

一种单级入轨火箭发动机概念 ——气动塞式喷管发动机^{*}

王柏懿 郭唐稳 王世芬

中国科学院力学研究所, 北京 100080

摘要 综述了研制新一代可重复使用的航天运载器推进系统的需求和目标, 介绍了一种单级入轨的火箭发动机概念——气动塞式喷管发动机, 并给出了有关气动塞发动机的概念分析、研究进展和工作展望。

关键词 气动塞发动机, 单级入轨, 可重复使用运载器

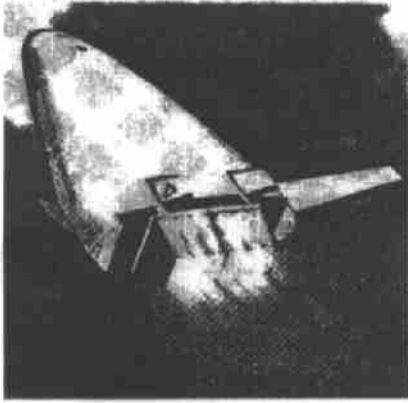
1 背景需求

先进的天地往返运输系统是一切空间活动的支撑点, 它影响到科学研究、空间探测、商业应用和国家安全等诸多方面, 因此一直是世界各国航天计划的核心部分。1996 年 7 月 2 日美国副总统 Gore 宣布新一代可重复使用发射运载器计划选定了 VentureStar 为优先方案, 从而正式启动了 X-33 计划的第二阶段工作, 这也显示了美国航天局 (NASA) 对研制天地往返运输系统的新策略与新方针。Goldin 局长指明它“有可能使航天发生革命性的变化”, 而空间运输部主任 Payton 则强调“我们不怕冒风险”^[1]。航天界专家们经过多年论证, 一致认为进入低地球轨道 (LEO) 的最好方式是研制一种可完全重复使用的发射运载器 (RLV)。VentureStar 便是一种高度一体化的 RLV 系统, 其基本构架为: “升力体运载器 (lifting body vehicle) + 直排型气动塞式喷管发动机 (linear aerospike nozzle engine)”, 如图 1 所示。气动塞式喷管发动机, 亦可称气动塞发动机 (aerospike engine) 或简称为气动塞 (aerospike), 是一种高效的新型火箭发动机。它的长度只有常规钟型火箭发动机的四分之一^[2], 重量只有航天飞机一个主发动机 (SSME) 的三分之二^[3]。它可以充塞在升力体尾部结构内, 并具备高程自动补偿能力。采用气动塞发动机的发射运载器可以实现结构紧凑、体积小、重量轻以及单级入轨 (SSTO) 的目标, 还可以减少由于采用固体火箭助推器而排放大量的 Al_2O_3 颗粒、 CO/CO_2 气体以及含氯化合物所造成的火箭发射对地表、同温层、臭氧层及地下水等环境的污染与破坏^[4]。

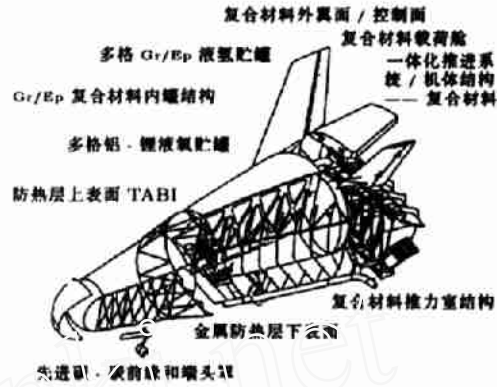
众所周知, 推进是新型发射运载器研制成功的关键, 或者说, “动力先行”是一个重要的原

收稿日期: 1998-12-30, 修回日期: 1999-10-20

^{*} 国家自然科学基金 (19882006) 及中科院力学研究所所长基金资助项目



(a) 外观示意



(b) 结构示意图

图 1 采用直排型气动塞式喷管发动机的单级入轨航天飞行器

则。这是因为：首先，运载器能够发射的载荷大小取决于发动机的性能；其次，推进系统的重量决定了可重复使用发射运载器的质量分数；第三，到目前为止发射失败事件的 70% 都是由于推进系统不正常造成的^[6]；此外，航天发射市场的竞争要求显著降低发射费用。因此，Goldin 最近严厉批评了美国火箭工业界没有提供好的发动机，他认为政府和工业界双方都要对美国火箭的可悲状况负责，并期望美国公司能跃过俄国目前所占据的火箭技术前沿^[5]。在这样的背景形势下，作为自 1971 年研制航天飞机主发动机 (SSME) 以来的第一个大型液体火箭发动机研制项目，直排型气动塞发动机正式纳入 NASA 计划。按 NASA 和 Lockheed Martin 公司的合作协议，该发动机应当是完全可重复使用的，其寿命要求是完成 100 次任务^[6]。相比之下，目前的航天飞机主发动机使用 3 次后就必须拆下来大修^[7]。此外，Linear Aerospike 在主要性能参数方面亦优于 SSME，表 1 给出了两者之间的性能比较^[8~10]。

表 1 气动塞发动机与航天飞机主发动机的性能比较

	Aerospike	SSME
比冲 /s		
真空	455	453
地面	347	370
燃烧室压力 /kPa	15 500	22 580
面积比	173	78
推力 /kN		
真空	2 200	2 285
地面	1 920	1 860
推重比 /%	84	60

直排型气动塞发动机的选用是导致 X-33 计划 (或者说，整个 RLV 计划) 技术风险和经费昂贵的一个根源。对于这样重大的决策，NASA 强化了正式生产前的研究工作。Rockwell 公司的 Rocketdyne 将要为 X-33 演示机制造 4 台发动机 (其中 2 台用于地面试验，2 台安装在 X-33 上)，还要为 VentureStar 设计和加工一台全尺寸样机，相应的研制费用达 2.7 亿美元^[6]。相关的工作还有 LARSE 计划^[11]，它采用 10% 缩尺的半翼展 X-33 模型安装在马赫数为 3 的 SR-71 飞机上，模型尾部装备有气动塞发动机，拟定共进行 26 次飞行试验来确定在 VentureStar 上升轨道阶段中 linear aerospike engine 安装后的实际性能及发动机羽流对运载器绕流分离的影响等。Payton 要求在 RLV “正式生产之前明确风险程度”^[1]，因此 90 年代以来，气动塞喷管又引起了关注，人们广泛探讨了各类气动塞发动机在未来航天飞行器中可能的应用^[12~26]。

