

深空探测用热防护材料的现状及发展方向

王 筠 杨云华 冯志海

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

文 摘 综述了热防护材料的发展历史,重点介绍了深空探测用烧蚀隔热材料体系,并通过 Pioneer Venus、Galileo、Stardust 等探测任务的热防护系统(TPS)选材方案分析,对未来深空探测 TPS 材料进行技术需求分析。

关键词 热防护材料,烧蚀材料,深空探测,需求分析

Current Status and Further Trend of Thermal Protection Materials for Deep Space Exploration

Wang Yun Yang Yunhua Feng Zhihai

(Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract Recent development of thermal protection materials has been reviewed emphasizing on the ablative materials for deep space exploration. The technical request of ablators for future planet probes has been analyzed via looking back TPS of several successful missions.

Key words Thermal protection materials, Ablative materials, Deep space exploration, Technical request

0 热防护系统简介

热防护系统(TPS)是保护飞行器在高超声速穿越星球大气层时免遭严酷气动加热环境的损伤,安全进入星球的飞行器子系统。由于 TPS 是子系统的单一故障点,决定了探测任务的成败,必须通过地面实验对其使用性能进行分析和验证。通常可将热防护材料分为可重复使用热防护材料和烧蚀热防护材料两类^[1],各自适用的大气进入环境如图 1 所示^[2]。

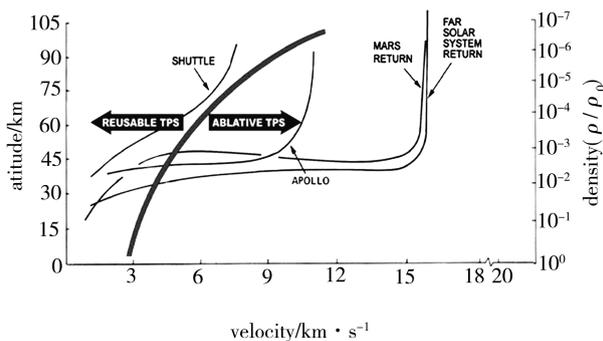


图 1 可重复使用和烧蚀 TPS 材料适用大气进入环境

Fig.1 Atmosphere entry environment for reusable and ablative TPS

(1)可重复使用隔热材料^[1]

在气动加热过程中材料的质量和性能不发生变化。一般来说,可重复使用隔热材料仅用于相对缓和的进入环境(如航天飞机),其特性如图 2 所示。

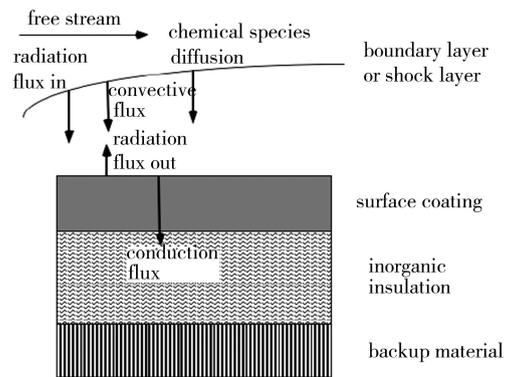


图 2 可重复使用热防护材料能量调节机制

Fig.2 Energy accommodation of reusable TPS materials

通过辐射和对流将大部分热量从表面再辐射出去,仅有小部分热量传入隔热材料内部。因此,材料的表面涂层应具有较高发射率(最大限度提高热能再辐射)和较低表面催化效率(通过抑制表面已分离边界层物质的再结合来最大限度减小传热),若隔

收稿日期:2013-08-19

作者简介:王筠,1980 年出生,博士,主要从事多功能树脂基复合材料的研究工作。E-mail: yw693@hotmail.com

热层(通常是无机物)具有较低热导率,将有效降低隔热材料的质量。

(2)烧蚀隔热材料^[1]

通过相变和物质消耗起到隔热作用,可用于高热流环境。烧蚀材料是经典的热防护材料,已使用了半个世纪,具有很广的应用范围,其特性如图3所示。大多数烧蚀隔热材料都是以有机树脂为连续相的复合材料。加热时,树脂分解生成的气体产物(大部分为碳氢化合物)向炽热表面渗透,注入边界层;碳质残留物则沉积在增强体表面,形成“碳”。气体通过多孔碳渗入热表面,提供一部分对流冷却。气体进一步注入位于表面的临近边界层,提供一部分蒸发冷却。表面碳层有可能通过与边界层气体的化学反应而消耗,引起表面烧蚀后退。碳质的表面碳层是有利的,它能耐受非常高的表面温度。显然,与可重复使用隔热材料相比,烧蚀隔热材料与周围环境气体之间的相互作用复杂得多,在气动加热过程中有许多机制共同发生作用。

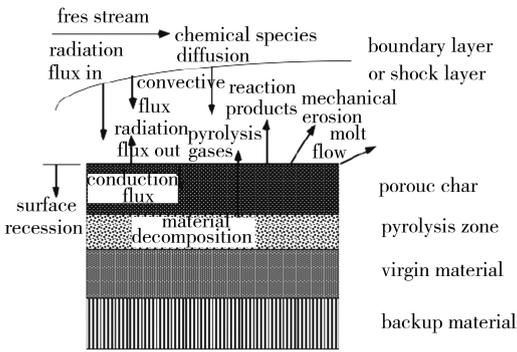


图3 烧蚀热防护材料能量调节机制

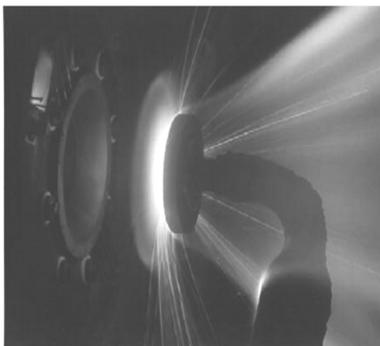
Fig.3 Energy accommodation of ablative TPS materials

