

火星使命“福布斯-土壤”/“萤火”一号分析

朱仁璋^{1,2} 王鸿芳^{1,3} 泉浩芳² 赵 刚¹

(1 南京大学 2 北京航空航天大学 3 中国空间技术研究院)

摘 要 俄罗斯“福布斯-土壤”使命将于 2011 年发射,这是俄罗斯自 1996 年“火星-96”发射失败以来的第一个火星探测项目。这项火星使命的主要目的是采集火星卫星火卫一的土壤样品并返回地球进行分析,同时对火卫一与火星及火星环境进行科学探测。“福布斯-土壤”使命将搭载 3 项火星探测项目,即中国“萤火”一号探测器、美国“微生物行星际飞行生存能力实验”(LIFE)和芬兰火星“气象网”(MetNet)先遣使命。本文分析苏/俄火星探测历史,阐述“福布斯-土壤”及其搭载项目的系统构型,科学目标与有效载荷,以及飞行运作程序。首创的火星卫星探测方法与广泛的火星探测国际合作是“福布斯-土壤”使命的两大特点。

关键词 “福布斯-土壤”使命 “萤火”一号探测器 火星 火卫一 空间探测

分类号 V476.4 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2010) 02-0001-14

1 前 言

现在,国际空间科学技术界正密切关注预定明年发射的两个火星使命,这就是美国的“火星科学实验室”(MSL)与以俄罗斯为主体的“福布斯-土壤”(Fobos-Grunt, Phobos-Soil)飞行系统。MSL 将应用新技术“空中吊机”(Sky Crane)在火星表面放置重达 775 kg 的大型“好奇心”(Curiosity)巡游车;而“福布斯-土壤”使命则将探测重点再次转向火星的卫星火卫一(Phobos),将在火卫一表面着陆一个土壤采样探测器,并将土样运回地球进行分析。人们对“福布斯-土壤”使命关注下列事项:(1)采集火卫一土样并返回地球作精密分析研究的科学价值。(2)“福布斯-土壤”搭载项目的科学意义;搭载项目包括中国的“萤火”一号探测器,美国的“微生物行星际飞行生存能力实验”(LIFE),以及芬兰的火星气象网(MetNet)着陆器。(3)“福布斯-土壤”着陆火卫一并采样返回地球的技术复杂性与风险性。

关于“福布斯-土壤”使命,一方面,“福布斯-土壤”的科学价值使空间科学家感到振奋;然而,另一

方面,人们对该项目能否取得预期成功而又不无担忧,这不仅由于技术难度与复杂性,而且由于苏/俄(即前苏联/俄罗斯,下同)火星探测项目失败率高达 72.2%,且没有一项取得完全成功,给人们留下太深的印象。虽然大部分失败发生在 20 世纪 60 年代,但最近一次的探测使命“火星-96”(Mars-96)也以发射失败告终。相比之下,美国火星探测项目的失败率为 31.6%,且自 2001 年火星“奥德赛”(Mars Odyssey)轨道器至 2005 年“凤凰”(Phoenix)着陆器的 5 次探测使命均取得完全成功。^[1]

从人类早期肉眼观测到的红色星球,到近代天文望远镜发现的火星表面的奥林匹斯山(Olympus Mons)、极地冰帽,以及火星的两个卫星——火卫一与火卫二(Deimos),这颗离地球最近的行星逐渐清晰地进入人类视野^[2]。半个世纪以来,人造飞行器的探测成果极大地丰富了人们对火星及其卫星的形貌与空间环境的了解。然而,某些科学问题的研究,需要对星体物质进行精密的测定与分析。因此,从火星及其卫星表面土壤取样并返回地球,成为空间科学家的奢望。美国的火星取样返回使命可能要等到

来稿日期:2010-05-23;修回日期:2010-05-03。

作者简介:朱仁璋(1941.11-),男,博士,教授,主要从事航天技术与教学工作。

2018 年以后,在这种情况下,俄罗斯“福布斯-土壤”使命自然引起人们格外的关注与期待。对火卫一的探测,无疑是对火星自身探测的重要补充。特别是,从火卫一采集土壤并返回地球进行精密分析,将火星探测技术与科学回报提升到一个新的高度;而多项搭载项目又使“福布斯-土壤”使命增添了新的魅力。创新的探测方法与广泛的国际合作是“福布斯-土壤”使命的两大特点。

表 1 与表 2 分别列出火星与火星的两颗自然卫星的基本参数,并与地球及月球进行比较。如图 1 所示,火卫一的表面有大量的陨石坑,Stickney 是其中最大的一个,直径大约为 10 km,相当于火卫一最大尺寸的三分之一。Stickney 外围一系列延伸的沟槽可能是微流星冲击形成弹坑过程中的产生的裂缝。火星固体潮的制动效应(图 2)使火卫一轨道半径不断变小,在大约 4 千万年后撞进火星表面(火卫二的情况正相反);固体潮的另一效应是,火卫一总以同一面朝向火星。^[3,4]

虽然俄语“Фобос”的含义就是火卫一,但在本文

表 1 火星与地球的比较^[5,6]

序号	基本参数	火星	地球	比率(火星/地球)
1	质量 /10 ²⁴ kg	0.64185	5.9736	0.107
2	赤道半径 /km	3396.2	6378.1	0.532
3	极半径 /km	3376.2	6356.8	0.531
4	体平均半径 /km	3389.5	6371.0	0.532
5	平均密度 /(kg/m ³)	3933	5515	0.713
6	表面加速度 /(m/s ²)	3.69	9.78	0.377
7	逃逸速度 /(km/s)	5.03	11.19	0.450
8	引力常数 /(10 ⁶ km ³ /s ²)	0.04283	0.3986	0.107
9	球面反照率	0.25	0.306	0.817
10	大气密度 /(kg/m ³)	0.02	1.20	0.0167

表 2 火星卫星与月球的比较^[5-8]

序号	基本参数	火卫一	火卫二	月球
1	离行星中心的平均距离 /km	9378.5	23 458.8	384 402
2	轨道周期	7h 39m	1d 6h 18m	27d 7h 43m
3	质量 /kg	1.08 e 16	1.8 e 15	7.35 e 22
4	尺寸 /km	26.8×22.4×18.4	15.0×12.2×10.4	3476
5	平均密度 /(g/cm ³)	1.90	1.75	3.34
6	视直径 /°	0.14–0.20	0.04	0.52
7	视周期	11h 07m	5d 11h 27m	1d 50m

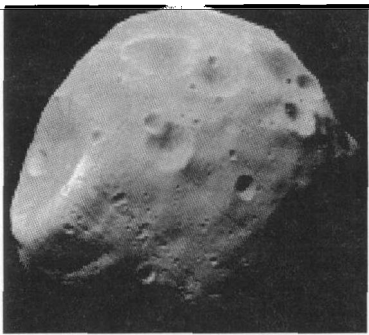


图 1 “火星快车”于 2004 年 8 月 22 日拍摄的火卫一照片^[3,7]

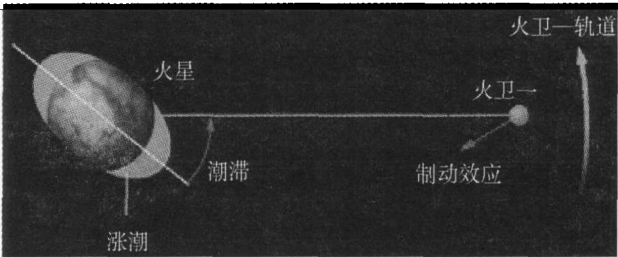


图 2 火卫一的运动^[7]

中,为了更清晰地表述与区别火卫一与探测火卫一的飞行器,我们将火卫一探测器名称中的“Фобос”(英语义译“Phobos”,音译“Fobos”;汉语义译火卫一,音译“福布斯”)取其音译“福布斯”(Fobos)。这样,如前所述,火卫一探测器“Фобос 1”与“Фобос 2”分别译为“福布斯 1”(Fobos 1)与“福布斯 2”(Fobos 2);而“Фобос-Грунт”(英语义译“Phobos-Soil”,音译“Fobos-Grunt”)取其音义合译“福布斯-土壤”(Fobos-Soil)。

2 苏/俄火星探测史

如表 3 所示,从 1960 年 10 月至 1996 年 11 月的 36 年间,苏/俄发射火星使命共 18 项。其中,基本成功与部分成功的使命有 5 项,即“火星 2”、“火星 3”、火星 5”、“火星 6”以及“福布斯 2”,仅占 27.8%。

2.1 20 世纪 60 年代^[2,9,10]