2 概念分析

2.1 天地往返运输系统推进装置的一般要求

人们对天地往返运输系统的期望是：能像飞机那样方便地运行，每次飞行完成后只需简单地加注燃料便可实施另一次任务。但是，对于推进装置而言，进入空间和大气飞行在技术上的

要求相当不同。航天发射运载器不仅要在地面起飞达到指定的轨道高度后返回地面，而且要求将载荷送入空间轨道，即必须使载荷具有很高的水平速度（对于 LEO，约为 8km/s 或 M25）。可以说，进入空间轨道的关键是速度，这样就对天地往返运输系统提出了两个要求：（1）发射运载器应当减少自身的重量；（2）推进装置应当提供更多的能量。由于火箭发动机是垂直起飞的，可以很快离开大气层从而避免大气阻力损耗，因此成为航天发射运载器首选的推进装置。为了达到上述第二个要求，运载器应当携带更多的推进剂或者发动机应当具有更高的效率。因此，一般将推进剂的质量分数作为运载器的重要技术指标。

对于不可重复使用的发射运载器，人们往往采用多级火箭发动机，它一方面可以及时抛弃前一级发动机从而减少送达轨道的质量（即减少所需的能量）；另一方面可以分别设计每一级发动机的喷管结构（对于火箭发动机，喷管设计是实现性能改进的关键），使之在相应的最佳性能点附近工作。当然，抛弃发动机硬件将导致发射费用的增加。对于可重复使用的发射运载器，多级入轨亦会增加发动机制造、运行和维修的费用。因此人们一直在寻求有效的单级入轨运载器。研制 SSTO-RLV 的根本问题是动力和质量，要从发动机、材料和推进剂中挤出更多的效率，使之和多级入轨的、不可重复使用的运载器具有同样的质量分数和升力能力（后者是返回作业的要求）。对于 RLV 的推进系统则要求具有高比冲、高推重比、可运行性和鲁棒性。

2.2 单级入轨和高程补偿

对于单级入轨发射运载器的技术挑战是：确保火箭发动机在海平面、高低空都能高效地工作。当火箭发动机排放的燃气在喷管出口处压力等于环境背压时（此即设计状态），其性能达到最佳值。而运载器上升过程中高程变化导致的环境背压巨大差异会严重地影响发动机的效能。图 2(a), (b) 给出采用钟型喷管的常规火箭在不同高程处的运行特点，对于几何形状固定的钟型喷管，只能针对一个特定的高度进行设计。这样，当火箭在低于设计高程的低空工作时，喷管出口处燃气是过膨胀的，它会从喷管壁面分离（如图 2(a) 所示），这不仅造成推力下降而且可能引起强烈的振动和应力。当火箭在高于设计高程的高空工作时，喷管出口处燃气是欠膨胀的，它离开喷管后继续膨胀（如图 2(b) 所示），这同样造成推力的不足而且浪费了大量的燃气化学能。显

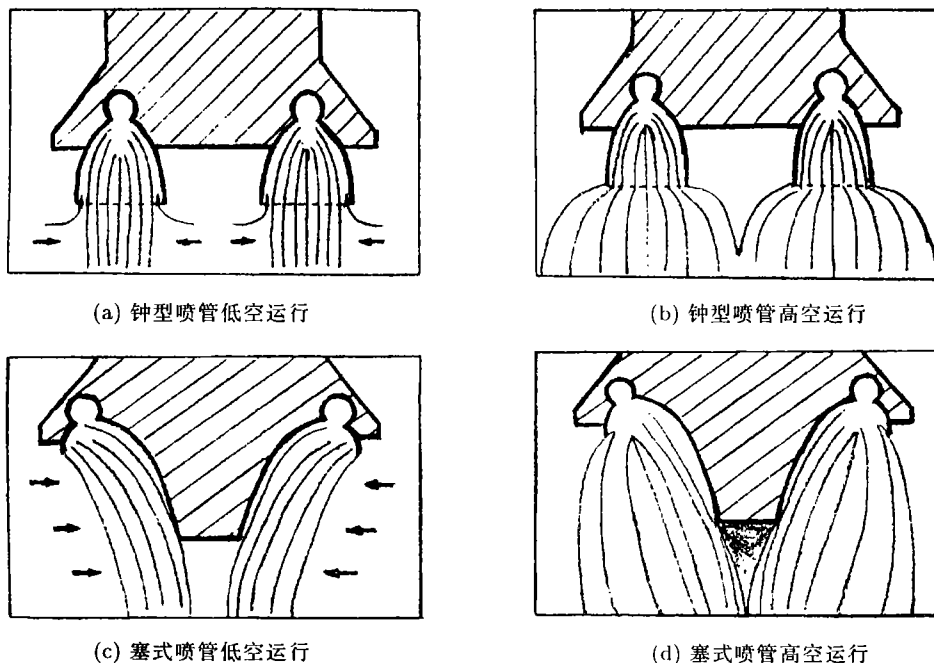


图 2 两类火箭发动机在不同高程处运行时的燃气射流性状

然，过膨胀和欠膨胀都会造成喷管性能损失。因此，对于固定形状的钟型喷管，最佳面积比的设计原则是要使得时间平均比冲最高，而实际中人们宁愿将面积比选得低些，以免低空运行时出现流动分离。常规火箭发动机只能采用固定喷管的多级火箭或可调喷管的单级火箭来解决高程补偿问题，但它们都会增加发动机的重量并降低运行的可靠性。

单级入轨使得某种形式的高程补偿成为一种必需，塞式喷管发动机则是能够对高程变化进行自动调节的新颖设计。它在结构上的突出特点是没有常规的钟型喷管，而代之以一个中心柱塞 (plug)。发动机排放的燃气外侧直接暴露于环境大气中可以自由膨胀，内侧则作用于柱塞上产生推力。这样，燃气的膨胀程度是受大气环境制约的 (图 2(c), (d))，在其自由边界上总是达到当时的环境背压，因此在所有高程上都运行在最佳性能点处附近。这样，塞式喷管仅凭借自身结构的巧妙布置便获得了对环境的自适应能力。

2.3 气动塞喷管概念

在塞式喷管发动机中心柱塞的末端处，壁面压力和投影面积均为最小，因此该部分对发动机推力的贡献最小，参见图 3。这样，将中心柱塞截短并不会显著损失推力等性能，却能使发动