直到今天,所有的行星进入探测任务都采用烧蚀隔热材料。烧蚀隔热最大的优点是安全、可靠,适应流场的变化能力强。尽管烧蚀隔热材料只能一次性

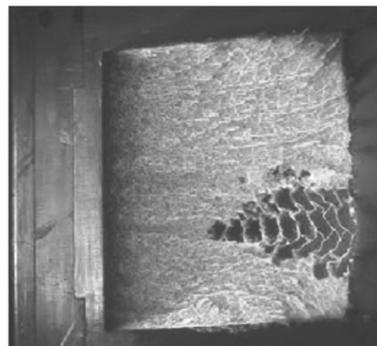
使用,但在高热流条件下,这是唯一可行的隔热方法。

1 烧蚀隔热材料的失效方式

设计烧蚀隔热材料的一个关键问题是了解其失效机理。然而,界定失效阈值和确认失效机理的实验通常难以实施。因此,定义一个 TPS 设计余量是相当主观的^[3]。所有的烧蚀复合材料的首要失效机制都是碳层剥蚀。压力与热梯度的共同作用可能使碳层内的压力超过碳层某些点的强度,在该点发生碳层受压破碎,碎块弹出^[4-5]。隔热材料失效的原因是材料的质量损失没有产生足够的能量耗散,特别是与热化学机制相比。一般来说,较高密度材料所形成的碳层比较低密度材料所形成的碳层强度更大。因此,高密度材料碳层剥蚀的热流和压力阈值比低密度材料更高^[1]。而每种烧蚀材料都有严格的环境条件组合导致碳层剥蚀。图4(a)显示了在电弧加热等离子射流实验中出现的碳层剥蚀现象。从加热样品表面散开、呈辐射状的条纹就是从表面弹出的剥蚀碎块形成的粒子流^[6]。对于含有一定量玻璃的复合材料,玻璃通常以纤维、微球和(或)蜂窝的形式存在,其共同的烧蚀机理是在表面形成玻璃态液体层。在低剪力环境下,这层液体能通过蒸发吸收大量热能^[7-8]。若剪切作用较强,液体层将发生流动。基于20世纪50年代后期的工作,如果能确定液体层的黏度(其为温度的函数),就可以对液体层的流动进行模拟^[9]。然而,如果液体层发生流失(机理尚未明确),其下方原本隔绝于气动加热和剪切环境材料突然暴露出来,导致下方材料受到快速侵蚀,尤其是低密度烧蚀材料^[10]。图4(b)是一种低密度蜂窝增强材料正在进行风洞实验,材料表面形成液体层,当一个蜂窝格子上的液体层流失后,格子里的材料迅速耗尽^[11]。在这个过程中,相邻下游格子表面的液体层流失引发类似行为。正如图中所看到的,在非常短的时间内,“失效”顺流传播。



(a) 风洞试验中出现碳层剥蚀



(b) 液体层流失导致“失效”

图4 烧蚀隔热材料的失效方式

Fig.4 Failure modes of ablative TPS materials

2 烧蚀隔热材料的发展历史

从1958年8月17日美国发射第一个月球探测器

Pioneer 0 开始,人类迈向太阳系的深空探测活动已有 50 多年的历史了。迄今为止,所有的行星进入探测任务都采用烧蚀隔热材料。早期任务(Gemini, Apollo, Mars Viking)所采用的烧蚀隔热材料都是针对特定的进入环境而精心设计的^[12-14]。但在 Mars Viking 之后,美国 NASA 资助的烧蚀隔热材料开发从根本上终止了,研究的重点转移到可重复使用隔热材料,以支持航天飞机的研制^[15-16]。例如,Pioneer Venus 和 Galileo 任务所采用的高密度碳酚醛是美国空军开发用于弹道导弹的隔热材料^[17-18]。最初 30 年,对于隔热材料,NASA 采取了“避免风险”的态度,采用以前使用过的材料,尽管这种材料不是最佳方案,但经过了飞行验证。这导致烧蚀隔热材料领域在美国逐渐衰落。而 Stardust 和 Genesis 任务却是例外,它们采用了新的烧蚀隔热材料,但这也仅仅是因为已有的经过飞行验证的隔热材料无法满足这些任务的要求^[19-20]。

图 5 列出了 NASA 进入任务的年代与所使用的烧蚀隔热材料^[1]。可以看到,在近半个世纪中,这些探测任务仅使用了少数几种烧蚀隔热材料,其中半数的材料不再使用(三角形符号表示该材料仍在使用,圆形符号表示该材料已不再制造,菱形符号表示该材料由于缺乏技术成熟的原材料还需再进行验证)。