在 20 世纪 60 年代,苏联发射了 8 个火星探测器,全都失败;它们或在发射期间毁坏,或未能离开地球轨道,或在飞向火星途中遭遇灾难性故障。

2.2 20 世纪 70 年代(“火星”序列)^[2,9,10]

1971 年 5 月,在“火星 1971C”(宇宙 419)发射失败后,苏联向火星发射了一对飞行器“火星 2”与“火星 3”。每个飞行器包含轨道器与着陆器。不幸的是,它们在到达火星时遭遇了天文学家曾记录的最强的尘暴。飞行器缺少足够的燃料将整个装置送入

表 3 苏/俄火星探测史(1960-1996)^[2]

使命	发射	到达火星	使命终止	类型	结果
火星-1960A	1960-10-10		1960-10-10	掠飞器	发射失败
火星-1960B	1960-10-14		1960-10-14	掠飞器	发射失败
火星-1962A	1962-10-24		1962-10-24	掠飞器	发射后不久即发生爆炸
火星 1(Mars 1)	1962-11-01		1963-03-21	掠飞器	搜集到了部分数据,但在到达火星之前失去联系
火星器 24 (Sputnik-24)	1962-11-04		1963-01-19	着陆器	未能成功脱离地球轨道
探测器 2(Zond-2)	1964-11-30		1965-05	掠飞器	失去联系
火星-1969A	1969-03-27		1969-03-27	轨道器	发射失败
火星-1969B	1969-04-02		1969-04-02	轨道器	发射失败
火星-1971C	1971-05-10		1971-05-12	轨道器	发射失败
火星 2(Mars 2)	1971-05-19	1971-11-27	1972-08-22	轨道器	成功
			1971-11-27	着陆器	撞击到火星表面
火星 3(Mars 3)	1971-05-28	1971-12-02	1972-08-22	轨道器	成功
			1971-12-02	着陆器	在成功实现火星表面软着陆后约 20 秒内终止了传输
火星 4(Mars 4)	1973-07-21	1974-02-10	1974-02-10	轨道器	未能进入火星轨道,但做了一次近距离的掠飞
火星 5(Mars 5)	1973-07-25	1974-02-12	1974-02-21	轨道器	成功进入了火星轨道并返回了数据,但在 9 天之后即终止了使命
火星 6(Mars 6)	1973-08-05	1974-03-12	1974-03-12	着陆器	在降落火星表面过程中返回了数据,但着陆火星后未能再接收到数据
火星 7(Mars 7)	1973-08-09	1974-03-09	1974-03-09	着陆器	着陆器提前分离,而进入了日心轨道
福布斯 1(Fobos 1)	1988-07-07		1988-09-02	轨道器	在飞往火星的途中失去联系
			1988-09-02	2 个着陆器 (静止平台与蹦跳装置)	
福布斯 2(Fobos 2)	1988-07-12	1989-01-29	1989-03-27	轨道器	进入了火星轨道并返回了部分数据,但在伸展着陆器之前失去了联系
			1989-03-27	2 个着陆器 (静止平台与蹦跳装置)	未展开
火星-96(Mars-96) (即火星 8, Mars 8)	1996-11-16		1996-11-17	轨道器/着陆器	发射失败

火星轨道,被迫在导入火星轨道前抛掉轨道器。“火星 2”着陆器因制动火箭故障撞毁在火星表面。“火星 3”着陆器成功在火星软着陆,成为第一个实现着陆火星目标的人造飞行器;然而,在电视扫描开始后约 20s,“火星 3”着陆器停止了传输。“火星 2”与“火星 3”轨道器成功进入绕火星运转的轨道,对火星及其空间环境(包括火星表面温度与大气组成)进行观测,一直工作至 1972 年 8 月。

1973 年 7 月与 8 月,苏联发射了 4 个火星飞行器,即火星轨道器“火星 4”与“火星 5”,以及火星着

陆器“火星 6”与“火星 7”。“火星 5”在 1974 年 2 月 12 日进入火星轨道,在不到 10 天的时间内发回图像与数据。“火星 6”探测器进入火星大气,并在降落期间发回约 150s 数据,这些数据有助于改进对火星大气密度与组成的估测;然而,“火星 6”着陆器在触地前失效。另 2 个飞行器却完全失败了。“火星 4”因发动机故障,未能进入火星轨道,而进入太阳轨道,它在 2200 km 距离飞过火星并发回一些图像与数据。“火星 7”则完全错过了火星,进入太阳轨道。

在名为“火星”的探测器序列之后,苏联 15 年内

没有再向火星发射飞行器。(在此期间,苏联专注于一系列金星使命,金星探测技术不断完善,基本成功。)

2.3 20 世纪 80 年代(“福布斯”项目)^[2,9-14]

1988 年,苏联实施了“福布斯”(Fobos)项目,这是一个探测火星及其卫星火卫一的国际合作计划,是人类首次对月球以外的行星卫星进行近距离科学探测,并计划向卫星表面释放着陆器。“福布斯”使命的科学目标是:研究行星际环境;观测太阳;表征火星附近的等离子体环境;研究火星表面及大气环境;研究火卫一的表面组成。一些科学家认为,火星卫星火卫一与火卫二”是被火星捕获的小行星;也有人认为火星卫星是火星受其它天体撞击而分离出来的。因此,“福布斯”项目有助于解开火星卫星起源之谜。除了研究火卫一之外,“福布斯”飞行器还将对火星及其环境进行摄像与探测。

“福布斯”项目包括两个相同的探测器(图 3 与图 4),即“福布斯 1”(Fobos 1)与“福布斯 2”(Fobos 2),由“质子-K”(Proton-K)运载火箭发射。探测器质量均为 2600 kg(连同附连的轨道导入硬件的质量为 6220 kg)。这一对“福布斯”探测器是新型的金星(Venera, Venus)探测器,此前的“金星型”探测器用于飞向哈雷(Halley)彗星的“织女星 1”(Vega 1)与“织女星 2”(Vega 2)使命。“福布斯”探测器由“制动/修正联合推进系统”(CBPS)提供制动减速与轨道修正的动力。CBPS 包括上下两部分,下部为自主推进系统(APS),包括 8 个燃料箱(4 个直径为 730 mm,另 4 个直径为 1020 mm),可贮运 3 吨燃料,APS 主要用于整个使命中间飞行段的轨道修正与火星轨道导入时的减速制动,以及在被抛离前的机动;CBPS 上半部分包括 5 个球形燃料箱(中心 1 个,周向分布 4 个),燃料箱上共装有 28 个推力器,其中 24 个 50 N 推力器,4 个 10 N 推力器,主要用于姿态控制以及在 APS 抛弃后的轨道修正。此外,在探测器舱体及太阳能电池板上还装配有附加推力器。三轴控制系统应用太阳敏感器与恒星敏感器指向保持飞行器的姿态。

新 CBPS 对“福布斯”使命具有决定性作用。计划在 200 天巡航段飞行期间进行两次途中修正:第 1 次在第 7 天至第 20 天之间;第 2 次在导向火星轨道前不久的第 185 天至第 193 天之间。(即第 1 次在巡航段开始的 7 天后的 13 天内,第 2 次在寻航

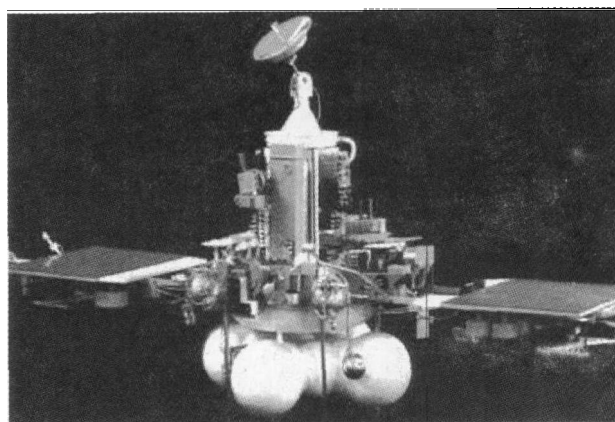


图 3 “福布斯 1”探测器(巡航段构型)^[13]