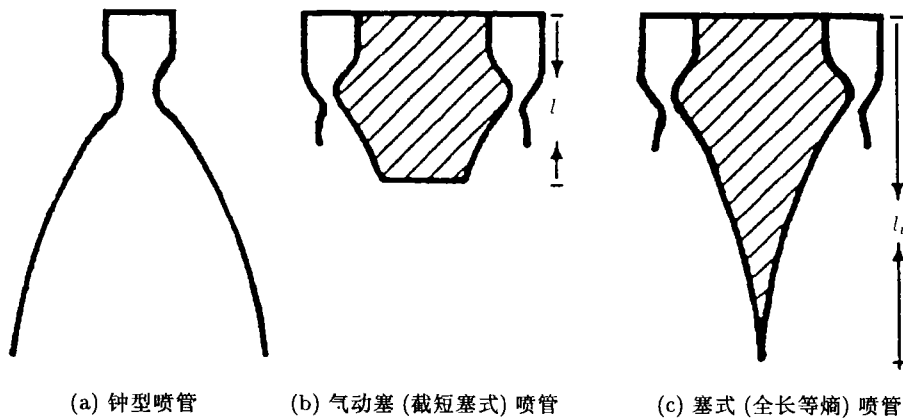


图 3 各种喷管结构简示

机的长度，从而重量大大下降。例如，一个理想等熵柱塞的长度约为 15° 锥的 1.5 倍，而根据喷管性能与重量的折中考虑，一般可选取柱塞长度为 15° 锥的 20% 以下。中心柱塞的截短在喷管底部区和尾迹区形成了两种不同形态的流动。图 4 给出了“气动塞”喷管的流动结构示意图：燃气主流从燃烧室排放出来膨胀并形成“半受限”射流，其外侧发展为自由边界，而内侧受柱塞壁面约束；当燃气射流越过柱塞底部拐角后，在射流内边界和底部流之间形成自由剪切层；燃气主射流在下游中心轴线处再附并通过一个尾激波再压缩；燃气从底部端缘拐角处分离的自由剪切层将底部区低速回流包围在其中，从底部引射的二次流还会使该“分离气泡”(separation bubble) 进一步伸长，形成一个类似于被截掉部分柱塞的“气动”型面。这就是“气动力塞”(aerodynamic spike) 或“气动塞”名称的由来。

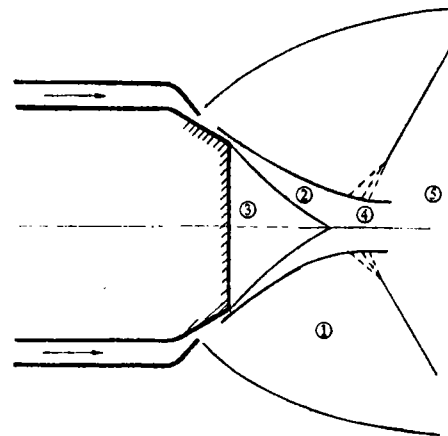


图 4 气动塞喷管流场示意：

①无粘流；②剪切层；③底部流；④再附区；⑤尾流

气动塞发动机的主要优点为：(1) 能够采用大面积比的短喷管来产生优异的高空性能，这点对于大部分时间运行在高空段的火箭发动机来说尤为重要。冷流实验结果表明：面积比为 150、轴向长度为 10% 的型面气动塞喷管，在有二次流条件下喷管效率最高可达 98.6%。(2) 可以同时确保海平面运行正常和低空性能良好。对上述气动塞喷管的冷流实验结果还表明：在低空运行时的低压比情况下，效率亦可达到 95% 以上。因此，气动塞喷管发动机的整体性能明显高于相应的钟型喷管发动机。(3) 高程补偿能力允许气动塞发动机采用气体发生器循环，这种循环不仅系统最简单、技术最成熟，而且可以进一步降低发动机的尺寸和造价。(4) 作用在喷管底部的压力可以补偿柱塞截短造成的性能损失，引入少量二次流可以进一步改善喷管性能，并提供了一个利用涡轮排气的方法。

要建立气动塞喷管的分析模型，关键是理解主流场的状态和底部压力现象(包括非设计流动状态)。这里，高压气体从燃烧室排出形成主流，低压气体从喷管底部射出形成二次流。气动塞喷管中主要气动力学过程涉及到无粘主流场、粘性剪切层、底部核心回流区、再附区和尾迹区等基本的流动区域。气动塞喷管的性能取决于喷管的几何参数、二次流的引进方式与数量以及燃气主流与二次流之间的相对能量等。下面的讨论将进一步揭示(除了前面已经阐述过的燃气射流外边界的自由膨胀机制外)气动塞喷管高程补偿的气体动力学机制。当喷管在高空运行时，燃烧室压力与环境背压之比(即“落压比”或简称“压比”)很高，尾迹是闭合的，底部压力为常数，它不受外界环境的影响，而且往往是高于相应高度处的环境背压，从而产生一个作用于喷管底部的正推力。在“闭尾迹”流动状态下(closed-wake flow regime)，控制底部压力的主要机制是流动再附。将少量二次流引入底部区时，底部压力增加，主流内边界的碰撞角减小；当二次流量增加到使主流内边界不再撞在尾迹轴线上时，由底部泄放的二次流体便会通过核心区进入到尾迹中。在“闭尾迹”工况下，喷管底部压力不变，便于性能计算；而在“开尾迹”工况下(open-wake flow regime)，可能出现流动的振荡并导致结构的振动。因此人们希望气动塞喷管有尽可能长的“闭尾迹”运行期。一般而言，塞式喷管的面积比越小或者中心柱塞的长度越短，便可在较低的高程处达到“闭尾迹”工况。这也是人们宁愿使用短柱塞(或气动塞)的一个原因。气动塞喷管流动的另一个特点是：超声速燃气流的膨胀-压缩过程使得流场内形成了十分复杂的波系结构，除了膨胀波和压缩波外，还出现了悬挂激波(亦称包络激波、内激波等)、唇激波、尾激波及马赫盘等各种激波。对于气动塞喷管，可以这样来选择其长度：使得在所有流动条件下在中心喷管侧壁上保持设计的压力分布。在“闭尾迹”工况下，高程补偿是靠进入分离区和近尾迹的膨胀波和激波的相互作用下的底部压力的改变来实现的。随着喷管压比的显著下降，流动图像将发生本质的变化。其原因是悬挂激波和燃气射流内边界的相交点随着压比下降向上游移动，当达到再附点(尾迹颈部)时，尾迹开启，此时喷管底部区开始感受环境背压的影响。在“开尾迹”工况下，底部压力不再恒定而且随着背压的增加而增加，它大体上等于环境背压(一般亦稍高于环境背压)。进一步减小压比时，悬挂激波还可以前移与喷管型面相交，造成主流的再压缩，增加壁面压力(可以大大高于环境背压和底部压力)，这样可使常规的大面积比喷管在低空运行时出现的过膨胀损失减小一个数量级。这两点便是低空“开尾迹”运行期中高程补偿的机制。由于尾迹的开启和闭合，气动塞发动机在中等压比时性能有所下降。