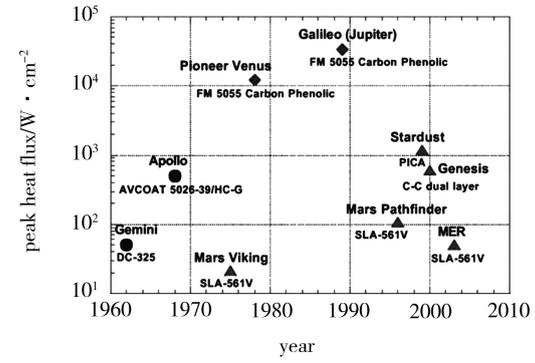


图 5 用于 NASA 进入探测任务的烧蚀隔热材料年代表
Fig. 5 Chronology of ablative TPS for NASA

图 6 更清晰地表示出这些任务的峰值热流和驻点压力,同时也标注出每个任务 TPS 所占质量分数^[1]。这些热防护材料成功应对了从相对缓和(Mars Viking: $\sim 25 \text{ W/cm}^2$, 5 kPa)到极为严酷(Galileo: $\sim 30 \text{ kW/cm}^2$, 0.7 MPa)的各种进入环境。

图 7 显示了 TPS 质量分数与总加热量及材料最优性能参数密切相关^[1]。TPS 材料的选择要考虑进入环境以及烧蚀与隔热的权衡。Pioneer-Venus 是一个极好的针对苛刻任务要求进行 TPS 优化的范例,高热流、高驻点压力、相对适中的总加热量,TPS 质量仅占 13%,隔热性能一般但烧蚀性能优异的碳酚醛材料是很好的选择^[21]。值得注意的是各类烧蚀材料都有自身性能的极限。通常烧蚀隔热材料按密度来进行分类,如低密度、中密度和高密度。材料强度随密度增加而增加,宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 5 期

而材料的热导率也随密度增加而增加。因此,针对特定任务进入环境的热防护系统最优方案是在每一类材料的烧蚀性能与隔热效率之间取得平衡。如果选用的材料不在其性能的最佳范围内,该材料的使用效率不足将导致无法实现 TPS 质量分数最小化。

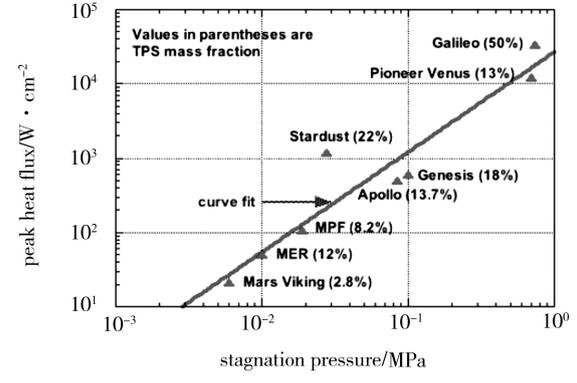


图 6 烧蚀隔热材料应用任务环境

Fig. 6 Mission environments for ablative TPS entry missions

正如图 8 所示,随着材料密度增加,碳层剥蚀的阈值向高驻点压力和高热流方向偏移^[1]。在热防护过程中不希望出现碳层剥蚀,因为这样的质量损失所消耗的热能非常少,更重要的是这种现象难以预测。

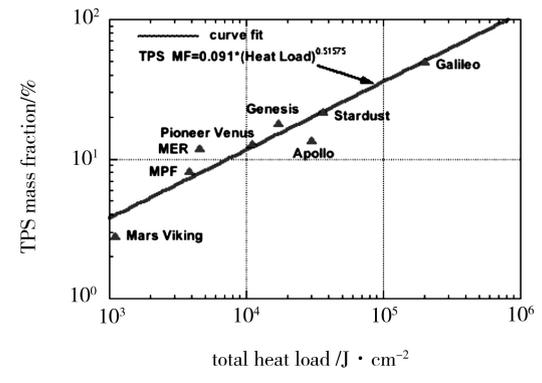


图 7 典型进入任务 TPS 质量分数

Fig. 7 TPS mass fraction for prior entry missions

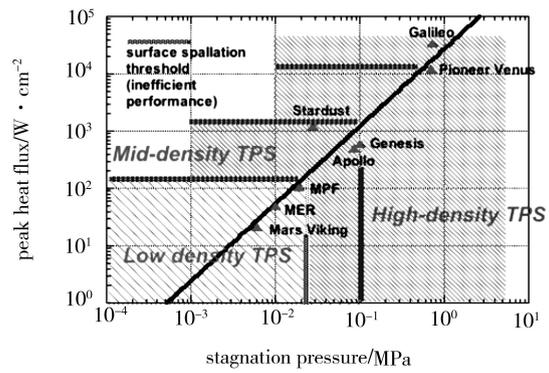


图 8 不同类别烧蚀隔热材料的应用极限

Fig. 8 Limitations of ablative TPS classes

3 典型 TPS 材料

3.1 高密度碳酚醛

作为 Pioneer-Venus 和 Galileo 探测器热防护材料的碳酚醛具有较高技术成熟度,经过多次飞行验

证^[22]。这种材料采用碳布增强,所用碳纤维由 Avtex 纤维经碳化而成(Avtex 纤维在 1980 年停产)。航天飞机 SRBs 的碳酚醛喷嘴采用 NARC 纤维制成的碳布作为增强体^[23]。最近,USAF 对一种由 SMECMA 纤维制造的碳酚醛复合材料进行了性能评价。成熟材料的价值就在于对其进行大量试验和模拟计算所累积的庞大数据库资料,而这些后开发的材料数据库无法与之相比。针对特定任务考核现在的碳酚醛复合材料,需要进行大量测试,与成熟材料对比,评价其性能,并更新原有的分析模型。

