天问一号火星着陆巡视器推进系统特点及飞行分析

韩泉东^{1,2*}, 刘锋^{1,2}, 潘一力^{1,2}, 王浩^{1,2}, 兰晓辉³, 潘匡志³, 陈泓宇^{1,2}, 李奕辉^{1,2},
施华^{1,2}, 任建军^{1,2}, 孙迎霞^{1,2}, 钟雪莹^{1,2}, 王亚平^{1,2}, 曹伟^{1,2}, 李和军^{1,2}, 周红玲^{1,2},
魏青^{1,2}

1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112;

3. 西安航天动力研究所, 西安 710100

* E-mail: hqd0801@163.com

收稿日期: 2021-10-22; 接受日期: 2021-12-28; 网络版发表日期: 2022-01-20

行星探测重大工程资助项目

摘要 天问一号火星着陆巡视器推进系统的结构质量和尺寸严格受限, 针对常规推进系统方案无法满足要求的难题, 采用中压双组元推进系统和7055高强度材料壳体推进剂贮箱, 实现了轻质、小型化的目标. 发动机的室压约2 MPa. 相对于传统推进系统方案, 重量减少约53 kg, 高度减少约919 mm. 这是中压双组元推进系统首次在宇航领域应用. 本文结合天问一号火星着陆巡视器主要任务特点, 介绍了推进系统方案、组成、技术特点、关键技术及攻关情况, 对飞行试验验证情况和推进系统性能进行了分析. 结果表明, 推进系统功能和性能满足要求, 工作可靠, 关键技术得到了验证, 飞行试验取得圆满成功. 中压双组元推进系统的研制及应用可为后续深空探测任务提供重要参考.

关键词 天问一号, 火星, 着陆, 推进系统

1 引言

天问一号探测器着陆火星, 是我国航天事业发展的新的里程碑. 天问一号首次成功实现了通过一次发射任务完成火星环绕、着陆和巡视三大目标, 标志着我国在行星探测领域跨入世界先进行列. 天问一号发射前, 全世界共实施了47次火星探测任务,

其中着陆任务22次, 只有10次成功, 成功率仅45.5%, 可见成功着陆火星难度之大. 文献[1~3]分别对海盗号、凤凰号和好奇号的推进系统进行了介绍, 可见, 美国用于火星着陆前动力减速的推进系统均为挤压式单组元(变推力)推进系统, 发动机真空比冲不超过223 s.

天问一号火星探测器由着陆巡视器和环绕器组

引用格式: 韩泉东, 刘锋, 潘一力, 等. 天问一号火星着陆巡视器推进系统特点及飞行分析. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 237–244
Han Q D, Liu F, Pan Y L, et al. Characteristics and flight performance of the Tianwen-1 Mars Lander propulsion system (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 237–244, doi: [10.1360/SST-2021-0481](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0481)

成。根据任务需要,两器采用了独立的推进系统。着陆巡视器火星大气进入、下降和着陆(简称EDL)采用“气动外形+降落伞+反推发动机+缓冲支架”组合减速着陆方式。着陆巡视器推进系统为着陆巡视器提供动力减速、悬停、避障、缓速下降及软着陆所需的控制力,以及着陆巡视器与环绕器分离后至火星表面着陆全程的姿态控制力和力矩,其工作直接影响火星表面着陆任务的成败,是着陆巡视器最重要的分系统之一。

为了满足严格的重量和尺寸要求,采用了中压双组元推进系统以及高强度7055铝合金材料壳体贮箱。为确保发动机燃烧室压力提高后工作的可靠性,采用了耐高温抗氧化能力更强的硅化钼高温抗氧化涂层。为确保系统工作压力提高后发动机变推力的可靠性,流量调节器步进电机的驱动采用了“3-2-1升频启动控制策略”。此外,推进系统还具有关键功能冗余和自主管理能力,提升了故障隔离能力和系统可靠性。

天问一号火星探测任务通过一次发射实现火星“绕、着、巡”三大任务,开展火星全球性、综合性的环绕探测,并在火星表面开展区域性巡视探测,任务起点高,技术跨度大,研制难度空前,这也决定了推进系统具有要求高、技术新、难度大、复杂度高、风险高的特点,研制期间攻克了一系列关键技术。本文介绍了推进系统方案、组成、技术特点、关键技术及飞行情况,可为新型推进系统的研制提供参考。