2.4 直排型气动塞喷管发动机

气动塞喷管发动机具有连续式和模块式两类结构，后者是由多个结构相同的小发动机(模块)组合而成，其组合方式又分直排型和环排型两种。直排型气动塞发动机的喷管截面是矩形的，因此可以很好地充塞到 X-33 或 VentureStar 升力体机身的底部中，形成集成的一体化结构。由于发动机直接嵌入机身，底部压力减少，而且发动机无需采取热防护措施，安装重量亦有所下降。由于推力加载分布在整个运载器底部，机身框架受力更加均衡分散，升力体结构的重量可以减少。由于发动机的长度短和重量小，运载器的重心前移，从而使它无论是在上升期

间还是再入期间都是稳定的。

直排型气动塞发动机具有模块式结构，X-33 运载器和 VentureStar 运载器分别采用 2 台和 7 台完全相同的气动塞发动机，每台发动机亦是采用一定数量的相同燃烧室组合而成。表 2 给出两种发动机的性能^[27]，其中 XRS-2200 用 X-33，RS-2200 用于 VentureStar。因此直排型气动塞发动机的冗余度很高，而且将气动塞喷管在性能和运行上的优点和模块燃烧室在结构上的适应性结合起来。它通过剪裁和整合来满足不同的推力与几何要求，并且无需修改组件或重新研制。每个模块的部件很简单但寿命长，因此发动机的研制费用与运行费用都很低。

表 2 X-33 及 VentureStar 运载器的直排型气动塞发动机性能

	XRS-2200	RS-2200
推力 /kN		
海平面	920	1 920
真空	1 190	2 200
比冲 /s		
海平面	339	347
真空	439	455
推力室个数	20	14
推进剂	O ₂ /H ₂	O ₂ /H ₂
混合比 (O/H)	5.5	6.0
燃烧室压力 /kPa	5 900	15 500
循环	气体发生器	气体发生器
面积比	58	173
推力调节 /%	40~120	18~109
推重比	35	83
差分节流	±15%	—
尺寸 /cm		
前端	338(宽)×224(长)	640(宽)×236(长)
后端	117(宽)×224(长)	236(宽)×236(长)
高度 (前至后)	201	432

多模块组合式结构还导致一种新的推力矢量控制 (TVC) 方式，即可以通过对不同模块的节流来实现运载器上升阶段中的俯仰、偏航和滚转以及加速度控制等。这样就无需常规火箭发动机的机械常平架。由于没有作动器、液压装置和柔性推进剂输送管道等系统，发动机的重量进一步大幅度下降，其运行可靠性亦有所增加。

3 研究进展

早在 40 年代中期人们就曾设想利用自由外膨胀射流现象产生推力。1950 年 Rolls-Royce 公司的 A.A. Griffith 申请的专利是第一次直接将塞式喷管应用于火箭推进。在 50 年代，GE 公司进行了大量的研制工作并对 222.5 kN 推力的气动塞式发动机进行过热试验，以后 Aerojet, Rocketdyne 和 Pratt & Whitney 等公司都做出了重要贡献。1959 年，当时作为 North American Aviation 一个部门的 Rocketdyne 已通过实验和理论来评估气动塞喷管几何参数及二次流对喷管效率的影响^[28]。60 年代初，关于塞式喷管 (plug/spike nozzle)、截短塞式喷管 (truncated plug nozzle) 或者气动塞喷管 (aerodynamic plug/aerospike nozzle) 以及组合塞式喷管 (plug cluster nozzle) 等先进推进概念研究的成果便陆续发表^[29~35]。到 60 年代中期，气动塞喷管发动机的研究达到了高潮，涉及的范围相当广泛，包括了吸气式航空发动机、液体火箭发动机和固体火

箭助推器以及它们在飞机、导弹和空间运载器等方面的应用。第一个研究高潮持续到 70 年代末,形成了一大批文献^[36~54]。特别是, Rocketdyne 针对气动塞发动机的概念、结构、性能、设计、制造以及应用等诸方面开展了深入细致的研究^[55~79]。这些前期工作积累显然为 Lockheed Martin 公司的 X-33 方案中标奠定了基础,而采用 Linear Aerospike Engine 作为其主推进系统的 VentureStar 方案中标又导致了在美国、欧洲及日本等国掀起了重新研究气动塞喷管发动机的热潮^[80~96],这个研究高潮期将从 90 年代中期开始并持续到 21 世纪初。下面首先简要介绍 60~70 年代有关气动塞发动机的研究结果,然后给出一些近期的进展。

3.1 直排型气动塞发动机性能

表 3 和表 4 分别给出 Rocketdyne 在 1970~1973 年间进行直排型 O_2/H_2 发动机试车台热试点火实验中给出的主要性能数据。在表 3 中,现场实测值是选取 1 次典型结果,而设计额定值则是指在给定的发动机燃烧室压力 (P_c)、混合比 (MR) 和燃料泵入口温度 (T) 等标称值下计算的性能,在表 4 中则给出 3 次典型测试数据。在直排型气动塞发动机试车台的点火热试中还研究了各种参数(例如混合比 MR , 压比 P_c/P_a 以及二次流量 \dot{W}_s/\dot{W}_p) 的变化对发动机性能的影响,分别给出了比冲、特征速度效率、燃烧效率和底部压力等性能与上述参数的关系曲线。对直排型气动塞发动机热试点火实测数据进行归纳推导后可得知:当发动机运行在 $P_c = 7717\text{kPa}$, $MR_p = 5.5$ 以及 $\epsilon = 115$ 条件下,地面比冲 $I_s = 345.5\text{s}$ (误差 $\pm 1.62\%$),而真空比冲 $I_s = 455.7\text{s}$ (误差 $\pm 1.26\%$),此时实测压力 $P_a = 94.88\text{kPa}$;当发动机运行在 $P_c = 8268\text{kPa}$, $MR_p = 5.5$, $\epsilon = 115$ 以及 $P_a = 101.28\text{kPa}$ 条件下,特征速度效率 $\eta_c^* = 99.3\%$ 。