TPS 材料的热导率与其密度大致成比例。碳酚醛是非常有效的烧蚀材料,但密度较高。如果飞行器进入大气层所产生的热流不足以使树脂分解,热量就会传入材料内部,导致热防护失效。因此,对于较低热流的进入轨道,碳酚醛不是最佳材料。

3.2 Avcoat 5026-39/HC-G

Avcoat 5026-39/HC-G^[24]是 Textron(此前是 Avco)的产品,采取以酚醛玻璃钢蜂窝增强环氧-酚醛、石英纤维和空心微球的结构形式,密度约 0.5 g/cm³。这种中密度材料 40 年前成功应用于 Apollo 热防护结构^[25]。其改进型被选为 Orion CEV 热防护材料^[26]。改进后的 Avcoat 材料所累积的试验数据较少,主要集中于评价它与成熟 Avcoat 材料在性能上的一致性。

3.3 SLA 561-V

SLA(Super Lightweight Ablator)从 Viking 开始就是火星任务的 TPS 成员,经过了 MPF 和 MER 飞行验证^[27-28]。SLA 561-V 在热流接近 110 W/cm²时开始出现明显烧蚀,当热流超过 300 W/cm²时材料失效^[29]。成功登陆火星的 Viking-1 进入时的峰值热流为 21 W/cm²,用于迎风面隔热层的 SLA 没有发生明显烧蚀,而更像是炭化的隔热层,起到热防护作用。Viking-1 是第一个火星登陆器,TPS 采取了较为保守的设计方案。最新的火星探测器 MSL 预计进入火星大气层的峰值热流为 234 W/cm²,SLA 是首选隔热材料,但在模拟 MSL 飞行条件的风洞试验中,观察到因玻璃熔体流失而导致热防护失效[图 4(b)]^[11]。所有隔热材料只可用于预计进入环境下不发生失效的探测任务。SLA 的失效方式与边界条件的关系还不明确,针对这个问题的研究较少,但 MSL 的研究结果表明该气动加热环境已经超过了 SLA 的适用范围。与 Avcoat 相似,SLA 561-V 作为填充材料灌注到预先粘在隔热罩承力结构表面的蜂窝里,因此可以制造大尺寸的隔热罩,成功的例子是直径为 3.54 m 的火星登陆器 Viking 隔热罩^[30]。

3.4 PICA (Phenolic impregnated carbon ablator)

PICA^[19]是由 NASA Ames 在 20 世纪 90 年代早期开发、FMI 制造的用于 Stardust 返回舱迎风面的热防护材料^[31]。它曾是 Orion CEV 除改进型 Avcoat 外

的 TPS 候选材料^[32],还作为 MSL 的迎风面隔热材料成功登录火星^[33]。其改进型 PICA-X 用作 Dragon 的迎风面隔热材料^[34]。PICA 是一种低密度碳基烧蚀体,在 CEV TPS 先进发展计划中,积累了大量数据。其失效方式已经明确(热流极限为 1.5 kW/cm²,压力为 0.10 ~ 0.15 MPa),并开发了有效的设计模型^[35]。针对高热流环境的采样返回和月球返回任务,PICA 是 TPS 优选材料,它的热导率低于其他应用于高热流的烧蚀材料,如高密度碳酚醛。用于 Stardust 的 PICA 隔热结构是整体制造的,而对于尺寸更大的飞行器(如 MSL 和 Dragon),无法进行整体成型,导致了设计与制造复杂化。

3.5 碳/碳多层材料

LMA 开发了一种由 ACC(Advanced Carbon-Carbon)面板粘接碳纤维隔热材料而形成的多层热防护材料,并成功应用于 Genesis 密封舱前半部隔热结构^[36]。在 Genesis 计划中建立了该材料的数据库,但仅局限于此项任务的进入环境。这种材料的失效方式还不明确,需要进行更多的测试与分析,以评价其对未来深空探测任务的适应性。理论上,碳/碳复合材料对热流和压力的承受能力与碳酚醛相似,但任何一种碳-碳材料的坚固性都取决于制造工艺。

3.6 H88/H96

用于“神舟”飞船的 H88 和 H96 是以硅橡胶为基体、填充酚醛小球与玻璃小球而成的低密度烧蚀材料^[37]。返回舱热流密度最大的底部和热流密度较大的侧壁迎风面采用 H96 材料(密度 0.710 g/cm³),热流密度较小的背风面采用 H88 材料(密度 0.540 g/cm³)。H96 材料成功经受了 1.2 kW/cm²热流密度的再入环境。

3.7 中密度隔热材料

一些中密度隔热材料是针对行星进入计划极具潜力的 TPS 候选材料,但由于它们各自的数据有限,目前仍处于较低技术成熟度。PhenCarb 是由 ARA 开发的一系列材料,密度可在 0.385 ~ 0.512 g/cm³调节。这些材料可用于蜂窝填充材料或采用同为 ARA 开发的一种名为 Strip-Collar Bonding 的方法进行制造^[38-39]。致密化 PICA 是在 NASA 的 Hypersonics 计划中由 NASA Ames 开发的。通过对原始 PICA 的酚醛浸渍工艺进行改进而得到密度为 0.48 g/cm³的隔热材料^[40]。密度越大,材料越坚固,特别是对微小陨石残片破坏的抵御能力越高。中密度碳酚醛是由 Hypersonics 计划支持,在 NASA Ames 进行研发的材料。目前只能通过模压工艺制造,密度为 0.96 g/cm³,比其余的中密度隔热材料更坚固,而密度低于标准碳酚醛,其隔热性能还需改进^[41]。这些技术成熟度较低的材料若要应用于未来探测任务,还需进行大量测试评价。

