

# 合理的空间运输战略

编译: 王亚训

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

**摘要:** 讨论了可靠进入空间及运送人员和货物去空间站的多种候选方案。有些方案不需要新技术, 只需投入合理的研发资金就可实现。这些方案的实施还可为研发航天飞机的替代产品节省更多的时间, 提供更多的先进技术。对近期空间运输的合理途径的争论仍将持续, 直到出现大多数认可的最能满足长期运输需求的先进系统的解决方案。

**关键词:** 空间运输; 战略

**中图分类号:** V57

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2004)01-0058-07

## 1 引言

早在1981年4月航天飞机首次发射之前, 有关未来空间运输的争论就已经开始。由于低成本空间运输需求越来越明显, 这个争论至今仍没有停止且更为激烈。运载概念的范围包括一级系统和多级系统、全部和部分可重复使用、垂直和水平发射和着陆、以及火箭式和吸气式推进。实际上, 可以看出这种争论已经到了尽头, 且一定程度上争论更多的是基于感性的争吵, 而不是实质的技术结论和迫切的运输需求的调查。负责系统研制决策的人没能充分形成主流意见和行动。当然, 对于有益于全人类的未来空间计划和空间扩张而言, 人们都认为降低发射成本是关键, 并且已经采取积极步骤投资于瞄准这一目标的关键技术。然而, 对究竟需要什么样的系统和谁将建立并运行这一系统仍在争论。

对近期空间运输需求的更为合理的分析, 使对候选运输系统的关注有所不同。例如, 当今世界上仅有两种系统有能力载人入轨——美国的航天飞机和俄罗斯的联盟号, 航天飞机是用于维持未来空间站运行的主要手段。一些人对完全依赖

于单一能力保证人类往返空间提出疑问。由于俄罗斯国内政治和经济的不稳定, 使目前很难依赖于联盟号。

有人曾计划提出一种空间运输体系结构, 采用这一结构能在近期满足先进技术少和资金投入最小的发射要求。美国宇航局(NASA)近来开展一项前沿工业研究(空间运输体系结构研究)以确定在未来二十年满足NASA发射要求的空间运输体系结构方案, 并为代理商的发射计划降低成本。

许多系统方案能保证往返空间的需要, 且每一个可能都会被证明是可行的。本文论述了保证人类往返空间能力所需的运载器特性, 未来发展纲要及技术要求。本文提供的信息主要来自于NASA的兰利研究中心数年来的研究工作, 并得到几项工业计划的支持。几项计划的重点是进行人员运载系统(PLS)的方案论证。在参考文献[1]中很好地总结了这一方案的形成, 包括相关要求的大量讨论。在二十世纪六十年代升力体运载器的研究基础上, 从技术和研制途径方面PLS概念已建立了足够水平的可信度。因此, 可以相信有关PLS的研究成果为确定可靠往返能力所需的最高要求和系统方案建立了可信的基础。虽然本文参

收稿日期: 2003-11-20, 修回日期: 2003-12-15。

作者简介: 王亚训(1974—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机自动器设计。

考了兰利研究中心的大量研究结果,但它不是用来提倡任何特别的概念,而是为了阐述此运载系统的基本原理和要求。

确定未来空间相关需求和概念的几个部门已经提出了用于提供保证人员往返空间的空间运载工具需求。例如,1987年在“美国未来的空间领导地位”研究小组编写了一份通常被称为“萨利莱德报告”(参考文献[2])的报告,其中认为“为发射载人舱或补给舱到空间站,美国应当慎重考虑为宇航员设计的一次性使用的(空间运载工具)的可取之处。载人舱仅运载宇航员和补给,用一次性火箭发射,且应有自动降落的能力,或许也可用于营救宇航员。”其它相关建议包括关于未来美国空间计划的1990年总统委员会提出的“奥古斯丁报告”(参考文献[3])。它认为,“NASA应当着手设计工作,以便在没有航天飞机的情况下,人们可继续空间站的载人航天活动。宇航员恢复航行的能力应可立即实现并储备采用一次性运载火箭实现双向人员运输模式。”