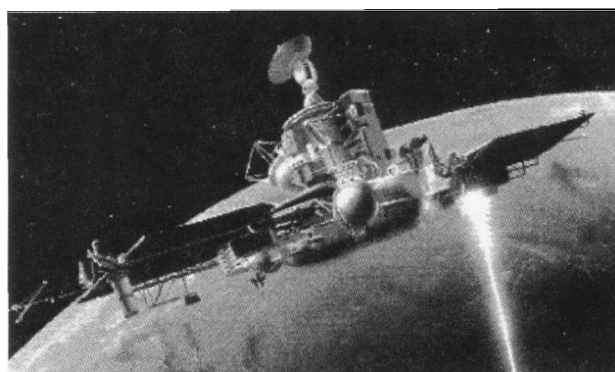
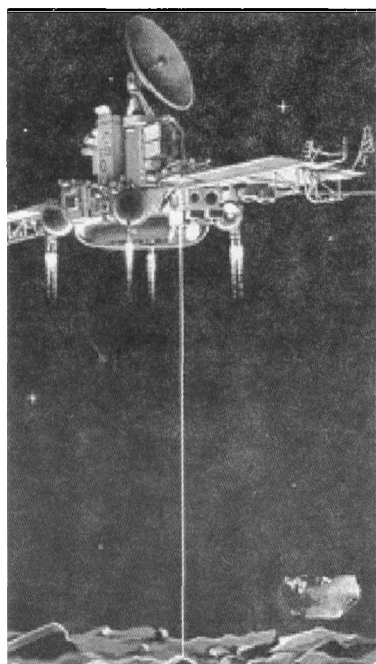


图 4 “福布斯 2”探测器(火星轨道构型)^[13]

段结束前 7 天至 15 天之间)。此后,“福布斯”飞行器将进入绕火星运转的大椭圆轨道,即“中间轨道”。“福布斯”的下一个任务是进入“观测轨道”,这是在火卫一轨道之上约 350 km 的近圆赤道轨道。所有这些机动将应用推进系统的下面级(APS);一旦建立了观测轨道,APS 将被抛弃。“福布斯”使命的这一段漫长的阶段是关键阶段,因为火卫一的轨道并未精确测定,或者,至少还没有达到接近与着陆所需的足够的精确度。在接近与着陆之前,火卫一的轨道测量误差在 150 m 之内。为了节省接近机动的燃料,或为了避免碰撞,需要更精确测定火卫一轨道。稍微呈椭圆形的观测轨道与火卫一轨道有两个相交点。CBPS 的第 2 级将被用于火卫一拦截,并在以后将“福布斯”探测器放进环绕火星的终结轨道。探测器与火卫一交会机动计划如下:第 1 阶段,进入比火卫一轨道半径大 350 km 的火星赤道轨道,观测 1 个月;第 2 阶段,与火卫一轨道同步,最终保持在相距 35 km 范围内,为期 2 个月;第 3 阶段,相会。“福布斯”探测器将与火卫一交会,靠近火卫一,并从火卫一之上 50 m 的悬停点降落着陆器(图 5)。

图 5 “福布斯”飞行器悬停示意图^[12]

“福布斯”使命最有趣的方面涉及每个飞行器释放的两个着陆器,一个由太阳能供电的“长期自主着陆器”(LAL),另一个由蓄电池供电的“跳虫”(hopper)着陆器(跳跃器)(图 6)。LAL 将用它携带的“鱼叉”(harpoon)锚定在火卫一的低重力表面,展开太阳能电池阵,并发送来自频谱仪、地震仪和太阳敏感器的信息,发送时间达 2 个月。LAL 的外观类似一个凳子,其顶端为倾斜的太阳阵。地震仪可探测火卫一

图 6 “跳虫”着陆器^[13]

固有的热膨胀与收缩。“跳虫”着陆器重达 100 kg,外形像弹跳球,但一端是平展的。在“福布斯”飞行器最靠近火卫一时,“跳虫”着陆器将从飞行器侧面抛出,并缓慢落向火卫一表面。一旦着陆,“跳虫”将以平展端稳定下来(如果不是,杠杆将翻转“跳虫”,直至它到位)。“跳虫”有一弹簧,“跳虫”着陆稳定下来后,弹簧可使它蹦跳,计划蹦跳 10 次,在 10 m 至 40 m 之间跳跃达 20 m 高。“跳虫”携带的仪器包括 X 射线荧光频谱仪,磁强计,射线透度计,自动记力计及重力仪。

由于科学使命及有效载荷太多,两个探测器均超重。最终,“福布斯 1”放弃了“跳虫”着陆器,只载运了长期自主着陆器;而“福布斯 2”同时载运了“跳虫”与 LAL,放弃了一些实验仪器(无线电探测仪、太阳光 X 射线相机、中子试验等)。

“福布斯”飞行器计划首先进入火星轨道,并逐步机动接近火卫一,进入离火卫一表面 31 m~62 m 高度的范围内悬停(图 5),释放着陆器;在悬停期间,主飞行器还将应用强大的激光器使火卫一表面微小粒子气化,通过质谱仪确定火卫一表层物质的化学组成。在这之后,主飞行器将再上升到距火卫一表面 2 km 高度,利用脉冲雷达绘制火卫一表面 2 m 深的地形图。此后,主飞行器将离开火卫一,进入最终的火星赤道观测轨道,研究火星表面及大气,并继续一系列的在轨实验。

“福布斯 1”探测器于 1988 年 7 月 7 日发射,但仅运作到 1988 年 9 月 2 日。在那一天,预期的通信联络未能实现,而控制人员再次与飞行器接触的努力也告失败。究其原因是在 8 月 29/30 日软件上传指令时出现错误,导致姿控推力器失效,从而使飞行器不能再锁定太阳,太阳能电池阵偏离太阳取向,使蓄电池耗尽。

“福布斯 2”探测器于 1988 年 7 月 12 日发射,1989 年 1 月 29 日导入火星轨道,成为火星轨道器。探测器在整个巡航段与火星轨道导入段运作正常,并采集太阳、行星际介质、火星与火卫一的数据。预定在使命最后阶段期间,“福布斯 2”要接近火卫一表面悬停,并释放着陆器。但在使命最后阶段前不久,1989 年 3 月 27 日地面站最终与“福布斯 2”探测器失去联系。失败的原因被确定为星上计算机故障,导致探测器定向控制失效而耗尽电能,预定于 4 月 9

日释放着陆器的计划也未能实现。

“福布斯”项目的主要教训是:(1)应仔细检测星载计算机软件,以确保灾难性的致命指令不可能被单个错误引发;指令信息发送前应加以检验;星载计算机有权拒绝在使命阶段不合逻辑的信号。(2)星载计算机系统的主机与备份机(副机)应协同工作,备份机应具有对非正常指令的否决权;特别是在主机出现故障时,备份机应具有自主、实时纠错的能力,确保飞行器幸存。(3)在未来的使命中,不仅要改进星载计算机系统,还要改进控制与定向系统以及蓄电池系统,增强飞行器幸存与复活能力。(4)在一系列使命的计划、设计与执行层面上,科学家要与合同承包商共同投入,密切合作,力保使命成功。

2.4 20 世纪 90 年代(“火星-96”)[17-20]

20 世纪 80 年代末,苏联成功实现了金星科学探测规划与哈雷彗星探测使命,同时,也部分成功实现了火卫一探测使命。90 年代,火星再次被俄罗斯空间规划选择为未来行星探测的主要目标。支持这一选择的基本论据是:(1) 火星像金星一样是类地行星,对研究太阳系起源与演化具有很大的价值;(2)早期的火星使命表明,火星在它更早的历史中比现在更像地球,早期火星有大量水与河流,因此,研究火星大气与气候的演变有助于更好地理解地球表面的历史,有助于预测地球的未来;(3)在火星以前存在水圈的情况下,也有可能形成生物圈,因此,在太阳系的其它行星中,生命很可能存在或早先存在过的行星正是火星。因为这个可能性,应选择火星为我们派遣航天员访问的第一个行星。然而,在载人探测之前,应用无人飞行器充分彻底研究这个行星是必要的。此外,苏联先前的金星、彗星,以及火卫一探测已研发了很好的技术基础,可为火星探测规划应用。1989 年,在“福布斯”使命后,俄罗斯就开始新的火星探测规划。早先的规划包括两个火星使命,一个在 1994 年发射(“火星-94”),另一个在 1996 年发射(“火星-96”)。后因国家经济困难,“火星-94”推迟至 1996 年发射,这样,“火星-94”变成“火星-96”;而原先的“火星-96”成为“火星-98”,但“火星-98”项目后来在 1995 年被取消了。

“火星-96”质量为 6640 kg,包括 645 kg 有效载荷与 3000 kg 燃料。“火星-96”由 3 部分组成(图 7):轨道器;2 个在火星表面着陆的小型自主观测站(图