4 TPS 材料的选择

候选 TPS 是由该材料能否可靠地应对任务方案预计的气动加热环境所决定的。目标是使热防护层质量最小化,因为热防护层质量的减少能直接增加特定进入质量中科学设施的有效载荷,使用一个较轻的系统能减少运载火箭的造价或使用较小的运载火箭。实现该目标的最佳途径是采用能适应该环境的最低密度的耐热材料。因此,必需针对每一个特定任务形式测试验证一定热流、压力和剪力状态下材料的性能。下面,对几个成功任务的 TPS 选材方案进行分析,这些 TPS 材料都是针对特定任务而精心设计的。

4.1 载人飞船

前苏联成功研制出东方号、上升号和联盟号载人飞船,美国也研制成功 Mercury、Gemini 和 Apollo 载人飞船^[12]。

Mercury 飞船承受最大热流的钝头部分采用高密度玻璃/酚醛烧蚀材料,Gemini 返回舱耐热层是由硅橡胶(DC-325)填充的玻璃纤维蜂窝夹芯组成的烧蚀材料,密度为 0.85 g/cm^3 。Apollo 返回舱的耐热层选用了酚醛玻璃钢蜂窝填充石英纤维加环氧酚醛的低密度烧蚀材料 Avcoat 5026-39,密度约 0.5 g/cm^3 ,耐热层的总质量为 590 kg,仅为返回舱总质量的 13.7%。而前苏联的联盟号返回舱采用了酚醛玻璃钢(早期采用酚醛石棉)高密度烧蚀材料,耐热层的总质量约 600 kg,约占返回舱总质量的 25%。

我国于 20 世纪 90 年代开始研制“神舟号”载人飞船,返回舱热流密度较大的底部和侧壁迎风面采用 H96 材料,热流密度较小的背风面采用 H88 材料。与 Apollo 耐热结构相似,采用蜂窝加强,即先将蜂窝夹芯与铝合金内壳胶接,再将烧蚀材料填充到蜂窝内。耐热大底的拐角不仅热流密度高,而且气流冲刷严重,采用中密度烧蚀材料 MD2(玻璃短纤维增强酚醛,密度 1.4 g/cm^3),以整体热压罐成型,兼顾耐热与承力作用^[37]。

4.2 火星探测器

由于 Apollo 采用的 Avcoat 5026-39 耐热材料密度较大(约 0.5 g/cm^3),设计所需的耐热层质量较大,针对火星大气环境,NASA 开发了用于火星探测器进入舱的 SLA 561-V 耐热材料,在火星进入热环境下,SLA 561-V 比原有低密度碳化烧蚀材料如尼龙酚醛烧蚀材料或有机硅填充烧蚀材料的烧蚀效率高 50%^[29]。1975 年 SLA 561-V 在 Viking 进入舱的耐热上取得成功(TPS 仅占总重的 2.8%),由此成为火星进入探测的首选耐热材料,在 Mars Pathfinder、MER Spirit/Opportunity 和 Phoenix 上都获得成功^[28]。

4.3 Galileo

对木星进行探测的 Galileo 计划是所有完成的行星进入探测任务中最具挑战性的,采用 45° 钝头锥形宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 5 期

耐热罩,进入木星大气层的速度为 47.4 km/s 。TPS 前半部采用高密度碳酚醛材料($r = 1.450 \text{ g/cm}^3$),这是当时可用的最好的烧蚀材料。进入环境异常严酷,预计的峰值热流(包括传导和辐射热流)约 35 kW/cm^2 ,总加热量约 200 kJ/cm^2 ^[42]。

Galileo 的 TPS 设计应用了 70 年代开发的当时最尖端的工程技术。几个小组各自独立进行开发,并将他们的方法用于分析和设计的评估。这些模型解决了在热化学烧蚀和少量剥蚀情况下发生化学反应的边界层与冲击层之间的关联。但由于地面试验的限制,一些模型无法验证(如冲击层辐射)。最终的 TPS 设计,尤其是厚度分布,是在各种预测的保守界线上加上一定余量构成,余量的范围是由各小组一致确定的^[43]。幸运的是,烧蚀传感器可以安装在 TPS 前半部,飞行数据提供了评价设计方法准确性的依据。这些数据对判断 Galileo 进入过程中 TPS 实际的性能非常有用。

图 9 是根据 ARAD 烧蚀传感器采集数据推断的 TPS 前部烧蚀轮廓图。Galileo 烧蚀数据表明驻点的后退量比预计值小,而肩部的后退量明显大于预计值,几乎烧穿。用当前的物理模型无法解释 Galileo 飞行的实际结果,周围环境与烧蚀之间的关联仍不确定^[18, 44]。