## 2 发展纲要和任务要求

已经可以肯定,在近期航天飞机将仍是美国主要的空间运输系统,且将支持国际空间站(ISS)的建设和维护。先进的空间运输技术和技术飞行演示计划将持续到政府和工业界能承担得起并认为有价值研制航天飞机替换系统的那一天。在此之前,运送人员去空间主要由航天飞机完成。另外一个可以运送人员进入空间的选择方案是俄罗斯的联盟号,但有些人怀疑这种方案的长期有效性。因此,对于维持国际空间站或其它需要立即运送宇航员或优先物资往返于地球轨道的任务来说,完全依赖于航天飞机和联盟号也许不是最明智的方法。

可靠的空间通道的要求集中于空间站宇航员的轮换和优先物资从空间的传送和返回。以前的研究认为可靠往返空间能力的实用性在于补充和延长航天飞机的寿命,而不是取代它。可靠的空间往返能力也可补充任何新的可重复使用运载火箭(RLV)方案。其它可能的需要包括轨道救援,

卫星服务和检查或其他需人员进入空间的任务。用于可靠往返的新系统必须满足的要求是运送人员或优先物资进入近地轨道、比航天飞机高的成本效率、更好的宇航员安全和可靠性以及更大的工作性能裕量。

人员可靠往返空间的运载器的另一方面是在紧急情况下保证宇航员从ISS返回。当万一发生不希望紧急事件时,可以使用目前预备用于维持ISS运转的宇航员返回器(CRV)。换句话说,大量的资金被用于研制我们希望从不使用的运载器。因此,CRV的设计只以紧急事件造成的宇航员返回要求为基础也许不是最好的方案。有人提议可靠的载人工具设计成满足往返于轨道的双向要求,也许是满足CRV要求的较划算的解决办法。

参考文献中广泛研究的可靠的往返运载器被称为人员运载系统(PLS),本文的其它部分将采用有很多文献证明的PLS研究得出的结论作为可靠的往返运载器要求的基础。PLS和CRV运载器有许多相同的基本任务要求。近期的能力要求一般为6到8个乘客,若没有设计为只自动进入和自动降落,则需要一个驾驶员和一个副驾驶员作为乘员的一部分。每一个PLS任务需最少持续3天,所包括的空间推进系统提供至少335m/s的轨道机动能力以从近地轨道到达ISS。为最小化研制成本,可重复使用的可靠往返运载器的尺寸将适于在现有的或为满足载人要求而略做改动的一次性运载火箭上发射。为了作为CRV使用,运载器的尺寸应当适合装在航天飞机的货舱中,便于常规运输到ISS或因定期维修从ISS返回。

## 3 运载器设计要求

### 3.1 一般要求

为了以尽可能低的研制成本和合理的期限内可应用的PLS,只有广泛使用现有技术和捆绑式结构。应用理论学指出,有效的设计应没有技术障碍,成功的研制项目应从低风险入手。运载器设计必须把任务中所有阶段的宇航员安全放在首位。无论对于自动起飞和自动降落的运载器还是有飞行员操作的运载器来说,运载器必须设计成可以控制和可以滑翔。运载器必须有足够的膳宿

安排用于乘客完成整个任务,包括用于有效处理各种紧急情况的设计。另外,为了限制研制和运行的成本,运载器必须设计成容易制造、操作和维护。在后面将对这些观点进行更多讨论。

运载器能够停靠并与ISS对接和能改变降落点的好处是显而易见的。为了限制运载器载荷和调节处于非良好状态的或生病的/受伤的乘员,起飞和降落加速度必须处于可以接受的水平——最好是低于2g的加速度。对于PLS或CRV应用,最重要的是进入走廊和降落方法的要求。为了更有效地作为可靠的运载器工作和为了应对各种紧急情况,非常希望具有大的进入走廊;相关概念的大量研究建议进入走廊大约是2000km。另外,选定的降落方法显得更为重要。从宇航员安全、快速恢复、最小的更新费用和最少的恢复性基础设施的资金投入等方面考虑,跑道降落是最理想的降落方法。具有2000km的进入走廊和假设能在至少3km的跑道上降落,即可在任何时候确定降落运载器。