2 任务需求

着陆巡视器推进系统面临的主要任务有如下需求。

(1) 轻质化、小型化要求高。受进入舱重量、气动条件约束的进入舱大底和背罩形成的内部空间尺寸、背罩分离前需工作的发动机在背罩上的开孔尺寸限制,着陆巡视器推进系统的轻量化、小型化要求高。

(2) 着陆过程轨控发动机变推力可靠性要求高。EDL过程时间短,控制精度要求高,需要轨控发动机精准可靠变推力,步进电机主、备份绕组能快速自主切换,并能在7500 N或5000 N工况短间隔热启动。

(3) 推进系统在轨长期贮存约10个月后可靠工作。高压气路长期承35 MPa高压、贮箱满载推进剂以及气路电爆阀/液路电爆阀等经历复杂在轨环境长贮后应功能正常、性能无变化。

(4) 推进系统需适应器地通信大时延。天问一号在火星EDL时器地单程通信时延约18~20 min,无法通过地面进行实时测控,EDL过程中推进系统故障检测、处置、工作模式切换及钝化均由器上自主执行。

(5) 飞行过程中,特别是火星EDL过程中环境条件复杂^[4]:多次大量级冲击、火星稀薄大气高速来流等,推进系统须适应该环境并能可靠工作。

3 推进系统简介

3.1 推进系统基本方案及组成

着陆巡视器采用了氦气恒压挤压式中压双组元统一推进系统,推进剂为绿色四氧化二氮和甲基肼。高压路初始工作压力为35 MPa,发动机的室压约为2 MPa。采用1只复合材料气瓶贮存增压气体,4个金属膜片贮箱来贮存和管理推进剂,1台7500 N变推力发动机提供轨控推力,20台250 N发动机和6台25 N发动机完成姿控和部分轨控任务。推进线路盒负责与GNC和数管通信,并根据控制指令驱动变推力发动机步进电机和阀门工作。采取2项自主管理措施:贮箱压力自主管理和剩余推进剂自主钝化。着陆巡视器推进系统干重不超过98 kg,标称推进剂加注量170 kg。推进系统原理图及总装构型见图1。

3.2 推进系统工作过程

器箭分离后,择机进行液路管路真空排气。

在轨约10个月飞行期间,氦气贮存在高压气路内,由气路电爆阀与下游管路隔离;推进剂贮存在金属膜片贮箱内,由贮箱的金属膜片与上游管路隔离,由液路电爆阀与下游管路隔离;择机进行推进系统自检,对变推力发动机流量调节器、自锁阀以及推进线路盒状态进行测试,确认产品状态。

和环绕器分离前,着陆巡视器完成液路管路推进剂充填和贮箱增压。此后姿控发动机具备了工作状态。为确保推进系统工作可靠,在设定的贮箱压力范围内采用落压模式工作,大气进入前转为恒压模式。

7500 N变推力发动机点火前,驱动气供应到推进剂阀的导阀入口,此后7500 N变推力发动机具备了点火条件。背罩分离后7500 N变推力发动机开机,在250 N发动机和25 N发动机的配合下,完成动力减速、悬停、避障、缓速下降和软着陆任务。

图 1 (网络版彩图)天问一号火星着陆巡视器推进系统原理图及构型

Figure 1 (Color online) Propulsion system schematic and configuration of Tianwen-1 Mars Lander and Rover.

因经历昼夜交替时火星表面温差大, 为确保着陆巡视器的安全, 着陆后进行了剩余推进剂和增压气体钝化: 将剩余推进剂采用250 N发动机对喷点火耗尽, 随后打开钝化电爆阀将增压气体排空。

4 推进系统技术特点

(1) 采用中压双组元推进系统, 轻小型化程度高
受进入舱空间尺寸和结构质量限制, 传统的低压推进系统方案无法满足任务要求。经多方案比较, 采

用发动机燃烧室压力约2 MPa的中室压双组元发动机实现了轻小型化目标。相对于传统推进系统方案, 重量减少约53 kg, 高度减少约919 mm。相对于传统的航天器发动机, 着陆巡视器发动机的室压提高约2.5倍, 发动机尺寸减小, 由此带来: 发动机热流密度增大, 紧凑结构喷注器高性能设计、耐热设计、选材、燃烧不稳定抑制难度加大, 常规涂层耐高温抗氧化裕度变小; 变推力发动机步进电机调节过程中阻力加大, 裕度变小; 推进系统水击量级更大, 对产品破坏性加大。推进系统通过技术攻关, 解决了上述问题。