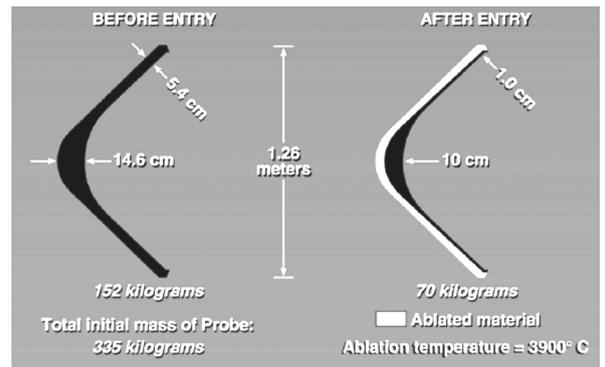


图 9 Galileo 计划的耐热防护层烧蚀状态

Fig. 9 Galileo probe heat shield ablation

4.4 SRC (Stardust Return Capsule)

Stardust 计划是在月球轨道以外首次进行的采样返回任务,用于收集 Wild-2 慧发中的物质。采样器于 1999 年 2 月发射,于 2006 年 1 月返回地球成功回收。地球再入速度为 12.9 km/s ,驻点峰值热流为 1.1 kW/cm^2 ,是目前返回器中再入速度最高的^[45]。针对该任务的 TPS 材料若继续使用 Pioneer-Venus 或 Galileo 采用的高密度碳酚醛,由于其密度高、热导率高,TPS 质量分数将超过设计允许值。因此,NASA 开发了一种新型碳基低密度烧蚀材料——PICA^[19],密度仅为 0.272 g/cm^3 ,是原来耐热材料的 20%,用于返回器前部耐热防护层。返回器侧壁采用 SLA 561-V 材料。

5 未来 TPS 材料需求及发展趋势

没有“万精油”式的隔热材料,适用于高热流的材料导热率偏高,在加热时间较长的情况下隔热效果并不好;低密度材料强度较低,当驻点压力过高时易发生剥蚀而导致热防护失效。某一种 TPS 材料有可能在特定峰值热流环境下表现出色,但当驻点压力明显增加时,在同样的峰值热流下失效(如 NASA R-4 test spacecraft)。为了应对未来更“艰巨”的深空探测任务,对现有的 TPS 材料进行改进并开发新的材料体系势在必行。

TPS 材料总是朝着更可靠、更高效的方向发展。可靠性即材料使用时的表现必须和预期一致,不发生失效;高效即材料在其效率最高的区域内使用,也就是在预计的温度成碳并形成再辐射表面、有效裂解而不发生过度剥蚀。此外,TPS 材料的最佳表现是由其构成的热防护系统质量最小化,即轻量化始终是热防护系统所追求的目标。以下针对未来的深空探测任务,对所需 TPS 材料进行技术需求分析。

5.1 载人登月

美国设计的 Orion CEV 直径达 5 m,可搭载 6 名宇航员,其隔热材料选用了与 Apollo 相似的蜂窝增强型 Avcoat 材料,并在 Avcoat 5026-39/HC-G 的基础上进行改进,以适应未来登月任务的需求。SpaceX 公司开发的 Dragon 返回时的最大有效载荷为 3 000 kg,其载人飞船最多可搭载 7 名宇航员,隔热材料选用了 PICA-X,是在 PICA 的基础上进一步改进,降低成本,缩短制造周期。未来的载人登月飞船体积和容量更大,有效载荷进一步提高,对于热防护系统来说,将面临更加恶劣的再入热环境,其占飞船总质量的份额需进一步减小,这就需要进一步提高材料烧蚀效率,降低材料密度,提高材料的隔热性能。

5.2 火星(Mars)

成功着陆火星的探测器均由美国发射,从 Viking 到 Phoenix 皆采用 SLA 561-V 作为进入舱的隔热材料。于 2011 年 11 月 26 日发射的 MSL,最初设计的隔热材料仍为 SLA 561-V。在地面考核试验中,由于存在湍流加热,为此进行的气动热剪切试验中 SLA 561-V 发生了预想不到的灾难性失效,隔热材料方案转向了与其密度相当的 PICA。MSL 底面直径为 4.5 m,无法进行防护罩的整体制造,而此前在 Orion CEV 研制中所积累的技术与经验最终解决了这一难题。MSL 于 2012 年 8 月 6 日成功登陆火星。

对于未来的火星进入探测,成熟的隔热材料除了 SLA 561-V 外又多了一个选择——PICA。MSL 热防护选材从失败走向成功的过程表明,即使是历次应用成功的材料也可能在新的任务中遇到新的问题。此外,之前进行的气动热试验气体介质均为空气,而火星大气成分主要为 CO₂,气体成分变化将导致材料的催化效应等影响与地球大气不同,为真实考核火星进

入舱隔热材料及隔热部件的气动环境适应性,NASA 已开始在 JSC 的电弧风洞上尝试以 CO₂ 作为介质进行火星进入环境的试验研究及模拟火星轨道加热的轨道模拟试验技术研究^[46-47],德国在高频感应加热器上用 CO₂ 作为介质也开展了火星进入热环境的相关试验研究工作^[48-49]。

5.3 采样返回

Apollo 返回舱采用 Avcoat 5026-39 作为隔热材料, SRC 采用整体 PICA 材料制造了隔热罩, Genesis 返回器前部 TPS 材料则采用了 Lockheed-Martin 开发的一种新的碳/碳多层材料,外层为 ACC 材料,内层为碳纤维隔热材料,能够承受 417 W/cm² 的驻点热流密度峰值^[36], TPS 质量仅占返回器总质量的 18%。未来的样品采集返回任务在返回地球时的再入速度约 10~16 km/s。根据不同的返回器形状和尺寸,峰值热流的范围在 500~2 500 W/cm²。表 1 列出了与 Stardust 返回舱相同形状和再入角度而不同再入速度的一系列样品返回任务,具有代表性的峰值热流密度和驻点压力^[50]。

表 1 不同再入速度时采样返回的气动加热环境

Tab. 1 Aerothermal environments for sample return mission with different re-entry velocity

inertial entry velocity / km·s ⁻¹	convective heat flux / W·cm ⁻²	radiative heat flux / W·cm ⁻²	total heat flux / W·cm ⁻²	stagnation pressure / kPa
11.5	484	29	504	33
12.0	540	56	587	34
12.9	658	132	788	37
	942 ¹⁾	88.9 ¹⁾	1303 ¹⁾	38 ¹⁾
13.5	751	209	957	38
14.0	834	289	1122	40
15.0	1016	493	1508	42
	1255 ¹⁾	365 ¹⁾	1620 ¹⁾	

注:1) DPLR and NEQIAIR simulations by Kdry Trumble/NASA Ames.