8);2 个进入火星土壤的穿透器(图 9 与表 4)。“火星-96”使命的主要运作是:(1)放置核动力轨道器,轨道器装备有相机,传感器,中继系统及 24 台实验设备,用于测绘火星表面,监测大气与气候,进行等离子场及其它科学研究。(2)向火星发送 2 个小型软着陆器,研究近表面环境。着陆器质量 33 kg,外形类似“月球 9”(Luna 9),直径 60 cm。(3)向火星表面投放 2 个穿透器,检测火星土层。每个穿透器质量 65 kg,长 1.5 m,直径 120 mm,装备 1 个相机及进入表

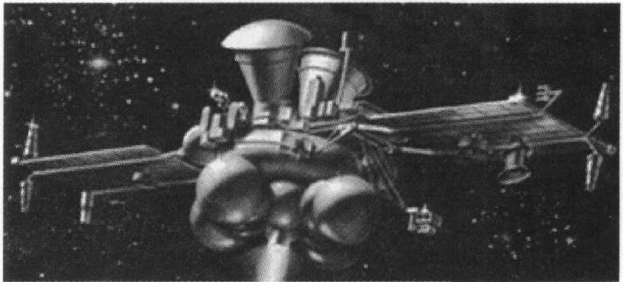


图 7 “火星-96”探测器(巡航段构型)[18]

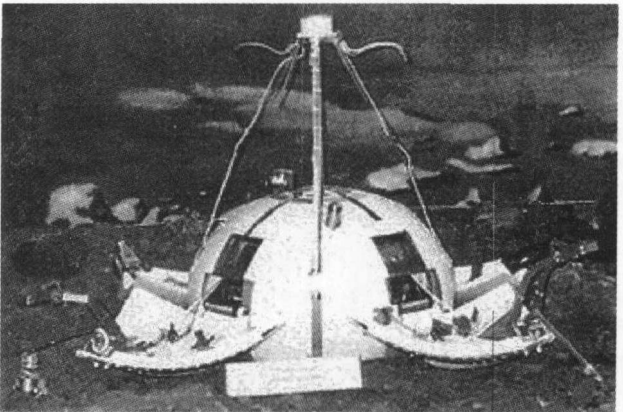


图 8 “火星-96”着陆器(自主观测站)[19]

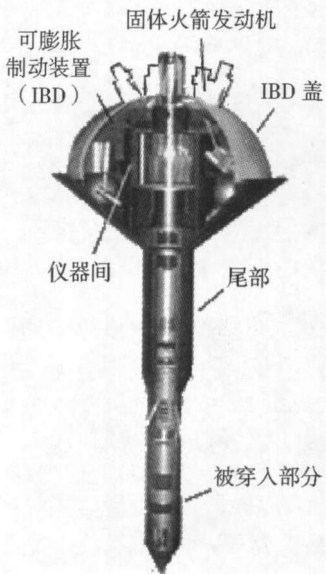


图 9 “火星 96”穿透器内部构型[20]

表 4 “火星 96”穿透器主要参数^[20]

进入前质量 /kg	110
可膨胀制动装置(IBD)质量 /kg	29
主 IBD 直径 /m	2.3
辅助 IBD 直径 /m	3.8
科学包质量 /kg	5
碰撞速度 /(m/s)	80
最大过载 / g	500
穿透深度 /m	0.5-3
工作寿命 /year	1

面土层的多种探测仪器。穿透器前端可达永冻层以下 6 m 深。

“火星-96”将采用漫长的巡航轨道到达火星。由于“火星-96”太重,“制动与推进组合系统”(CBPS)将在地球轨道外的航程中给予它最后的推力,使飞行器进入地球-火星转移轨道,并计划在 1997 年 9 月再次点火,导入火星轨道。在飞向火星途中,一组仪器将研究辐射,太阳活动,伽马脉冲,以及恒星。飞行器预定进入覆盖整个火星的极轨道(300×22577 km, 106°,43 hr),然后,在 1998 年 5 月,经过再次点火机动,进入工作轨道(250×18000 km, 101°)。“火星-96”计划将在工作轨道运作至 2000 年,在此期间离火星最近点将达到 200 km。

然而,“火星-96”再次遭遇发射失败。1996 年 11 月 16 日,“质子”(Proton)火箭将“火星-96”送入地球停泊轨道(139×155 km,51.5°),但火箭上面级“D 段”(block D)点火故障,未能将“火星-96”送入更高的椭圆轨道。在“火星-96”与“D 段”分离后,“D 段”坠入靠近伊斯特岛(Easter Island)东南的太平洋,而“火星-96”自身携带的 CBPS 将它推进 87×1500 km 的错误轨道,最后撞进安第斯山脉。“D 段”故障的确切原因从未被确定。

“火星-96”的失败使俄罗斯深空探测事业蒙受巨大损失,对俄罗斯火星探测规划是一重创。同时,“火星-96”在技术层面上的问题也折射出这一动荡与变革时期俄罗斯社会与经济问题对空间探测的影响。“火星-96”虽然发射失败,但“火星-96”表面穿透器技术对后来的火星“气象网”(MetNet)着陆器(参见图 13-16)的设计有所帮助。此后,俄罗斯暂时放

弃了对火星自身的探测,而将火星探测重点重新放在火星的卫星火卫一上,这就是“福布斯-土壤”使命。这个项目不仅再次提出先前“福布斯”使命未能实现的着陆火卫一的设想,而且要从火卫一土壤取样并返回地球。

3 “福布斯-土壤”使命

3.1 立项背景^[3,25,26]

从表 3“苏/俄火星探测史”可以看出,尽管苏/俄发射了很多火星或火卫一探测器,但大都以失败(发射失败或失去联系或计算机故障)告终,至今还没有一次完全成功的使命。一系列的失败使苏/俄航天事业遭受巨大损失。为了证明俄罗斯仍然具有重返深空探测的能力,并引领国际空间科学研究,1999 年俄罗斯航天局建议向火卫一发送新探测器,即“福布斯-土壤”,这项使命的主要目的是在火卫一表面采集土壤样品并返回地球分析。

俄罗斯开展“福布斯-土壤”探测使命主要基于下列原因:(1)已有的遥测数据仅能显示火卫一形状的不规则及低密度特性,还有很多科学问题尚未解答(火星卫星的起源,表层土的特征,火卫一与火卫二的不同特征,火卫一的内部结构,轨道及固有运动的特征,尘埃环等)。(2)采集太阳系最原始残留物的样品并返回地球,从而能够在实验室条件下进行研究,这是目前太阳系探测的最重要任务之一。火卫一表层土壤的返回研究将有助于我们更好地理解火星系统的形成及演化,并为搜寻地外生命提供新的证据。(3)从技术角度来看,火卫一与火卫二是空间研究最容易接近的小天体。而且,由于火卫一表面没有像地球或火星一样的大气层,且引力很小,因此,向火卫一发射取样返回飞行器比向火星发射技术难度较小,费用较少(最新估计“福布斯-土壤”使命约需 24 亿卢布,约 7 千 2 百万美元)。(4)目前,美国及欧洲已发射了多个火星探测器并在火星着陆,对火星的研究已有了长足的进展,但对火星的卫星(火卫一及火卫二)却从未有专门的探测器研究过。因此“福布斯-土壤”使命是有别于其它国家的空间探测使命,并作为美、欧等在火星探测和太阳系小天体探测的一个重要补充,也是开展国际合作的一个基础。(5)着陆与离开火卫一比较容易,从而使得火卫一有可能成为地球与火星之间的一个适宜的中转站,不

仅如此,由于火卫一是潮汐锁定的,始终以相同的一面面对着火星,对于火星通信中继或某种类型的监测站来说,火卫一可能是一个稳定的位置。因此,火卫一有可能成为未来载人火星探测的关键天体。

计划探测火卫一的并不只是俄罗斯人。加拿大空间局支持“火卫一勘测与国际火星探测”(PRIME)使命的概念研究,PRIME 使命由轨道器与着陆器组成,每个飞行器载有 4 个仪器,多方面研究火卫一地质。NASA 格伦研究中心也正在研究“火卫一-火卫二样品返回使命”(PDSRM)。PDSRM 使命将依靠低成本的电推进系统着陆火卫一与火卫二,并将来自这两个火星卫星的样品返回地球。目前,PRIME 和

PDSRM 使命都还没有规划发射日期。

3.2 飞行器构型^[3,21-24]

搭载“萤火”一号探测器的“福布斯-土壤”飞行系统是在原“福布斯-土壤”飞行器基础上改建的。主要区别是:(1)在着陆系统与推进系统之间增加连接框架,取代原有的隔框,框架内放置“萤火”一号探测器;(2)在推进系统底部增添可脱落燃料箱,以增加推进剂贮量。如图 10 所示,原“福布斯-土壤”飞行器由推进系统及火星着陆系统两部分组成,中间有隔框相连。着陆系统包括转移舱(巡航舱)与地球返回飞行器,返回飞行器含降落舱(回收容器)。图 11 表示“福布斯-土壤”/“萤火”一号飞行系统构型与组