(2) 轨控发动机可精准可靠变推力工作

针对任务约束和可靠变推力需求, 提出了步进电机“3-2-1升频启动控制策略”, 轨控发动机可精准可靠实现推力5:1调节, 步进电机主、备份绕组可快速自主切换, 并能在7500 N工况或5000 N工况短间隔再启动。

(3) 在轨长期贮存约10个月后可靠工作

推进系统在轨贮存约10个月后再工作为国内首次: 气瓶长期保持承压约35 MPa高压状态(飞行过程中气瓶压力还会因环境温度升高而升高), 氧/燃推进剂贮箱保持满载推进剂状态, 气路电爆阀/液路电爆阀在轨贮存约10个月后才起爆, 均不同于以往地球轨道卫星、载人飞船和月球探测器, 对此, 在推进系统长期密封性、推进剂与材料相容性及提高单机可靠性上采取了相应措施。

(4) 适应器地通信大时延, 自主管理能力更强

EDL段器地单程通信时延长达18~20 min, 无法通过遥测参数监视推进系统实时状态进行地面干预。EDL全程, 推进系统相关动作均通过程控指令、延时指令和预案自主执行, 自主管理能力更强: 两器分离后滑行段飞行时对贮箱压力进行自主管理, 保证发动机性能同时提高系统可靠性; 采用双重策略自主结束推进剂钝化点火, 确保推进剂钝化安全、可靠。

(5) 大量级冲击、火星大气等复杂环境适应性更强

飞行过程中冲击环节多, 且部分冲击量级较以往型号更高, 大质量电子器件、步进电机、贮箱、减压阀、自锁阀和电磁阀等对冲击相对敏感的产品均进行了适应性设计并通过了冲击试验考核。

着陆巡视器采用金属膜片贮箱贮存和管理推进剂, 消除了推进剂晃动对整器飞行姿态的干扰。

三型发动机均通过了火星稀薄大气高速来流模拟环境点火考核, 发动机可适应火星稀薄大气高速来流环境。

5 关键技术及攻关情况

5.1 适应频繁启停的发动机变推力可靠驱动技术

7500 N变推力发动机可靠变推力是着陆巡视器成功在火星表面软着陆的关键。从7500 N发动机点火至火面着陆时间短, 而此时器地单程通信时延大, 步进电机绕组控制、状态确认和切换只能由探测器自主执

行, 因此必须确保变推力过程可靠。为满足轻小型化要求, 发动机入口压力提高到约3.7 MPa, 流量调节器所受的负载力大幅增大。而控制系统需要变推力发动机步进电机在128 ms控制周期内具备行进最多120步的能力, 即变推力工作过程中步进电机需要频繁启停。经理论分析和试验验证, 采用1000 Hz控制策略(即步进电机行进1步用时1 ms), 流量调节器入口压力约3.7 MPa时, 存在步进电机失步导致发动机变推力不到位的风险。如果在变推力过程中发生步进电机失步, 发动机的实际推力大于需求推力时, 存在推进剂消耗量变大而提前耗尽的风险。步进电机带负载再启动过程复杂, 为确保发动机可靠变推力, 需开展攻关。

建立了步进电机-负载系统动态模型, 对不同负载、不同驱动策略下步进电机启动的动态特性进行了分析, 获得了典型工况下步进电机的启动裕度和失步机理。开展了推进线路盒与步进电机测试台/流量调节器/发动机等多工况、多指令模式的砝码加载试验、联合液流试验和推进线路盒与发动机匹配性验证热试车, 对不同驱动策略进行了验证, 优选出了满足任务使用要求的驱动策略——“3-2-1升频启动控制策略”(即每个控制周期内, 走第一步时给步进电机绕组持续加电3 ms, 走第二步时给绕组持续加电2 ms, 此后每步按1 ms, 从而提高了步进电机动态启动时的力矩裕度), 并将推进线路盒中步进电机绕组供电改为热备份, 制定了可靠的步进电机绕组切换策略, 实现了变推力发动机可靠变推力的目标。