平缓的再入角可以将峰值热流控制在上述范围的下限区域,但会导致总加热量增大。与此相反,陡直的再入角将产生非常高的峰值热流,但总加热量减小。针对这类任务的最优 TPS 材料应具有适中的烧蚀性能和最小的 TPS 质量分数。

表 2 列出这些任务的候选材料及其飞行试验。碳酚醛材料又一次展示出其优越的性能,但密度过大。由于 PICA 成功地完成了 Stardust 任务,当再入速度不超过 12.9 km/s,它是可选的隔热材料之一。正如 Raiche 和 Driver 所指出^[51], PICA 在热流超过 1.0 kW/cm² 时出现微剥蚀。因此, PICA 不能应用于更高返回速度的任务。分析计算结果表明,中密度烧蚀材料($\rho \approx 0.50 \sim 0.70 \text{ g/cm}^3$)是最有应用潜力的隔热材料。然而,目前这类材料都没有经过完善的表征与评价。

表 2 基于 Stardust 采样返回任务候选 TPS 材料¹⁾

Tab. 2 Candidate materials for Stardust-type sample return missions

velocity /km·s ⁻¹	(q_{dot}) _{max} /W·cm ⁻²	(P_{stag}) _{max} /kPa	carbon phenolic	PICA	avcoat	ACC/ insul.	Dens. PICA	phencarb
11.5	504	33	a	b	b	b	b	b
12.0	587	34	a	b	b	b	b	b
12.9	788	37	a	b	b	c	b	b
13.5	957	38	a	c	c	c	c	c
14.0	1122	40	a	d	d	c	c	c
15.0	1508	42	a	d	d	c	c	c
	flight heritage		Yes	Yes	Yes	Yes	No	No

注:1) a Applicable, but heavy; b Applicable; c Not enough data; d Not applicable.

5.4 木星 (Jupiter)

基于 Galileo 任务,针对未来的木星进入探测计划,高密度碳酚醛是唯一技术成熟的热防护材料。但从后缩量数据可以看出,对于类似的木星赤道进入探测,TPS 质量分数有可能大于 Galileo 任务时的 50%。然而,在木星的多星球探测器任务中,一些探测器将进入更高的纬度,它们的进入速度也会更高(在 30° 时约为 55 km/s)。由于加热量以速度的三次方递增,这样高的加热量即使对高密度碳酚醛也过于严酷,TPS 质量分数将超过 70%,这样有效载荷就变得很小。

5.5 金星 (Venus)

最早的金星进入探测器是 1978 年在 NASA 的 Pioneer-Venus 计划中发射的一大三小共 4 个探测器。所有探测器外形都采用相同的几何设计,进入速度约 11.54 km/s。预计的进入加热环境较为严酷,峰值对流热流为 3.9~7.2 kW/cm²,峰值辐射热流为 1.3~3.4 kW/cm²,总加热量为 12~14 kJ/cm²^[52]。采用的隔热材料为高密度碳酚醛,是当时唯一经过详细表

征的有可能应对这样高热流的烧蚀材料^[21]。

未来向金星发射的登陆器若采用与 Pioneer-Venus 相同形状的防热罩,逻辑上应使用相同的热防护结构。然而,用于 Pioneer-Venus 的成熟碳酚醛材料由于所使用的特种纤维停产而无法制造。采用其他纤维的类似碳酚醛材料正在进行评价。对这些复合材料进行表征评价尽管简单,但也要耗费时间和资源。表 3 列出了不同进入方式的气动加热环境,表 4 给出了各种 TPS 材料在相应环境的适用性^[53]。对于直接进入方式,高密度碳酚醛无疑是 TPS 迎风面的可选材料,但成熟材料不再生产,利用其他纤维开发新的碳酚醛仍在进程中。以气动俘获方式进入金星大气层所面临的峰值热流较低,但总加热量明显增大。在这样的情况下,高密度碳酚醛不是最佳材料。一些技术成熟度不高的新材料,如具有更好隔热性能的中密度防热材料,也许是较好的选择。此外,由坚固烧蚀体背衬高温、低密度隔热材料也是值得考虑的方案。与碳酚醛材料相比,这些新材料能使 TPS 质量分数降低 50%。

表 3 未来 Venus 探测计划不同进入方式的气动加热环境

Tab. 3 Aerothermal environments for Venus probe via different entry type

entry type	velocity /km·s ⁻¹	convective heat flux /W·cm ⁻²	radiative heat flux /W·cm ⁻²	total heat flux /W·cm ⁻²	stagnation pressure /kPa
hyperbolic	11.58	2319	2450	4685	1010
aerocapture	11.18	505	707	1212	29
out-of-orbit	10.2	339	26	364	30

表 4 未来 Venus 探测计划候选 TPS 材料¹⁾

Tab. 4 Candidate materials for Venus missions

TPS material	hyperbolic	aerocapture	out-of-orbit	flight heritage
carbon phenolic	a	b	b	Galileo, Pioneer-Venus
PICA	d	a	a	Stardust, MSL, (CEV)
avcoat	d	a	a	Apollo, (CEV)
ACC/insulator	c	b	b	Genesis
densitized PICA	d	a	a	(CEV)
phencarb	d	a	a	None

注:1) a Applicable; b Applicable, but heavy; c Not enough data;

d Not applicable.