### 3.2 空气动力学

如图1所示<sup>[4]</sup>,为了PLS获得2000km的进入走廊,运载器的空气动力学结构的高超音速升阻比( $L/D$ )必须设计为约1.4(与航天飞机相同)。论证升阻比值在这个范围的结构包括已进行大量研究的空天飞机,由于这个和许多别的实际的原因,空天飞机将最可能被选择作为PLS的结构。

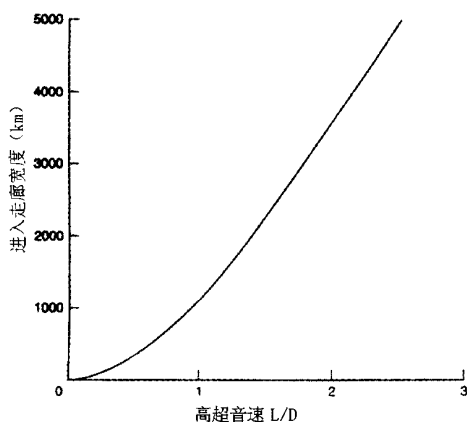


图1 进入走廊随高超音速升阻比的变化

在提供良好的高超音速空气动力特性同时,可兼顾跨越速度范围的飞行特性中空天飞机的亚音速空气动力特性。为了以合理的速度(近于航

天飞机的速度)降落和要求的跑道长度不大于3km,大于4的亚音速升阻比较为理想,这对于空天飞机是一个真正的挑战。当运载器的加工质量达到库柏-哈珀等级一级,满足最近公布的适于载人使用的要求,并经过广泛的风洞试验、补充的计算流体动态研究和仔细的空气动力设计细节,空天飞机能实现降落目标。

### 3.3 气动热力学和热防护

自从航天飞机研制以来,热防护系统(TPS)技术取得了相当大的进展,可靠的往返器能依赖于航天飞机的近于完美的TPS。如图2所示,通过正确地配置PLS和选择一个热负荷最小的进入轨道,航天飞机的可重复使用的TPS足以用于仅头部区域和主要的边缘区域有碳-碳覆盖层的迎风表面。柔韧的可重复使用的表面隔热(FRSI)层材料完全能保护其余表面。为了使与PLS工作相关的耐久性更强和寿命周期成本更低,目前,更为成熟的TPS技术将得以应用。设计中包含有金属的TPS也可慎重考虑。通过综合权衡成本、工作效果和结构重量来决定使用增强型TPS技术。

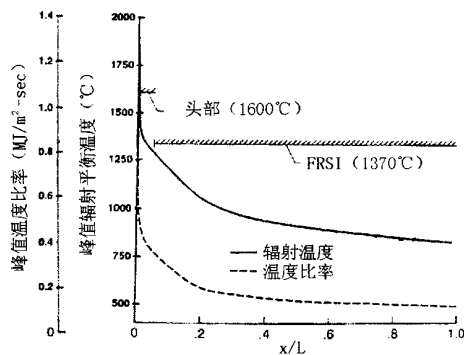


图2 迎风面中心线热峰值分布/材料要求

### 3.4 结构和材料

为了适合各种可能的一次性运载火箭,包括推进剂、发射逃逸系统和运载器适配器在内的PLS运载器的设计最大总起飞重量应低于16000kg。PLS研究表明通过使用常规的铝结构方案可以实现这样的重量目标,即使包括概念级设计时的20%的结构重量裕量。广泛使用铝-锂合金或复合材料这样的最新材料和最新结构技术能

降低运载器总体重量和增大预期结构负荷的设计裕量。正如技术的选择一样,材料或结构方案的选择应当根据后续PLS应用的研制成本和使用成本。更多当前的设计研究可能导致选用较新的材料。另外,为了成本最小,选择用于PLS的总体结构方案应当尽可能易于制造。例如,广泛的PLS结构设计研究,导致选用圆柱形的宇航员舱以最小化重量和使制造成本最小。有关最小化制造成本考虑的进一步讨论在后面给出。