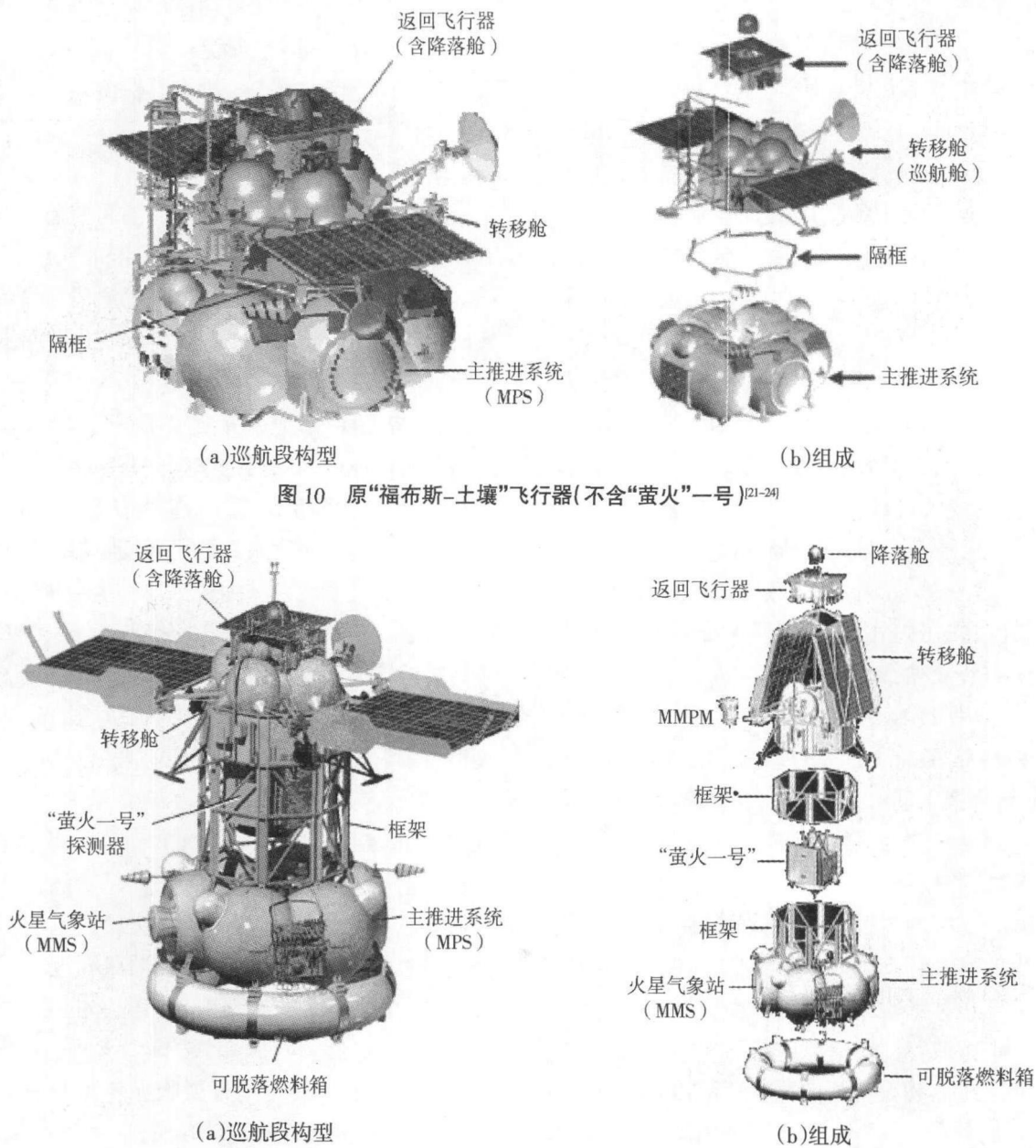


图 11 “福布斯-土壤”飞行器(含“萤火”一号)^[21,24]

成,“萤火”一号探测器装在中间连接框架内,在推进系统下面增加了可脱落燃料箱。此外,在图 11 中还表示了“火星气象网先遣使命”(Mars MetNet Precursor Mission)着陆器(火星气象站)的安装部位。图 12 与图 13 分别表示整流罩内原“福布斯-土壤”飞行器与“福布斯-土壤”/“萤火”一号飞行系统发射时的构型。表 5 为“福布斯-土壤”/“萤火”一号飞行质量分配。

3.3 科学目标^[2,3,21,22,25]

俄罗斯“福布斯-土壤”使命的主要科学目标是：
(1)采集火星—土壤样品并返回地球。样品的返

表 5 “福布斯-土壤”与“萤火”一号飞行系统质量分配^[21]

组件		质量/kg	
		干重	装填重
“福布斯-土壤” 着陆系统	返回飞行器 (含 10.9 kg 降落舱)	117.56	159
	转移舱(巡航舱)	690	1240
框架(包括适配器与分离系统)		172	
“萤火”一号探测器		115	
火星气象站(MMS)		16	
巡航推进系统		592	5842
可脱落燃料箱		335	3390
质量裕度		66	
质量合计		2103.56	11000

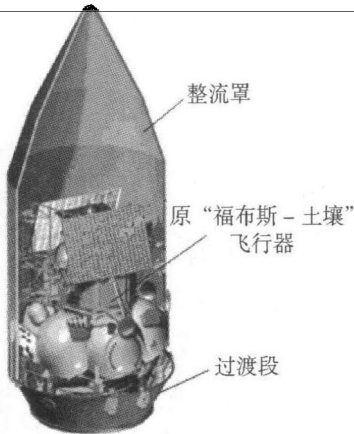


图 12 整流罩内的原“福布斯-土壤”发射时的构型^[24]

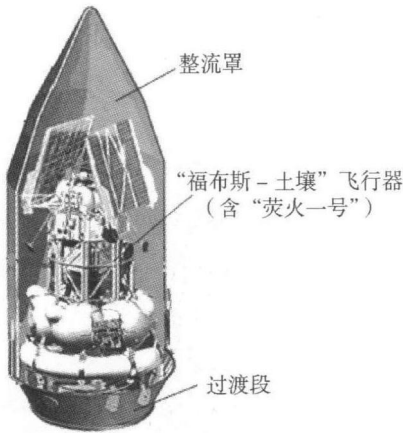


图 13 整流罩内的“福布斯-土壤”/“萤火”一号发射时的构型^[24]

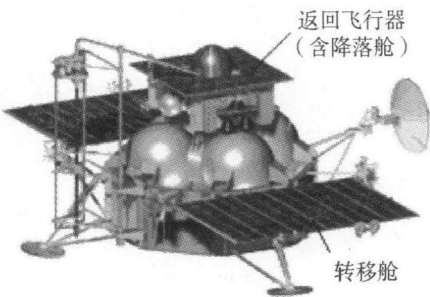


图 14 “福布斯-土壤”着陆系统^[3]

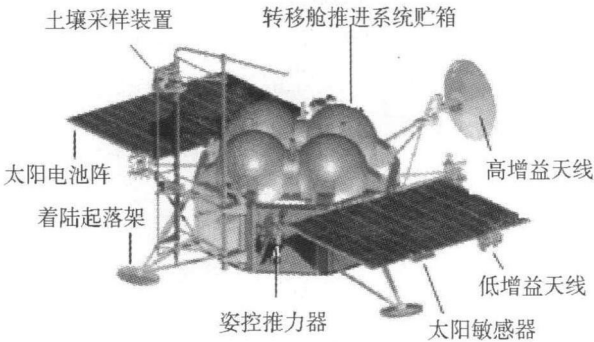
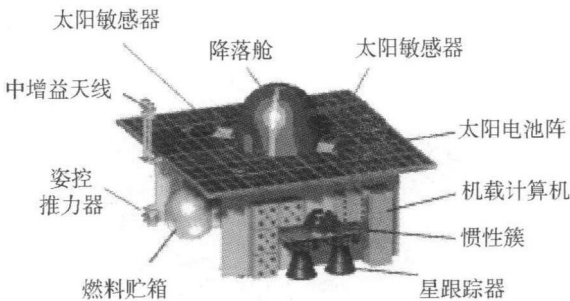
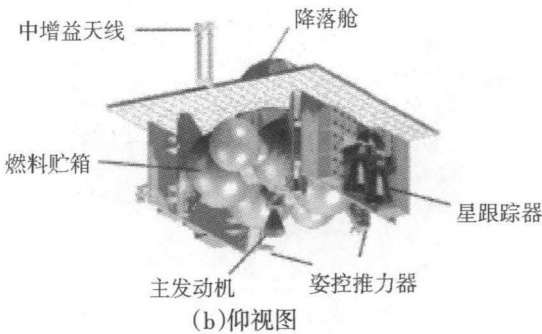