5.2 高性能中室压7500 N变推力发动机技术

采用发动机室压/结构参数优化及结构一体化设计大幅减小了火星软着陆用7500 N发动机的结构尺寸和结构质量(图2)。室压提高导致发动机的热流密度增加, 头部结构紧凑, 加之隔热屏对发动机的加温作用, 发动机比冲性能提高、典型工况短间隔再启动和热防护设计难度非常大。因此, 需开展攻关, 在保证发动机性能满足任务要求的同时, 兼顾可靠的冷却, 控制发动机喷注器和喷管温度, 还需验证发动机对火星稀薄大气高速来流环境的适应性, 确保发动机工作可靠。

通过多台次地面热试车和高模热试车, 获得了发动机比冲性能、短间隔热启动特性、带隔热屏点火特性以及可靠性。构建了火星稀薄大气高速来流模拟点火试验环境^[5], 对发动机在稀薄CO₂典型速度来流条

图 2 (网络版彩图)火星着陆7500 N发动机(左)和月球着陆7500 N发动机(右)示意图

Figure 2 (Color online) Diagram of 7500 N main engine for Mars lander (left) and 7500 N main engine for Lunar lander (right).

件下7500 N工况和5000 N工况启动特性进行了考核。经测试, 来流模拟系统能够形成100~200 m/s速度的稀薄来流, 真空舱压力基本维持在1.6 kPa, 装置内部静压约为4.7~5.28 kPa^[5]。结果表明在来流速度200 m/s条件下, 7500 N变推力发动机能正常启动, 相同启动工况重复性良好, 来流条件下发动机启动性能稳定^[5]。攻关结果: 7500 N工况真空比冲优于298 s, 可在7500 N工况和5000 N工况间隔1 s再启动, 并且可在火星稀薄大气来流环境下可靠点火工作。

5.3 高可靠中室压250 N发动机技术

通过提高发动机室压减小了250 N发动机的结构尺寸和结构质量, 且减小了背罩开孔尺寸, 系统减重效果显著。任务要求的发动机单次最长工作时间、累计工作时间和脉冲工作次数相对于基线产品均大幅增加, 喷管周围设置导流结构的使用环境且高入口压力工况(点火时喷管喉部最高温度超过1500℃), 且面临火星稀薄大气高速来流的情况下仍须确保工作可靠。然而发动机热流密度大, 喷注器小且结构紧凑, 验证难度大。因此需开展攻关, 攻克高温抗氧化涂层技术、确保250 N发动机稳定燃烧所需的特殊结构声腔技术、降低头部及阀门温度, 并验证250 N发动机对火星稀薄

大气高速来流环境的适应性。

250 N发动机长寿命工作对喷管耐高温抗氧化要求高, 攻克了硅化钼涂层制备工艺关键技术, 国内首次将硅化钼(MoSi₂)高温抗氧化涂层(图3)用于航天器, 可保证发动机身部可靠工作温度达到1550℃以上, 提高了涂层耐高温抗氧化裕度。为解决因空间紧凑导致的声腔面积占比不足、减少声腔结构带来的燃烧回流区, 消除发动机燃烧不稳定隐患, 首创了组合式紧凑型声腔结构, 采用头部上的声腔孔+身部的楔形槽构成声腔结构, 经试车验证, 该声腔结构有效抑制了发动机不稳定燃烧。250 N发动机头部喷注器法兰采用十字交叉镂空结构有效增加了热阻, 减少了身部热量向上游传递, 降低了头部及阀门温度, 并采用无摩擦大行程电磁阀, 提高了发动机工作可靠性。开展了火星稀薄大气高速来流对发动机点火影响仿真分析, 模拟火星CO₂稀薄大气来流环境开展了250 N发动机点火考核, 验证了该发动机对火星稀薄大气来流环境下点火的适应性。攻关结果: 发动机喷管耐受温度达到1550℃以上, 单次最长工作时间、累计工作时间和工作次数均满足任务要求, 可在火星稀薄大气高速来流环境下可靠点火。

5.4 7055高强度铝合金壳体金属膜片贮箱技术

国内首次将7055高强度铝合金材料用于贮箱壳体, 以满足着陆巡视器轻量化要求。但7055材料在传统的热熔焊接过程中存在晶粒快速长大、力学性能急剧下降的问题, 因此采用何种焊接技术及焊接参数对贮箱壳体进行合拢焊接, 以及对7055壳体与纯铝膜片进行焊接是一个亟待解决的难题。7055材料及其焊缝与MON-1和MMH推进剂的长期相容性未知, 需开展有

图 3 (网络版彩图)250 N发动机硅化钼涂层喷管

Figure 3 (Color online) MoSi₂ coated nozzle of 250 N thruster.