### 3.5 导航和控制

采用当前技术用于空天飞机结构的PLS导航和控制系统的要求显得简单明了。为了作为可靠的空间往返运载器或CRV使用,运载器必须设计为手动和/或自动进入,着陆时以合理的垂直速度和水平速度降落。已证明亚音速升阻比至少为4时,空天飞机能达到主起落架着陆时垂直速度小于1.5m/s和水平着陆速度小于100m/s。同样证明了大量结构上的空气动力学的改善能达到大约4.5到5.0的亚音速升阻比,相应降低降落速度。

### 3.6 安全性

集中于重要的飞行员安全性概念方面的特殊的PLS要求,强调发射中断能力和随后运载器回收时飞行员的保护。弹射椅始终是一种选择。然而,在所有任务阶段,不损伤运载器的中止显然十分需要,并且可以允许总体上更为简单的结构设计。

至少有两条途径处理发射台紧急事件。当得到进行中的紧急情况的足够警告时,宇航员能从运载器中出来和有序地离开发射塔。当然,这种逃离模式要求运载器提供飞行员快速撤离的机动性。使用PLS设计的全比例模型进行的飞行员撤离研究,证实了在不到30s内将飞行员从设计在顶部或后部的舱口撤离的能力。若发射台上出现更为严重和突然的紧急事件,则发射结构需要配置发射逃逸系统。装配于PLS和助推器之间、携带迅速燃烧、强推力分离火箭的发射中断适配器以类似于阿波罗/土星发射系统故障塔的工作方式工作。研究表明,系统必须设计为可逃逸超过一定距离,在中止机动飞行中PLS和飞行员承受的过压应低于70kPa、承受的加速度应低于8g。这个系统要求正在发生的重大紧急事件的警报时间仅2s多,诚然这是一个意义重大的发射助推器设计挑战。在中

止后的特定条件下,运载器应可以提供足够的能量用于返回发射点(RTLS)的跑道降落。然而,假设发射中止的PLS随后靠降落伞降落在水中,运载器设计必须保证在入口进入水中时和进入水中的结构和动力完整。例如,这将要求用于宇航员撤离的出口不止一个且这些出口中至少有一个保持不被淹没,因而提供了着陆后从运载器安全、容易地撤离。

名义上升期间有多种中止模式。其中包括RTLS的跑道降落、中止靠降落伞降落在海上、跨越大西洋降落(TAL)和轨道中断(ATO)。在发射轨道的初始阶段,主要的紧急情况中止模式应点燃紧急逃逸火箭,然后通过滑行至亚音速的和RTLS的机动飞行或者使用降落伞系统到达海上降落点。根据发射点、预期轨道的倾角和运载火箭的类型,发射轨道部分的中止可能到达沿海的或内陆的降落点。在最坏的情况下,海上降落中止模式可能覆盖70%发射轨道。这种环境下,宇航员在降落后获救,但是运载器应在重新冲刷后可以承受盐水和冲击破坏。在上升轨道剩余的30%,TAL或ATO模式中的运载器和宇航员可以返回。如果一次性助推器有发动机关机能力,ATO将是较好的中止模式。

### 3.7 可靠性

许多任务的保证、宇航员生还和运载器返回的置信度是PLS和发射助推器的设计可靠性、用于紧急情况的发射逃逸系统的设置和总体设计时引入合理裕量的结果。目前,关于人们在控制如PLS的运载器中的合适角色和提高宇航员和运载器安全的潜在利益方面的争论不断加剧。以前的PLS设计在有效地提供宇航员控制运载器的同时,也提供了自动进入和自动降落。当前的技术完全能满足自动控制要求。为了任何未来空间运载器的最有效总体设计,宇航员生存和火箭返回的把握必须由合适的综合评估得出。这些综合应当寻求关于运载器系统可靠性、人控制的程度和其它措施,如逃脱能力的成本效率之间的平衡。整个运载器系统可靠性的目标应当至少是0.999,绝对最小值是0.99。对于强度,必须考虑运载器设计裕量切合实际。例如,下列要求是所期望的:

(1) 结构设计裕量至少是1.5和结构设计寿命

至少是运载器工作寿命的两倍;

(2) 机械的设计寿命至少是工作寿命的2.5倍;

(3) 发动机工作从不超过最大输出推力的80%;

(4) 一般的机械设备工作的动力级别至多是最大工作能力的80%。

### 3.8 有效的工作和低成本

为了使运载器寿命周期成本最低,设计者应利用航天飞机计划的经验。可靠的往返运载器必须特别注重采用容易制造的简化设计。例如,PLS设计研究的结果表明,为了辅助生产过程,设计应当考虑结构上的制造分割以降低工具要求和装配时便于子系统安装。还应当考虑生产过程之后安装的、独立单片状热防护结构。

运载器设计必须考虑可维修性和可操作性,大多数人认为这意味着运载器应当设计为航空型维修程序,包括简单的地面操作和快速的运载器检修。“系统入口设计”概念是最小化工作成本的基础。有关系统和子系统状况的内置测试能力极为重要,同时为了易于维护、更换或修理,子系统的位置也很重要。例如,以前PLS设计中的主要规定之一是用于从外部进入宇航员压力舱的子系统的位置。具有通过运载器外表面的可拆卸面板进入这些子系统的额外能力,使完成地面维修就象在汽车车篷下工作一样。每一子系统进行检查、试验和更换的可到达性目标应当低于连续的一小时,且每一个子系统应当设计为拆除和更换时间不超过连续的一小时的排列可替换单元(LRU)。更进一步,运载器的修理平均间隔时间(MTBR)目标为10次或更多次飞行。

对于工作效率的另一个关键措施是跑道降落,而不是其它明显的替换方式,如水中降落式返回或降落在偏僻的或孤立的地点。跑道降落比降落在其它地点的整修简单、成本低且潜在的破坏少,以及使处于非良好状态或受伤的宇航员承受的降落冲击载荷最小。其它有助于确保最小成本的工作要素包括按标准任务设计运载器和执行完任务后返回发射场。这将不用考虑正常任务后的运送要求。运载器应当设计为能在世界范围内可用的场地降落(或中止返回),并且若发射场

和降落点不是同一个地点时,易于从降落点运送到发射场。

### 3.9 人的因素

可靠往返概念的人员安排要求概括来说,运载器必须有足够的空间和结构以便于在发射台上和着陆后容许紧急情况下的人员快速进出和常规的进出。同样它必须允许受伤宇航员易于快速撤离。以前的研究指出对于装备充足的运载器,至少提供每人 $1.42\text{m}^3$ 的可接受的空间,便于满足最多的宇航员的要求,如果不是全部的话。除了以前讨论的两个舱口的要求以外,还需要一个气压为100kPa的标准舱并携带足够的空气用于至少一次再增压。

### 3.10 技术要求

为了降低研制成本,可靠的往返运载器设计应运用低风险的、现有的现成的组合件。相关研究指出,就1993年的成熟水平来说,用于满足PLS设计要求和工作的技术为已经使用或正在开发的技术。仅仅两个方面需显著提升,即PLS计算机体系结构/软件领域和内置运载器的测试和评估系统涉及的技术。其余所需的技术为当时已有的成熟水平,且许多已经在航天飞机上应用。例如,轨道机动系统/反作用控制系统(OMS/RCS)方案和TPS都是航天飞机技术。结构包括常规铝或复合材料的使用,及采用改进后的战斗机降落机构。飞行控制和电子设备设计采用标准的航天和航空系统,设计中采用电子机械执行元件。锂和/或镍镉电池提供所需的能量,环境控制和生命维持系统由航天飞机系统改型而来。

## 4 运载火箭要求和方案

除轨道机动能力外,PLS航天器自己没有主推进装置。取而代之,它依赖于在分离的运载火箭上发射。如参考文献[1]所述,PLS试验性运载使用大力神III一次性运载系统,而实用运载将使用研究中的被称为国家运载系统(NLS)的较低成本运载器。