图 15 “福布斯-土壤”转移舱^[24]



(a)俯视图



(b)仰视图

图 16 “福布斯-土壤”返回飞行器^[3]

回有可能使科学家解决以下几个问题:①火卫一绝对年代测定,形成的时间间隔长度及随后的演化;②原始物质及其化学成份的精确识别与确定;③火卫一及火卫二的起源,以及它们与火星的相互关系;④生命特征(有机物)的搜寻。

(2)在火卫一表面进行现场观测研究。在火卫一表面的现场观测与表层土详细研究可提供一套真实的地面数据,以证实和解释遥感信息。现场观测研究主要包括:化学元素及矿物学成份,易挥发物质的含量;表层土的显微结构,物理及力学性能;天体力学及基本物理实验;火卫一近表面环境的长期监测。

(3)对火卫一的遥感测量。通过与火卫一准同步飞行器对火卫一的遥感测量,提供火卫一全局的表面及内部结构数据,主要包括:全局地质图;尺寸,形状,质量,体积密度等;颜色,反照率,光测的散射及热环境特性;全局化学元素及矿物组分分布图;内部结构;着陆点的识别与选择;火星环境(尘埃环,等离子体场,太阳风与火卫一表面的相互作用等)。

3.4 科学有效载荷^[3,21-24,30]

为了实现“福布斯-土壤”使命的科学目标,该飞行系统携带了四类科学有效载荷,即导航与采样仪器,表层土壤成分与内部结构探测仪器,火星环境研究仪器,以及天体力学实验设备。

3.4.1 导航与采样仪器

(1)电视系统。采用柯达公司的 Kodak-1020 及 1004×1004 两种型号的相机,质量分别为 1.8 kg 和 1.2 kg,焦距分别为 500mm 和 18 mm,视场分别为 0.85mm×0.85mm 和 23.2mm×23.2mm,光谱范围为 0.4 μm ~1.0 μm 。

(2)采样机械臂系统(图 17)。机械臂性能参数:精度 ± 5 mm;速度 10 ± 3 mm/s;长度 1000 mm;压力 5 N;样品体积 0.5 cm^3 ~1.5 cm^3 ;总质量 3.5 kg。机械臂末端是一个可分离形成钩爪的管道形状工具,内

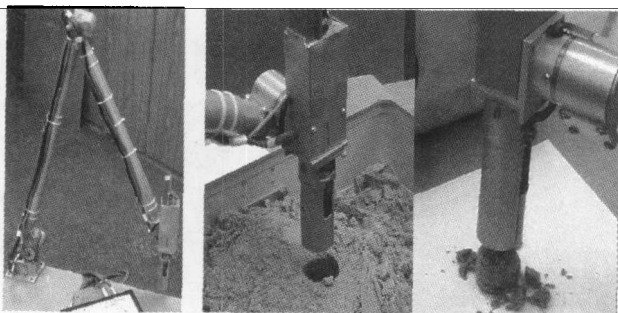


图 17 “福布斯-土壤”采样机械臂系统^[21-23]

部装入一个活塞,能够推动土壤样品进入一个炮弹壳形状的容器中,钩爪上的光敏二极管能够帮助科学家证实该设备具有挖掘土壤的功能。机械臂能够收集直径可达 12.7 mm 的岩石块,可挖掘 15~20 铲子并装载总量为 85.050 g~99.225 g 的土壤。

3.4.2 表层土壤成分及内部结构探测仪器

(1)全景照相机(PanCam)。质量 0.45 kg;像素 1280×1024;分辨率 3 弧分(arc min);视场 60mm×360mm。

(2)气体色谱仪(Gas-Chromatograph)。质量 4.5 kg,灵敏度优于 10^{-9} ,主要用于探测火卫一土壤中易变成分(结合水,有机物,惰性气体等)的化学组成和特性。

(3)穆斯堡尔(Mössbauer)光谱仪。质量 0.3 kg,通过产生的伽马射线照射采集到的土壤样品,再由传感器探测土壤样品放射出的 X 射线,伽马射线及电子等,测定土壤中鉄的同位素 Fe^{57} 的含量。

(4)伽马光谱仪。质量 5.5 kg,测量范围 0.3 MeV~9.0 MeV,精度 1~2%。主要用于研究火卫一岩石的化学组成,集中探测火卫一表面岩石形成的元素(从 H 到 Fe)及天然放射性元素(K,Th,U)。

(5)中子光谱仪。探测范围:中子, -0.4 eV~15.0 MeV;伽马射线, -100 keV~10 MeV。主要用于研究火卫一表层土壤的化学组成,搜寻火卫一地表下的碳水化合物及水冰,同时研究在火星轨道及火卫一表面辐射背景的物理模型。

(6)质谱仪。包括激光飞行时间质谱仪(LAS-MA)和二次离子质谱仪(MANAGA-F),两者质量均为 1.4 kg,主要用于量化分析火卫一表层土壤的化学元素及同位素组分。

(7)红外(IR)光谱仪。包括热红外多光谱测绘仪(TIMM)和傅里叶频谱仪(AOST),前者质量为 2.5 kg,后者质量为 4 kg。TIMM 可在 35 个光谱频道测量火卫一的热辐射环境,光谱图像高达 40×40 像素,每个像素代表火卫一相应表面的干涉图像,应用 AOST 进行傅里叶分析后,每幅干涉图像就可以转换为一个光谱。这两个光谱仪主要用于研究火卫一表面的温度及热惯性环境,并确定特定地表区域的矿物学和岩石学特征。

(8)测温计(Thermoprobe)。质量 0.3 kg;光谱范围 0.45,0.55,0.65 μm ;温度范围 160 K~380 K。通过

基于热传导的逆问题求解法进行火卫一表面的主动热测量。

(9)长波行星雷达(DPR)。主要由振荡器、接收机及天线三部分组成。质量 3.5 kg, 频率范围 150 ± 25 MHz, 垂直分辨率 2 m。

(10)地震仪。用于记录火卫一的地震信号及波场, 测量地震引起的火卫一表面的引力波动, 研究火卫一的内部结构与能量状态。

3.4.3 火星环境研究仪器

(1)等离子体波系统(FPMS)。包括行星际离子频谱仪(10 eV~15 keV), 高能离子频谱仪(10 eV~50 keV), 以及磁场传感器, 总质量为 3.0 kg。主要研究太阳风与火卫一等离子体相互作用时的等离子体波产生过程, 具备对质子、电子及离子的 3 次分配功能, 可测量准静态与可变磁场、电场及等离子流的波动情况。

(2)微流星体探测器(METEOR)。质量 3.5 kg, 主要探测微流星体的质量与速度等信息。探测的速度范围在 3km/s 至 35 km/s 之间, 质量范围为 10^{-14} g~ 10^{-6} g。

(3)尘埃粒子探测器(DIAMOND)。记录火星尘埃带的尘埃粒子, 传感器面积为 1×10^{-2} m², 灵敏度为 6.5×10^{-10} kg·m/s, 最大动量为 $4.06.5\times 10^{-4}$ kg·m/s。

3.4.4 天体力学实验设备

(1)火卫一固有及受迫天平动研究。应用暗相机(分辨率为 1 arc min)与星敏感器(分辨率 10 min)研究火卫一的内部结构: 内部物质的非均匀性; 质心及惯性矩; 平均密度; 固有及受迫运动。

(2)超稳定振荡器(USO)。主要实验内容: 太阳系参数(天文单位, 火星与火卫一的轨道参数)的精度; 火卫一轨道寿命实验估计, 火卫一内部质量分布的确定; 来自主带的大的小行星质量的精度, 万有引力常数恒定性实验极限的精度, 以太阳系质心为原点的动力学坐标系与类星体坐标系(基于类星体相对角坐标测量)的几何连接的精度。

4 “福布斯-土壤”搭载项目

4.1 “萤火”一号探测器^[24,32-38]