效验证。此外,为最大限度实现轻量化,需要进一步提升贮箱的排放效率。

开展了7055材料贮箱壳体搅拌摩擦焊关键技术攻关,获得了7055铝合金搅拌摩擦焊的焊接参数,密封性检测及X射线检测结果等满足要求。针对7055材料壳体与纯铝金属膜片焊接,进行了多种焊接方案比较,优选出氩弧焊进行焊接,密封性检测及X射线检测结果等均满足要求。开展了7055铝合金试片、7055-7055铝合金对接焊缝试片(图4)、7055与纯铝对接焊缝试片以及真实贮箱与推进剂长期相容性验证,试验结果表明,7055壳体材料金属膜片贮箱与推进剂满足相容性要求。基于膜片翻转过程仿真结果对膜片设计参数进行了优化,相比相近容积的金属膜片贮箱,排放效率提高了1%以上。攻关结果:单个金属膜片贮箱结构质量不超过6.5 kg,相比常规方案金属膜片贮箱减重25%,排放效率提高了1%以上。

6 系统级试验验证

研制过程中开展了4轮推进系统冷流试验、2次着陆巡视器推进系统热试车和7次火星着陆验证点火试验等多项系统级试验。

6.1 着陆巡视器推进系统热试车

开展了着陆巡视器推进系统方案热试车和推进系统可靠性热试车。

通过着陆巡视器推进系统方案热试车和推进系统可靠性热试车,验证了推进系统设计方案的正确性,考核了系统飞行程序设计的正确性,获取了系统工作参数、参数匹配性、接口协调性和典型工况下系统工作

图4 (网络版彩图)7055-7055材料搅拌摩擦焊缝
Figure 4 (Color online) Welding lines of FSW based 7055-7055 material.

性能;试车结果均满足总体要求。通过可靠性热试车还验证了经过整器鉴定级力学环境和热环境试验后产品的性能,积累了可靠性子样。推进系统可靠性热试车照片见图5。

6.2 火星着陆验证试验

开展了着陆验证器着陆火星表面验证点火试验(图6)。受模拟着陆火星时着陆器重量限制,每次试验中推进剂加注量精度要求高,共进行了7次推进剂加注和7次点火试验。点火过程中,推进系统均工作正常,性能参数满足要求,试验均取得圆满成功。通过火星着陆验证试验验证了火星表面悬停、避障、缓速下降及软着陆方案的正确性,验证了推进系统与相关分系统的接口正确性,积累了推进系统可靠性子样。

图5 (网络版彩图)天问一号火星着陆巡视器推进系统热试车
Figure 5 (Color online) Hot fire test of Tianwen-1 Mars Lander and Rover propulsion system.

图6 (网络版彩图)火星着陆验证器点火试验
Figure 6 (Color online) Hot fire test of the Mars landing validator.

7 飞行任务结果

2020年7月23日, 天问一号火星探测器成功发射. 2021年5月14日, 进行了两器分离前推进系统状态设置. 5月15日7时18分, 着陆巡视器成功软着陆于火星表面预选着陆区. 着陆后, 推进系统完成了推进剂和增压气体自主钝化. 随后推进系统断电, 完成了首次火星探测的使命^[6].

根据飞行遥测数据分析:

(1) 近10个月长期飞行期间, 气瓶压力下降约0.05 MPa, 贮箱压力无变化, 7500 N变推力发动机的流量调节器工作正常, 推进线路盒状态良好;

(2) 推进系统液路管路充填和贮箱增压过程正常, 参数符合预期;

(3) EDL全程, 7500 N变推力发动机、250 N发动机以及25 N发动机入口压力均符合预期, 与地面调试值一致性好;

(4) 火面着陆时, 气瓶末压满足使用, 裕度合理;

(5) 7500 N发动机额定工况火面推力与额定推力的偏差为+1.07%, 优于指标要求;

(6) 7500 N发动机变推力工作正常(在轨推力曲线见图7), 推力符合预期;

(7) 250 N发动机以及25 N发动机工作正常, 单次最长工作时间、累计工作时间和累计工作次数均未超过设计指标, 且裕度较大;

(8) EDL全程推进系统各测点温度均正常, 裕度合理;

(9) 剩余推进剂和增压气体钝化执行正常.

