.
- [5] Tamura H, et al. LOX/Methane Stage Combustion Rocket Combustor Investigation. AIAA1987-1856.

本期责任编辑:陈红霞