表 3 直排型气动塞发动机试车台
No. 1 实测性能典型值与设计性能比较

	现场实测值	设计额定值
1. 发动机性能		
推力 /kN	920	890
混合比	5.5237	5.5000
比冲 /s	340.87	
氧化剂流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	233.00	227.59
燃料流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	42.16	41.38
总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	275.06	268.97
环境背景 /kPa	95.21	101.34
2. 推力室性能 (平均)		
混合比	5.8926	5.8285
喷注器静压 /kPa	8606.5	8438.2
喷管特征速度	7541.64	7555.35
喷管特征速度效率 /%	0.9709	0.9709
氧化剂总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	230.20	224.98
燃料总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	39.08	38.60
总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	269.34	263.58
喉部总面积标准值 / cm^2	718.60	718.69
膨胀比 (估计)	115.82	115.82

表 4 直排型气动塞发动机试车台
No. 2 实测性能

试验编号	624~011	624~006	624~013
1. 发动机性能			
推力 /kN	239	339	427
混合比	3.26	3.93	5.62
比冲 /s	334.45	340.95	339.72
氧化剂流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	55.80	80.77	108.85
燃料流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	17.12	20.53	19.35
总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	72.93	101.30	128.20
2. 推力室性能			
混合比	3.62	4.33	6.34
喷注器静压 /kPa	4972	6913	8249
喷注器特征速度	8264.1	8304.0	7830.3
喷管特征速度效率 /%	1.017	1.029	1.023
氧化剂总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	54.30	78.67	106.55
燃料总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	15.00	18.17	16.82
总流量 / $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	69.30	96.84	123.37
喉部总面积校准值 / cm^2	3510	3540	357
膨胀比 (估计值)	115.82	115.82	115.82

3.2 环排型气动塞发动机性能

表 5 给出 Rocketdyne 在 1966~1967 年间进行环型 O_2/H_2 气动塞发动机热试中给出的 1110kN 推力室的性能参数,其中给出了三次典型的实测数据,包括喷管效率和底部压力随压比的变化特性等。由于试验时间太短(一般均不超过 1s)以及燃料泄漏等问题,这些试验得到的燃烧效率和比冲是偏低的。Rocketdyne 在 1972~1974 年间还进行过环排型 O_2/H_2 气动塞发动机热试车评估,但规模较小(110kN 推力),给出了实测性能曲线。它们表明:在高空条件下,推力室效率 G 为 98.2%,燃烧效率 C^* 为 99.4% (平均值),而真空比冲 I_s 为 480s。

正是在这些工作基础上, Rocketdyne 正式对外界发布了气动塞发动机的性能参数 (表 6), 其中“环排型”采用圆截面喷管, 而“直排型”则采用矩形截面喷管。

表 5 1110 kN 飞行模块推力室性能实测数据

试验序号	023	027	028
试验时间 /s	0.40	0.273	0.800
真空比冲 /s	443.6	433.1	427.8
比冲效率 (真空)	0.9348	0.9340	0.9156
燃烧效率	0.9743	0.9623	0.943
喷管效率 (真空)	0.9615	0.950	0.9308
环境压力 /kPa	84.8	84.8	84.8
喷注器压力 /kPa	4197.1	5682.7	6190.1
发动机混合比	4.720	4.652	5.277
喷注器混合比	4.930	5.017	5.884
推力 /kN	338.82	429.92	486.17
氧化剂总流量 /kg·s ⁻¹	84.07	108.24	99.04
燃料总流量 /kg·s ⁻¹	28.43	45.81	89.29
喉部面积校准值 /cm ²	565	526	528
喷管面积比	72.06	77.40	77.04

表 6 气动塞喷管发动机性能水平

发动机类型	直排型	环排型
循环方式	气体发生器	气体发生器
推力 /kN	1157(高空)	222.5~22250
推进剂	LOX/H ₂	LOX/H ₂
冷却剂	LH ₂	LH ₂
燃烧室压力 /kPa	8438	6894~20682
混合比	5.5	3.2~5.6
面积比	119	50~150
比冲 /s		
高空	455	450~460
海平面	346	

3.3 完全可重复使用发射运载器 (RLV)

进入 90 年代, 由于冷战时代的结束和全球经济竞争的加剧, NASA 迫于政府拨款减缩的形势而不得不调整其空间政策。Goldin 局长不主张“大空间”计划而强调研制好的发动机。他指出“如果发射运载器失败, 你就失去一切”, 并说“我希望发射系统在速度上要快 10 倍, 在性能上要好 10 倍, 在价格上要便宜 10 倍。……我们希望火箭发动机能够运行数千次而只需维修几次; 我们希望航天器能够像飞机一样工作——只要化几分钟或几小时加油后便能重新起飞”^[7]。基于这种空间政策, NASA 撤消了“先进固体火箭助推器”等研究计划, 部署了“可重复使用发射运载器 (RLV) 计划”。RLV 计划的目标是显著降低进入低地球轨道 (LEO) 的空间运输费用 (从 \$22000/kg 降至 \$2200/kg), 它包括 DC-XA, X-34 和 X-33 等, 相应的运载器速度分别为亚声速 ($M0.3$)、超声速 ($M8$) 和高超声速 ($M15$)。Payton 主任表示还可能安排 X-40 计划^[8,24,25,97]。这样, 到 2000 年世纪之交时, NASA 将具备 3 类发射装置^[7]: (1) 小型发射装置 (如 X-34 等), 可发射小于 2700 kg 量级的载荷; (2) 中型发射装置 (如 Atlas, Titan, Delta 等), 可发射高达 11000 kg 量级的载荷; (3) 大型发射装置 (如 X-33 等), 可替代目前的航天飞机完成载人及运货等使命。

X-33 是美国第一个完全可重复使用的发射运载器, 耗资 9.6 亿美元 (Lockheed Martin 公司本身还要投资 2.2 亿美元)^[98]。到目前为止, 直排型气动塞发动机从未在实际的飞行器上工作过, 甚至在选定时尚未试验过真实尺寸的发动机。但是, Payton 主任说明了 NASA 选择 aerospike 的意图: “它 (指 Lockheed Martin) 计划研制一种新型气动塞式发动机, 而其它两个竞争者 (指 McDonnell Douglas 和 Rockwell International) 则建议采用航天飞机主发动机的衍生型”^[8]。这充分表明了 NASA 希望为空间发射界带来更多新技术的决心, 当然这个决定更具风险性。因此, 在 NASA 的 X-33 第二阶段合同中, 除了研制 X-33 演示飞行器外还包括一个 RLV 技术计划, 要开展一个更大的气动塞发动机样机的热点火试验, 以及石墨环氧液氧罐的腐蚀试验。另外, 如前所述, 当 X-33 运载器方案尚在竞争时, NASA 方面便安排了 LARSE 计划来研究装有气动塞发动机的运载器在飞行中的机动性、稳定性以及声障期间可能出现的失稳现象等, 现已进行过风洞试验并已在 1997 年 10 月 31 日和 12 月 19 日进行了两次飞行试验^[3,11,99]。近两年的工作表明 X-33 飞行发动机的研制工作有很多技术上的困难, 特别是液氢燃料贮箱的制造等问题。因此, X-33 演示飞行器首次飞行的时间一再推迟, 目前估计将在 2000