目前,有许多可能的运载火箭方案能运载可靠的载人往返器进入轨道。尽管大力神IV的运载成本比大力神III的高,但它可以利用。成本较低

的方案包括前苏联天顶号和质子号系统，它们已经分别由波音公司和洛克希德·马丁公司在美国商业化。阿里安5代表一种国际运载系统，它能为欧洲提供用于可靠的人员往返到ISS或其它任务的独立手段。在美国，随着采用使用新的RS-68推进装置的波音公司德尔它IV和基于RD-180推进装置洛克希德·马丁公司研制的渐进性运载火箭（EELV）计划逐渐成熟。这些系统的任何一个均有足够的运送能力将PLS送入轨道。

用于可靠的载人往返器的运载系统的选择将依赖于成本问题和这些系统用于商业市场竞争的使用率。使这些运载器适于载人的成本是一个必须考虑的因素，与运载PLS太空器的运载火箭的匹配性是一个设计问题。例如，在不对PLS外型作任何修改的情况下设计了一适配器系统用于在大力神III和NLS运载火箭上运载PLS。由于PLS外型的修改可能改变PLS太空器的空气动力学特性和降落特性，这是一个重要的考虑。最后，可靠的往返器位于运载火箭的顶部比将太空器安装在运载火箭内部更易于发射逃逸。同时，发射逃逸发动机配置于发射适配器上，而非太空器本身，因此可减少集成问题，并且太空器到达轨道时容易与发动机分离。

## 5 研制方案

上述讨论的这种可靠的往返运载器对于人类空间运输能力是一有价值的贡献，并为ISS运行的连续性提供了更大的信心。正如这篇论文已经试图指出的，这样一个系统的研制和运作也许是近期空间运输需求的解决方案的下一个合理步骤。有关研究已经表明，使用当前技术成本较低、风险较小。然而，在决定如何研制这样一个系统时，至少有一个额外因素需要考虑。

国际空间站是国际资产，且每一个参与国有既得利益以确保往返于这一设施得以维持。换句话说，往返于ISS被看作是国际责任。由于上述原因，可以合理假设，可靠的往返器或PLS类型，系统的研制是联结国际研制和运作责任的纽带。这

种途径优势明显，它包括最小化任何单个国家的初始投资。另外，任何参与国家有权使用这一方案，用于进一步的应用，如卫星服务，轨道救援或其它的轨道飞行任务。

## 6 总结

上述讨论已经集中提出了新的空间运输系统的基本原理和高层次的要求。近期，航天飞机将仍是维持国际空间站工作的主要运输工具，但是对于任何空间任务它的实用性也许依赖于不出现大的系统失败或事故。因此，用于维持ISS的替换方案的要求提出可以用于可靠的人员往返空间的新系统的要求。在航天飞机不可用的情况下，新系统能保证ISS工作的连续性，且提供了一个选择以满足紧急情况下宇航员返回的要求。关于将来空间应用的研究已经数次明确了这一系统的需要。可靠的往返器要求，正如所介绍的，提出用当今成熟的技术水平、最小的投资成本和最小的研制风险研制运载器的可行性。介绍的要求和设计特点是用于能以最小的寿命一周期成本运作的可靠的往返概念。

可靠的往返器设计必须优先考虑所有任务阶段的宇航员安全和运载器成功地返回。设计必须对运载器系统的可靠性、人工控制程度以及包括如宇航员逃逸措施在内的成本—效率进行平衡。由于中止模式遍及发射轨道，运载器配置中包括中途逃逸系统是非常理想的特征。

为了使成本最低，运载器必须拥有足够的系统和工作裕量，以及拥有便于制造、维修和操作特点的简单的设计。操作简化的关键是跑道降落的要求，跑道降落对于完成任务后的运载器和宇航员返回有更大的灵活性，且是用于上升中止的理想模式。以前的研究已经表明，合理设计的运载器在宇航员或自动降落系统控制下能有效地降落在3km长的跑道上。

运送运载器进入轨道的助推器有很多。如今有大力神IV、天顶号和质子号发射系统。EELV计划将很快提供别的选择用于以较低的成本运送可

靠的载人往返器进入轨道。阿里安5运载火箭给欧洲和它的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