2007 年 3 月 26 日, 中俄两国签署了《中国国家航天局和俄罗斯联邦航天局关于联合探测火星-火卫一合作的协议》。根据协议, 中方首个火星探测

器——“萤火”一号(YH-1)将搭载在俄方“福布斯-土壤”飞行器上, 由俄运载火箭发射飞往火星。在进入火星引力场之后, “萤火”一号将与“福布斯-土壤”分离, 进入绕火星运转的大椭圆轨道。“萤火”一号将在这个轨道上, 自主完成对火星高层大气和空间环境的探测, 并与“福布斯-土壤”探测器联合完成对火星环境的掩星探测, 为全面了解火星空间环境特征和火星大气逃逸机制作出贡献。

4.1.1 科学目标

“萤火”一号充分利用大椭圆轨道的优势, 科学目标确定如下:

(1)探测火星空间磁场、电离层和粒子分布及其变化规律。利用磁强计探测火星空间磁场分布、结构及其随太阳风变化的特性; 利用等离子体探测包(其中包括电子分析器与离子分析器)和磁强计探测火星弓激波、磁鞘、磁场堆积区、电离层的粒子分布特性及其对太阳风扰动的相应过程和变化规律。

(2)探测火星大气离子逃逸率。利用等离子体探测包探测火星大气离子的逃逸率, 结合磁场探测数据研究逃逸的物理过程和输运机制, 探索太阳风与火星大气相互作用对火星水体损失的影响。

(3)探测火星地形、地貌和沙尘暴。在萤火一号上搭载轻小型光学相机, 开展对火星大尺度地形、地貌和沙尘暴的探测, 获取中国第一批火星形貌和火星沙尘暴的观测数据, 研究火星不对称地貌形成和演化的驱动机制、火星表面地形地貌特及其演化、火星起源和地址演化过程及对类地行星演化的启示, 以及火星尘暴的起因及对火星电离层和空间环境的影响。

(4)探测火星引力场。现有的火星重力场模型主要来自“火星全球勘探者”(MGS)及少量的“火星快车”(Mars Express)和“火星奥德赛”(Mars Odyssey)的轨道与测高资料。但由于它们都是极轨道卫星, 解得的重力场高阶带谐项与同为偶数或同为奇数的低阶带谐项系数夹杂在一起而难以分离。“萤火”一号是近赤道(倾角小于 5°)、大偏心率轨道。将“萤火”一号的轨道数据与其它具有不同轨道倾角、不同偏心率的探测轨道数据结合起来分析, 可提高火星重力场的测定精度, 深入研究火星内部物理结构。

(5)通过掩星探测, 研究火星空间环境。利用俄

罗斯“福布斯-土壤”探测器上的发射信号,“萤火”一号与“福布斯-土壤”将开展火星电离层的星-星掩星探测,同时,利用“萤火”一号的测控下行信道,开展星-地掩星探测,研究火星电离层特性与产生机制及行为效应。

4.1.2 科学有效载荷

“萤火”一号探测器的科学有效载荷由等离子

探测包,掩星接收机,磁通门磁强计,以及光学成像仪构成(表 6)。

(1)等离子体探测包。等离子体探测包由 4 部分组成:离子分析器 I、离子分析器 II、电子分析器和电子学箱。离子分析器 I 和离子分析器 II 对称安装在舱外,实现离子的能量、角度和成分的探测。电子分析器安装在舱外,实现电子能量和角度

表 6 “萤火”一号科学有效载荷^[35]

设备名称		设计重量 /kg	本体尺寸 /mm	功耗 /W	技术指标及功能
等离子探测包	离子分析器 I	0.6±0.1	132×72×91	12±1.6	0.02~10 keV,火星空间环境粒子方向、能谱和成分测定,等离子体分布,离子逃逸
	离子分析器 II	0.6±0.1	132×72×91		
	电子分析器	0.6±0.1	132×72×91		
	电子学箱	1.7±0.2	200×200×50		
掩星接收机	掩星接收机天线	≤1.5	860×560×40	≤18	火星正午、子夜电离 dy 层掩星探测,电子密度分布
	电子学箱	2.0±0.2	200×180×70		
磁通门磁强计	磁强计电子学箱	2.0±0.1	270×210×60	7.0±0.2	0.01 nT 分辨率,三分量火星空间环境磁场测量,空间磁场结构
	磁强计探头 A,B	0.265,0.235	120×60×50		
光学成像仪		<1.5	100×100×150	<3	可见光火星成像、火星沙尘暴观测、空间分辨率要求<500 m

的探测。电子学箱位于卫星舱内,由离子分析器数据处理单元板和电子分析器数据处理单元板两部分组成。

(2)掩星接收机。火星电离层无线电掩星探测的原理是:以俄罗斯“福布斯-土壤”探测器上的甚高频新标信号(833 MHz/416.5 MHz)作为掩星探测的无线电源,利用“萤火”一号上安装的接收机进行接收,记录下被火星电离层遮掩信号的幅度和载波相位。掩星接收机由掩星接收机天线和掩星电子学箱组成。灵敏度小于-145 dBm,载波相位测量精度为 1/100 周(0.02 m),采样率 10 Hz,天线极化为线极化方式,工作频率为 833 MHz 和 416.5 MHz。

(3)磁通门磁强计。磁通门磁强计由磁强计探头 A,磁强计探头 B,以及磁强计电子学箱组成。

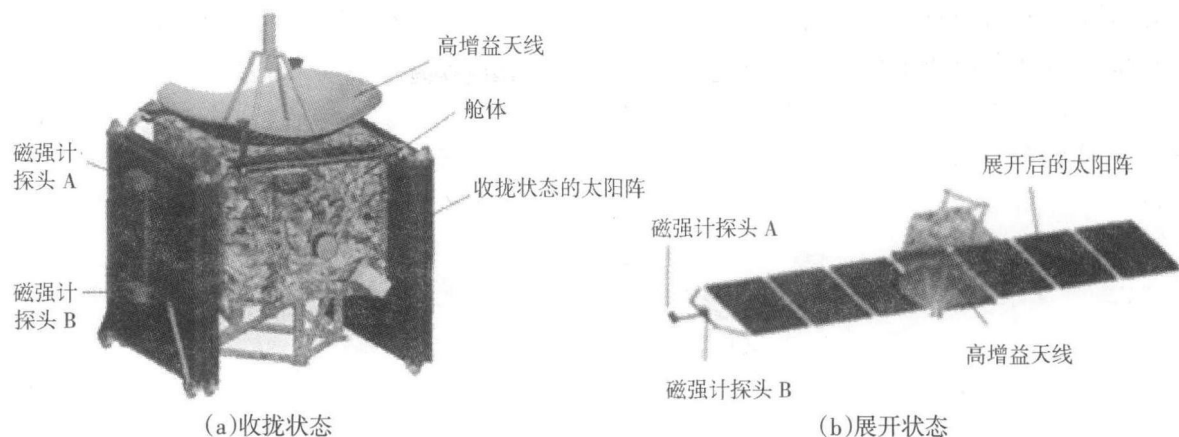
(4)光学成像仪。光学成像仪由光学成像镜头与电子学系统组成。光学成像仪在“萤火”一号探测器进入火星轨道后开始工作,能够以多种工作模式拍摄双星分离及火星表面的图片,并将图像数据上传至数据管理分系统。光学成像仪的主要技术指标如下:有效像素大于 400 万,距离火星 10000 km 时火星基本充满整个视场,近火点时像元分辨率优于 0.5 km,

缓存可达 10 幅及以上全分辨率照片,系统信噪比大于等于 30 dB。

4.1.3 总体设计

“萤火”一号探测器轨道选择近火点 400km~1000km,远火点 74000 km~80000 km,倾角 0~5°的火星大椭圆轨道。探测器可靠性 0.65,工作寿命暂定 1 年。从外部构型看,“萤火”一号探测器主要由舱体,高增益抛物面天线,以及太阳电池阵构成(参见图 18)。探测器舱体为六面体,外形尺寸为 750 mm×750 mm×600 mm,高增益天线抛物面直径 950 mm,太阳电池阵展开后的跨距达 6.85 m。舱体内部安装有效载荷,电源,姿控,测控数据传输,综合电子等分系统;舱体外部安装有效载荷传感器,姿态敏感器(太阳角计和星敏感器),推力器,接收天线,发射天线(高、低增益天线)等。探测器由星上计算机实现整星的数据管理,运算和控制。

“萤火”一号探测器总质量 110 kg。平均功率 90 W,峰值功率 180 W。高增益天线(S 频段)数据传输率介于 8 bps 至 16 kbps 之间,双频 12 W 发送机(8.4 GHz 和 7.17 GHz);低增益天线速率 80 bit/s(上/下行链路)。电源系统采用全调节母线控制方式;双