年7月份进行^[100,101]。

显然,气动塞发动机能否成为下一代的可重复使用发射运载器的推进系统,还存在着相当大的技术风险,涉及到可行性和可靠性两类问题。因而人们同时亦在探讨一些其它不同的概念与方案,如 assisted orbiter, assist (expendable) stage, 以及 HRST 计划等。而美国空军则主张采用保守方案,实施 EELV 计划,即发展渐近型不可重复使用发射运载器 (Evolved Expendable Launch Vehicles),其目标是将发射费用降低一半左右^[1,102~113]。

4 工作展望

从90年代末的研究水准来看,气动塞发动机的研究在实验和理论两个方面均有待深入:

(1) 实验方面,不论是冷流和热流试验,目前只有总体性能的结果,几乎没有关于喷管壁面压力或热流分布等细致结构的数据;(2) 理论方面,主要是基于特征线方法,采用无粘流体力学方程进行了分析,缺少有效的柱塞底部区和尾迹区的数值模拟。因此,气动塞喷管的气动力学还有若干需要解决的科学问题。(1) 气动塞最具吸引力的特点——高程补偿能力根源于燃气射流的外膨胀。但这个物理机制同样导致了气动塞喷管的运行对运载飞行器外部绕流的当地变化十分敏感,特别是当飞行在跨声速区域时,外部绕流会通过滑移效应造成气动塞性能的退化。另一方面,外部绕流与发动机羽流之间的相互作用又会影响运载器的运行,特别是飞行在亚声速区域时,羽流会卷吸外流,从而改变运载器后体的气动特性。如何获得羽流-外流相互作用的数据?这类的风洞试验十分困难,特别是关于羽流对运载器气动特性的效应。而且,现已发现冷流试验结果无法真实反映羽流-外流相互作用效应;此外,目前人们亦未有得到验证的CFD计算程序来正确地捕捉飞行条件下气动喷管流场结构。(2) 气动塞喷管可以设计为大面积比结构(面积比可高达150~200),从而可实现很高的真空性能又保持接近最佳状态的低空性能。但人们发现,事实上气动塞喷管在低空处依然可能像钟型喷管那样发生流动分离,而且高空处有效面积比亦会受到限制。特别是喷管壁面粘性效应造成的流动分离对气动塞发动机的运行有较大的影响。因此,如何从实验中获得流动分离条件并从计算中正确预报分离点?前者涉及到细致的模型设计和特殊的实验手段,后者涉及到近壁区湍流模型的选取。(3) 气动塞喷管与钟型喷管的不同之处是设有中心柱塞。截短的柱塞可使喷管的长度和重量显著减少,但由此造成了气动塞喷管流场结构十分复杂。特别是从喷管各个角点处产生的激波和柱塞下游的尾迹会影响气动塞喷管的运行状态,这是常规钟型喷管设计和运行中无需考虑的。这里,尾迹的开启和闭合是决定气动塞发动机性能的重要因素,如前所述,一般希望发动机尽可能长时间运行在闭尾迹工况。现有的研究表明:尾迹闭合大约在压比等于设计压比值的20%~50%时。它不仅与喷管面积比和柱塞长度等几何参数有关,还强烈依赖于燃气本身的特征,例如气体比热比越小尾迹闭合就发生得越早(低空)。这样显然要采用热试才能正确给出尾迹闭合的数据,而热点火试车只能在地面进行,飞行试验又十分昂贵。因此,如何发展一个有效而廉价的实验手段来模拟燃气特性是需要解决的问题。(4) 大膨胀比的高温燃气动力学涉及到多组分气体的热力学与化学非平衡效应,高温介质的传热机制涉及到对流、传导(特别是液氢液氧发动机通常采用再生式冷却)和辐射等多种因素,运载器外部绕流的滑移流效应会影响燃气射流的膨胀过程,激波与边界层的相互作用可能导致柱塞表面的高热流点和流动分离点的出现,如何给出合理的理论和数值模型是关系到喷管流场和性能预报正确与否的关键。(5) 近年来,计算机和计算技术的迅速发展使得CFD成为一个对气动塞喷管流动进行数值模拟强有力的工具。但是,气动塞中的流动对CFD提出许多新问题,诸如流场结构的几何尺度有若干个数量级的差异(喉部尺寸量级为毫米而喷管长度量级为米),流动区制涉及到物理特征全异的亚声速、超声速和回流、尾流等流动,流场内存在着多个奇点或间断面(激波、接触面),直排型气动塞发动机等构型的三维效应十分显著,而且粘性及湍流效应必须计入才能给出真实的预报。因此,如何发展一个高

效、精确并得到实验验证的计算软件(包括网格生成)是一项艰巨任务。

总之,到目前为止,气动塞喷管性能的预报理论和气动塞发动机的标准设计方法尚需进一步工作。我们应当着力发展严格的分析方法并形成一种交互式设计体系。现代的设计方法应当基于计算流体力学(CFD)分析,能够快速有效地进行推进系统和运载器系统的气动力与气动热分析,给出喷管结构和运行条件与性能参数的定量关系,以及发动机与机身一体化效应。因此期望通过气动塞喷管气动力学基础研究,逐步形成一套经过风洞试验验证的优化设计软件。