综上所述, 本次飞行任务中推进系统指令接收和执行正确, 所有功能均正常, 各项性能指标均达到或优于要求值, 首次上天飞行的中室压7500 N变推力发动机、250 N发动机硅化钼涂层、高强度7055铝合金材料壳体金属膜片贮箱等表现稳定可靠.

图7 7500 N变推力发动机在轨推力曲线

Figure 7 On orbit thrust curve of the 7500 N variable thrust engine.

8 结论

天问一号火星着陆巡视器成功实现了我国首次火星表面软着陆. 着陆巡视器推进系统是最重要的分系统之一. 推进系统采用了中压双组元推进系统以及7055材料壳体金属膜片贮箱实现了轻小型化, 采用步进电机“3-2-1升频启动控制策略”确保发动机可靠变推力, 采用高可靠气、液路管理方案确保推进系统适应了复杂飞行环境, 采用贮箱压力自主管理和自主结束剩余推进剂钝化点火措施, 确保了器地通信大时延下可靠、安全工作.

飞行试验数据表明推进系统功能正常、工作可靠, 各项性能参数均满足指标要求; 系统设计方案、关键技术得到了全面、有效验证. 推进系统有力支撑了火星表面软着陆任务取得圆满成功.

中压双组元推进系统具有质量轻、尺寸小、易于实现变推力等优点, 适用于中等总冲需求的航天任务. 天问一号着陆巡视器推进系统可为后续对结构质量和尺寸严格要求的航天器的研制和应用提供重要参考.

参考文献

- Morrisey D. Historical perspective-Viking Mars lander propulsion. AIAA 98-2391
- NASA. Phoenix. http://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/
- NASA. Mars Science Laboratory. <http://mars.jpl.nasa.gov/msl/>
- Cai Z B, Qu S J. Space environment characteristics and key points in space environmental protection design for Mars probe mission (in Chinese). Space Environ Eng, 2019, 36: 542-548 [蔡震波, 曲少杰. 火星探测器全任务期空间环境特征与防护要点. 航天器环境工程, 2020, 36: 542-548]

- 5 Wang H L, Shi C, Zhao S, et al. CFD and experimental studied on the Mars atmosphere incoming flow equipment (in Chinese). *J Rocket Propul*, 2020, 46: 89–95 [王宏亮, 史超, 赵曙, 等. 火星大气来流模拟装置CFD仿真与试验. *火箭推进*, 2020, 46: 89–95]
- 6 Liu F, Cao W, Han Q D. Research for the propulsion system of Tianwen-1 Mars Probe (in Chinese). *Aerosp China*, 2021, 10: 26–32 [刘锋, 曹伟, 韩泉东. “天问”一号火星探测器推进系统奔火之路. *中国航天*, 2021, 10: 26–32]

Characteristics and flight performance of the Tianwen-1 Mars Lander propulsion system

HAN QuanDong^{1,2}, LIU Feng^{1,2}, PAN YiLi^{1,2}, WANG Hao^{1,2}, LAN XiaoHui³, PAN KuangZhi³, CHEN HongYu^{1,2}, LI YiHui^{1,2}, SHI Hua^{1,2}, REN JianJun^{1,2}, SUN YingXia^{1,2}, ZHONG XueYing^{1,2}, WANG YaPing^{1,2}, CAO Wei^{1,2}, LI HeJun^{1,2}, ZHOU HongLing^{1,2} & WEI Qing^{1,2}

¹ Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

² Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China;

³ Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China

The weight and size of the propulsion system for the Tianwen-1 Mars Lander are strictly restricted. Instead of a commonly used propulsion system, a medium-pressure two-propellant propulsion system and tanks with a shell of 7055 high strength material are used to realize the target of lightness and miniaturization. The chamber pressure is approximately 2 MPa. Compared with traditional propulsion systems, the weight is reduced by approximately 53 kg and the height is reduced by approximately 919 mm. This is the first application of a medium-pressure two-propellant propulsion system in the aerospace field. We analyze the system design, components, technical characteristics, key technologies, and solutions, and finally describe the flight performance of the propulsion system. The results indicate that all functional and technical indexes meet the target well, the propulsion system works reliably, key technologies have been proven, and the flight of the Tianwen-1 was successful. This article provides important references and guidance for the design and application of medium-pressure two-propellant propulsion systems for future complex deep space probes.

Tianwen-1, Mars, lander and rover, propulsion system

doi: [10.1360/SST-2021-0481](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0481)