图 18 “萤火”一号探测器构型^[33,34,37]

翼三结砷化镓太阳电池,太阳阵总长 5.6 m,面积 4.674 m²;锂离子蓄电池。热控系统以被动热控为主,辅以主动热控。计算机采用 31750CPU 中央处理器,板式结构。为满足有效载荷正常工作和深空通信对姿控的要求,探测器正常运行期间,采用星敏感器加惯性基准进行姿态测量,由 4 个反作用飞轮组成零动量控制方式,实现对太阳、地球、火星及“福布斯-土壤”探测器定向的三轴稳定姿态控制(氦气推进)。探测器的轨道确定应用甚长基线干涉(VLBI)测量网多普勒单向测速方法获取空间位置参数。数据传输采用直接对地球通信方式,应用欧洲航天局(ESA)和俄罗斯的深空天线及 VLBI 测量网。

4.1.4 关键技术

(1)超远距离测控通信技术。火星与地球相距 3.56 亿千米,信号较近地轨道卫星大约衰减 80 dB~100 dB 以上,“萤火”一号探测器测控数据传输分系统要在如此超远通信距离上,克服巨大的信号衰减、传输延迟和多普勒频移等困难,实现深空环境下的有效通信。为了克服信号衰减,不仅需要提高星载设备的性能,还需要地面站设备的配合,要求地面深空站能够在 X 波段工作,配备大口径天线,并且具有发射上行大功率信号和接收下行微弱信号的能力。星上接收机要具有非常高的灵敏度,达到-140 dBm。下行 X 波段发射机不仅要求体积小、重量轻,而且要求射频发射功率大约 10 W,发射机总功耗达到 71 W,转换效率近 20%。目前我国还没有全球深空探测网,仅在乌鲁木齐和佳木斯设有 2 个探测站。为了完成“萤火”一号测控任务,除应用 ESA 与俄罗斯深空天线外,位于上海、北京、昆明和乌鲁木齐的 4 台射电望远镜将联合组成 VLBI 网,接收“萤火”一号从火星

发回的信号。

(2)应对长火影的超低温适应与休眠唤醒技术。由于“萤火”一号探测器特殊的轨道特性,“萤火”一号将经历长达 8.8 h 的火星阴影段。长火影期间,“萤火”一号的空间外热流为空间冷黑背景辐射,且探测器的供电能力有限。进入火影前将整星温度提高,火影期间星内、外单机温度急剧下降,8.8 h 后星外太阳帆板和磁强计探头的温度将降至约-180℃;星内部分单机(数据传输发射机和微波开关)温度降至低于-60℃。由于“萤火”一号在火星阴影内,太阳阵不供电,只能靠蓄电池运作,为保持电能,进入长火影时,星上测控数据传输及载荷单机关闭。在经历超低温后,测控与数据传输及星外载荷单机等加热、加电唤醒,部分单机在出长火影后直接加电。

(3)自主姿态确定与控制技术。“萤火”一号探测器姿态控制需要在太阳阵对日定向,高增益天线对地定向,相机光轴对火星定向,以及掩星探测对“福布斯-土壤”定向的三轴稳定模式之间进行切换。由于探测器接收地面遥控指令时间较长,且无直接测量对地姿态的敏感器,因此,需采用深空探测自主姿态确定与控制技术。

(4)剩磁控制技术。为减小探测器剩磁对高灵敏度磁强计的影响,要求整星剩磁小于 0.5 A·m²,并将磁探头安装在远离探测器舱体的太阳电池帆板端头(参见图 18-b)。

4.2 微生物行星际飞行生存能力实验(LIFE)^[24,39,40]

计划由“福布斯-土壤”飞行器搭载的另一个项目是由美国行星协会设计的“微生物行星际飞行生存能力实验”(LIFE),目的是为了测试微生物能否在

34 个月的星际旅行中存活下来。这个实验不仅载运来自地球北极永冻地的土壤群体，还载有多种微生物，以探明它们如何耐受空间旅行。因为行星防护问题，这个实验是有争议的。科学家希望总有一天找到火星上存在生命的证据，不愿不顾一切地冒污染的风险。为此，对探测器须进行仔细消毒，以防无意中将地球生命带到那里。如果“福布斯-土壤”偶然撞在火星一或火星上，包含在飞行器中的生命可能不能在严峻的环境中长期生存。

为了最大限度地减小 LIFE 实验对“福布斯-土壤”返回使命的影响，整个生物舱的质量不超过 100 g。目前的设计构型是一个直径 50 mm、厚 18 mm 的圆柱壳体。为每个单独的微生物样品提供了 30 个小的空穴(容器)，每种样品容积仅几立方毫米，此外还为大样品设计了一个稍大的直径为 26 mm 的容器(图 19)。

4.2.1 实验目的

空间科学家认为，微生物的行星际转移也许在地球生命的形成中起作用，这种可能性取决于微生物经历行星际旅行幸存的能力。游离微生物逃离行星引力，或在辐射与真空环境中幸存，或进入穿透行星大气，似乎是不可能的；但每年大约有一吨火星岩石通过大碰撞事件从火星抛射出以小行星形式到达地球。大部分到达地球的行星际物质在空间飞行了几百万年，但据估计，每百万年，大约有 10 块大于 100g 的岩石仅用 2-3 年就从火星转移到地球。无论在火星的撞击/抛射期间，或在穿越地球大气的进入期间，火星岩石内部都没有加热到足以灭杀原核生物或真核生物等微生物的高温。现在还不清楚，在行星转移阶段，活性微生物或芽孢的幸存本身对微生物的行星际转移是否是足够的。已有的关于空间微生物幸存的研究，仅局限于辐射较弱的低地球轨道（LEO）或短时间（几天）的行星际辐射环境。因此，为了将行星际空间环境中微生物幸存的认识扩展至 34 个月的级别，行星协会提出了在俄罗斯“福布斯-土壤”使命上飞行 LIFE 实验的建议。LIFE 微生物样品将经历

“福布斯-土壤”使命的所有阶段，即从发射直到样品返回着陆。实验装置放置在降落舱气壳热罩衬底与内部电子设备之间。这个实验不仅有助于深入探讨地球生命起源问题，也将促进空间生物学的发展。

4.2.2 实验装置

LIFE 装置的设计要点是：(1) 整个实验装置是密封的，以满足行星际防护与实验有效性的要求；(2) 可经受 4000 g 量级的地球返回着陆碰撞冲击。为此，LIFE 装置设计采用多种密封技术，力求简单、致密、坚固。整个实验装置由外部钛壳体与内部陶瓷载体两部分组成(图 19)。载体由一层 Poron 泡沫状物(减震垫)包裹，以减轻发射冲击与着陆冲击。外部壳体由钛制成，既减轻重量，又不影响强度；内部陶瓷载体易于消毒。外部钛盒与内部陶瓷容器均分成上下两半部分。陶瓷载体的中心容器直径为 26 mm，存放较大的样品，如包含天然微生物的永冻土样品；周边小容器直径仅 3 mm，存放单个微生物样品。样品容器均由聚合物制成。三重密封是 LIFE 装置设计的关键：(1)样品容器密封；(2)在陶瓷载体的两半部分之间夹入硅酮(Silicone)O 型环，作为附加的容器密封，且应用 3 个钛夹具提供载体密封压力；(3)在钛盒两半部分之间的环槽中压进钢丝，使钛盒密封。

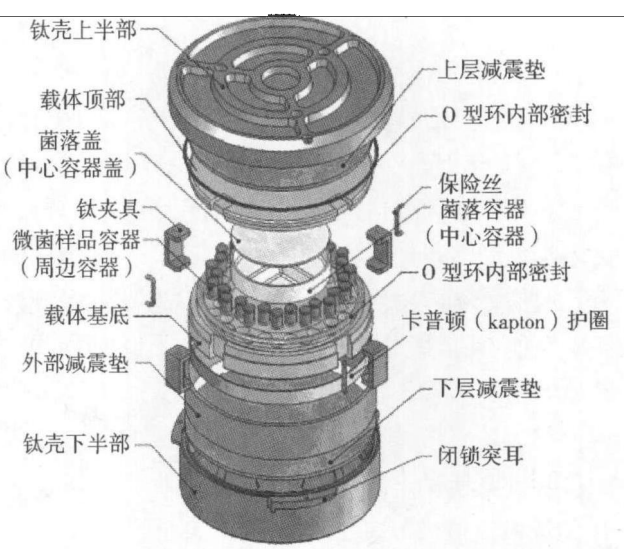


图 19 微生物行星际飞行生存能力实验(LIFE)装置[24,39,40]

(待续)