参 考 文 献

- 1 Berkowitz B D. NASA's X-33. *Air & space*, October/November 1996. 33~37
- 2 Lockheed Martin Astronautics, Reusable Launch Vehicle, 1996
- 3 Iannotta B. Flight of the aerospoke. *New Scientist*, 6 July 1996. 36~38
- 4 Ward M. No such thing as a free launch. *New Scientist*, 8 June 1996. 14~15
- 5 Grey J. The rocky road to space-launch heaven. *Aerospace America*, November 1996. 20~25
- 6 Flinn E D. Aerospoke engine powers RLV savings. *Aerospace America*, November 1996. 18~19
- 7 Andrews A. Rocket man. *New Scientist*, 24 June 1995. 24~30
- 8 Dornheim M A. Follow-on plan, Key to X-33 Win. *Aviation Week & Space Technology*, 17 June 1996. 31~33
- 9 Stanley D O, Englund W C. Propulsion system requirements for reusable single-stage-to-orbit rocket vehicles. AIAA 92-3504, 1996
- 10 Bhat B N, Ledbetter F E. Materials and processing technologies for highly reusable vehicles and propulsion systems. AIAA 97-2857, 1997
- 11 Corda S, et al. Blackbird puts LASRE to the test. *Aerospace America*, February 1998. 24~29
- 12 Fox E, et al. Plug cluster engines for the next generation of space and launch vehicles. AIAA 90-3710, 1990
- 13 Aukerman C A. Plug nozzles—the ultimate customer driven propulsion system. AIAA 91-2208, 1991
- 14 Wakefield M. The integrated modular engine—configurations, applications and benefits. AIAA 92-1551, 1992
- 15 Cramer J M, Wakefield M E. Application of the integrated modular engine (IME) to space vehicle concepts. AIAA 92-3692, 1992
- 16 Immich H, Parsley R C. Plug engine systems for future launch vehicle applications. AIAA 93-2560, 1993
- 17 Fick M, Schmucker R H. Remarks on plug cluster nozzles. AIAA 95-2694, 1995
- 18 Rommel T, et al. Plug nozzle flowfield calculations for SSTO applications. AIAA 95-2784, 1995
- 19 Schoger H E R, et al. Investigation of advanced rocket propulsion concepts. AIAA 95-3092, 1995
- 20 Meyer L, et al. Next generation of reusable vehicle engines: current technologies that support next generation engines. AIAA 95-3156, 1995
- 21 Baumgartner R I, Elvin J D. Lifting body—an innovative RLV concept. AIAA 95-3531, 1995
- 22 Healy T J, et al. Key technologies are being developed for the X-33/RLV. AIAA 95-3608, 1995
- 23 Vinson J. Aerospoke engine design gains new thrust. *Aerospace America*, February 1998. 30~33
- 24 Sweetman B. Venture Star: 21st century space shuttle. *PS*, October 1996, 43~47
- 25 Benson J. Conversations with Gary Payton. *Aerospace America*, June 1996. 14~16
- 26 Anselmo J C. NASA nears X-33 pick. *Aviation Week & Space Technology*, 17 June 1996. 29~30
- 27 Weegar R. Understanding external expansion engines. *AIAA Student Journal*, Winter 1997. 1~5
- 28 Berman J. The plug nozzle—a new approach to engine design. *Astronautics*, April 1960
- 29 Connors J F, et al. Annular internal-external-expansion rocket nozzles for large booster applications. NASA TN D-1049, 1961
- 30 Greer H. Rapid method for plug nozzle design. *ARS J*, 1961, 31: 560~561
- 31 Rao G V R. Spike nozzle contour for optimum thrust. In: Morrow C W ed. *Ballistic Missile and Space Technology II*. Pergamon, 1961. 92~101
- 32 Williams J J, Hurr G B. Annular-flow nozzles for solid-propellant rockets. Work Order No. 8700-39. Aerojet-General Corporation, 1963
- 33 Angelino G. Theoretical and experimental investigation of the design and performance of a plug type nozzle. NASA TN-12, 1963
- 34 Angelino G. Approximate method for plug nozzle design. *AIAA J*, 1964, 2: 1834~1835
- 35 Migdal D, Horgan J J. Thrust nozzles for supersonic transport aircraft. *ASME J Eng Power*, 1964. 97~104
- 36 Lee C C, Inman S J. Numerical analysis of plug nozzles by the method of characteristics. AD602268, 1964
- 37 Iacabellis S F. Liquid rocket engines. AIAA 66-828, 1966
- 38 Gajewski T. The gasdynamics of self-regulation of a supersonic plug nozzle. AD 861453, 1967

- 39 Hendershot K C, et al. A new approach for evaluating the performance and base environment characteristics of nonconventional rocket propulsion systems. *AIAA* 67-256, 1967
- 40 Wasko R A. Performance of annular plug and expansion-deflection nozzles including external flow effects at transonic Mach numbers. NASA TN D-4462, 1968
- 41 Humphries R P, et al. Design of maximum thrust plug nozzle for fixed inlet geometries. *AIAA J*, 1971, 9: 1581~1587
- 42 Hall C R, Muller T J. An analytical and experimental study of non-uniform plug nozzle flow fields. *AIAA* 71-41, 1971
- 43 Johnson G R, et al. Design of maximum thrust plug nozzles with variable inlet geometry. AD 736466, 1971
- 44 Sule W P, Mueller T J. Annular truncated plug nozzle flowfields and base pressure characteristics. *AIAA J*, 1973, 10: 689~695
- 45 Mueller T J, Sule W P. Base flow characteristics of a linear aerospike nozzle segment. *ASME J Eng for Industry, Series B*, 1973, 95: 353~359
- 46 Mueller T J, et al. Study of axisymmetric truncated plug nozzle fields. NASA CR-123941, 1973
- 47 Giel T V, Mueller T J. The Mach disc in truncated plug nozzle flows. *AIAA* 75-686, 1975
- 48 Armstrong W H, Brogram E W. Plug nozzle centerbody and cylinder life analysis. NASA CR-134822, 1975
- 49 Lawrence D W, Arthur E F. Advanced nozzle technology. AD/A062886, 1978
- 50 Staid P S. Wind tunnel performance tests of coannular plug nozzles. NASA CR-135299, 1978
- 51 Allen R D, Joy W. Advanced supersonic propulsion study. NASA CR-135236, 1978
- 52 Rousar D C. Plug cluster module demonstration. NASA CR-135385, 1978
- 53 O'Brien C J. Unconventional nozzle tradeoff study. NASA CR-159520, 1979
- 54 O'Brien C J, Aukerman C A. Advanced plug cluster nozzle. *AIAA* 79-1179, 1979
- 55 Martinez A. Aerodynamic nozzle study (I). NASA CR-68910, 1965
- 56 Martinez A. Aerodynamic nozzle study (II). NASA CR-76819, 1966
- 57 Rocketdyne. Advanced cryogenic rocket engine program—Aerospike nozzle concept (I). AD 373614, 1966
- 58 Rocketdyne. Advanced cryogenic rocket engine program—Aerospike nozzle concept (II). AD 376293, 1966
- 59 Rocketdyne. Advanced cryogenic rocket engine program—Aerospike nozzle concept (III). AD 376294, 1966
- 60 Rocketdyne. Advanced cryogenic rocket engine program—Aerospike nozzle concept (IV). AD 378294, 1966
- 61 Rocketdyne. Advanced aerodynamic spike configurations. AD 378296, 1966
- 62 Lary F B. Aerospike nozzle concept (I). AD 380190, 1967
- 63 Lary F B. Aerospike nozzle concept (II). AD 382767, 1967
- 64 Lary F B. Aerospike nozzle concept (III). AD 384196, 1967
- 65 Rocketdyne. Advanced aerodynamic spike configurations (I). AD 384855, 1967
- 66 Rocketdyne. Advanced aerodynamic spike configurations (II). AD 384856, 1967
- 67 Lary F B. Applications Study for a high-performance cryogenic aerospike rocket engine. AD 386386, 1967
- 68 Lary F B. Aerospike nozzle concept (material processes). AD 387034, 1967
- 69 Lary F B. Advanced cryogenic rocket engine program (I). AD 387189, 1968
- 70 Lary F B. Advanced cryogenic rocket engine program (II). AD 387190, 1968
- 71 Rocketdyne. O₂/H₂ advanced maneuvering propulsion technology program, Engine system studies. AD 890753, 1971
- 72 Fuller P N. Linear rocket engine design-fabrication-test. *AIAA* 73-1179, 1973
- 73 Lamont E A. The aerospike engine system for the space tug. *AIAA* 73-1245, 1973
- 74 Huang D H. Aerospike engine technology demonstration for space propulsion. *AIAA* 74-1080, 1974
- 75 Rocketdyne. Linear test bed (I). NASA CR-120183, 1974
- 76 Rocketdyne. Linear test bed (II). NASA CR-120184, 1974
- 77 Kirby F M, Martinez A. Linear aerospike engine. *AIAA* 77-968, 1977
- 78 Campbell J, Cobb S M. Aerospike thrust chamber program. NASA CR-135169, 1977
- 79 Diem H G, Kirby F M. Linear aerospike engine study. NASA-CR-135231, 1977
- 80 Siebenhaar A, et al. Thrust cell technology for modular engines. *AIAA* 93-2561, 1993
- 81 Booth T E, et al. The design of linear aerospike thrust cells. *AIAA* 93-2562, 1993
- 82 Quentmeyer R J, Roncace E A. Hot-gas-side heat transfer characteristics of subscale plug-nozzle rocket calorimeter chamber. NASA TP-3380, 1993
- 83 Kumakawa A, Tomita T. A study of plug-nozzle rocket calorimeters. *AIAA* 96-2583, 1996
- 84 Tomita T, et al. An experimental evaluation of plug nozzle flow field. *AIAA* 96-2632, 1996
- 85 Hagemann G, et al. Nozzle flowfield analysis with particular regard to 3D-plug-cluster configurations. *AIAA* 96-2954, 1996
- 86 Fick M, Schmucker R H. Performance aspects of plug cluster nozzles. *J Spacecraft and Rockets*, 1996, 33: 507~512
- 87 Nasuti F, Onofri M. A methodology to solve flowfields of plug nozzles for future launchers. *AIAA* 97-2941, 1997
- 88 Ruf J H, McConnaughey P K. A numerical analysis of a three dimensional aerospike. *AIAA* 97-3217, 1997

- 89 Ruf J H, McConnaughey P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect. AIAA 97-3218, 1997
- 90 Fick M, Schmucker R H. Linear aerospike engine performance evaluation. AIAA 97-3305, 1997
- 91 Erickson C. Thrust vector control selection in aerospike engines. AIAA 97-3307, 1997
- 92 Erickson C. Power cycle selection in aerospike engines for single-stage-to-orbit (SSTO) applications. AIAA 97-3316, 1997
- 93 Harmon T. System engineering and integration strategy on the X-33 linear aerospike engine. AIAA 97-3317, 1997
- 94 Ktin M S. Linear aerospike SR-71 experiment (LASRE) rocket engine. AIAA 97-3319, 1997
- 95 Korte J J, et al. Multidisciplinary approach to linear aerospike nozzle optimization. AIAA 97-3374, 1997
- 96 Immich H, et al. Experimental and numerical analysis of linear plug nozzles. AIAA 98-1603, 1998
- 97 Anselmo J C. NASA gives orbital second shot at X-34. Aviation Week & Space Technology, 17 June 1996. 31~33
- 98 Elsele A. X-33 Competitors wait anxiously. Space News, 24~30 June, 1996. 2~3
- 99 Moes T R, et al. Wind-tunnel development of an SR-71 aerospike rocket flight test configuration. NASA TM-4749, 1996
- 100 Dornheim M A. X-33 tank delivered strength questioned. Aviation Week & Space Technology, May 10, 1999. 68~69
- 101 Dornheim M A. January rollout targeted for X-33 demonstrator. Aviation Week & Space Technology, June 7, 1999. 57
- 102 Martin J A, Cormier L. Where profit drives RLV. Aerospace America, April 1997. 40~42
- 103 Zapata E, Dankhoff W F. Defining the parameters for affordable space transportation. Aerospace America, November 1997. 38~41
- 104 Mattingly T K. A simpler ride into space. Scientific American, October 1997. 120~125
- 105 Mankins J C. Lower costs for highly reusable space vehicles. Aerospace America, March 1998. 36~42
- 106 Lindberg R E, Feconda R T. X-34: A test bed for RLV technology. Aerospace America, August 1998. 30~33
- 107 Hueter U. Status of the advanced reusable technologies project. AIAA 98~1569, 1998
- 108 Beardsley T. The way to go in space. Scientific American, February 1999. 80~97
- 109 Wilson J R. X-33 and RLV take parallel paths. Aerospace America, February 1999. 38~42
- 110 Anselmo J C. A Mach 8 vehicle on the RLV frontier. Aviation Week & Space Technology, April 20, 1999. 78~80
- 111 McKinney R W, et al. EELV meets CAIV. Aerospace America, May 1999. 68~74
- 112 Scott W B. X-37 Explores reentry risks. Aviation Week & Space Technology, August 9, 1999. 72~74
- 113 Anselmo J C. NASA revamps X-34 testing, Adds third flight vehicle. Aviation Week & Space Technology, August 30, 1999. 28

A SSTO ROCKET CONCEPT——AEROSPIKE NOZZLE ENGINE

Wang Boyi Guo Tangwen Wang Shifen

Institute of Mechanics (CAS), Beijing 100080, China

Abstract This paper presents a comprehensive review of development of a propulsion system for the next generation reusable launch vehicle and introduces the SSTO rocket concept——aerospike nozzle engine, especially its background, state of the art conceptual analysis and prospective work in the future.

Keywords aerospike nozzle engine, single-stage-to-orbit, reusable launch vehicle