5.6 土星 (Saturn)

表 5 列出了土星探测任务两种不同进入方式的气动加热环境,表 6 列出了这些任务的候选材料及其飞行试验^[54]。直接进入 Saturn 的气动加热环境要求 TPS 材料能经受 4.74 kW/cm² 的峰值热流及 0.297 MPa 驻点压力。迄今为止的飞行试验中,只有高密度碳酚醛在这样严酷的环境中经过考核验证。用于 Genesis 的碳/碳多层防热材料(ACC/insulator)也许能用于这样的环境,但未经过地面测试和飞行试验。第三个方案是蜂窝增强双层结构^[55],还处于较

低技术成熟度,材料设计是在约 5 cm 高的蜂窝格子内,上部填充坚固的烧蚀材料,下部为隔热层,如 LI900,实现防热结构中烧蚀与隔热性能相结合。低密度材料(包括 PICA、致密化 PICA、Phen Carb)都不适用于该环境^[56]。气动俘获方式进入 Saturn 的热环境没这么严酷,但总加热量是 TPS 选材的主要参考因素。

表 5 Saturn 探测计划不同进入方式的气动加热环境

Tab. 5 Aerothermal environments for Saturn probe via different entry type

entry type	velocity /km·s ⁻¹	convective heat flux /W·cm ⁻²	radiative heat flux /W·cm ⁻²	total heat flux /W·cm ⁻²	stagnation pressure /kPa
hyperbolic	28.6	4480	95	4540	297
aerocapture	28.6	2970	52	2985	100

表 6 Saturn 探测计划候选 TPS 材料¹⁾

Tab. 6 Candidate materials for Saturn missions

TPS material	hyperbolic	aerocapture	flight heritage
carbon phenolic	a	b	Galileo, Pioneer-Venus
PICA	c	c	Stardust, MSL, (CEV)
Avcoat	c	c	Apollo, (CEV)
ACC/insulator	b	c	Genesis
densitized PICA	c	c	(CEV)
phencarb	c	c	None

注:1) a Applicable, but heavy; b Possibly applicable; c Not applicable.

5.7 土卫六 (Titan)

1997 年,NASA 和 ESA 合作进行了 Cassini-Huygens 计划,Huygens 探测任务的重点是进入土星的卫星 Titan,对其表面成份和地质进行研究。表 7 给出了未来 Titan 探测任务的直接进入和气动俘获两种方式的峰值热流和驻点压力^[57-58]。

表 8 列出了相应的候选材料及飞行试验^[59]。直接进入 Titan 的气动加热环境对 TPS 材料的要求相对较低,峰值热流为 100 W/cm²,驻点压力为 10 kPa。Huygens 探测计划中使用的 AQ 60 是一个不错的选择,其他一些在 Mars 经过飞行验证的材料如 SLA 561-V、SIRCA 也可作为候选材料。

表 7 Titan 探测计划不同进入方式的气动加热环境

Tab. 7 Aerothermal environments for Titan probe via different entry type

entry type	velocity /km·s ⁻¹	convective heat flux /W·cm ⁻²	radiative heat flux /W·cm ⁻²	total heat flux /W·cm ⁻²	stagnation pressure /kPa
hyperbolic	6.0	50	15 ~ 45	65 ~ 95	10
aerocapture	6.5	60	40	100	10

表 8 Titan 探测计划候选 TPS 材料¹⁾

Tab. 8 Candidate materials for Titan missions

TPS material	hyperbolic aerocapture		flight heritage
AQ 60	a	a	Huygens
SLA 561-V	b	b	Viking, MPF, MER, Phoenix
SIRCA	b	b	MPF, MER, Backshell
ARA SRAM	b	b	None

注:1) a Applicable; b Likely applicable.

5.8 海王星 (Neptune)

研究表明,直接进入速度将达到 28 ~ 32 km/s,预计的驻点热流非常高,在 Venus 与 Jupiter 之间。高密度碳酚醛是首选 TPS 材料。

NASA 系统分析小组在 2003 年对 Neptune 气动俘获方式进行了详细的方案设计^[60],当进入速度为 29 km/s 时,驻点热流约为 10 ~ 15 kW/cm²。此外,由于在大气层中的飞行时间较长,总加热量极大,约为 1.0 ~ 1.5 MJ/cm²。这种高焓高热流环境对 TPS 材料是极大的挑战。只有高密度碳酚醛可应用于这样的高热流环境,但如此大的加热量可能使 TPS 厚度超过材料制造商的生产能力。

对于 Neptune 气动俘获的 TPS 设计,可采取多种材料同时使用的方式以最大程度减小 TPS 质量分数。新的 TPS 材料(如中密度烧蚀材料)可作为迎风面材料,但不能靠近驻点^[61]。

由此可见,不同探测任务所需的 TPS 方案不尽相同,然而,TPS 材料总的发展趋势是降低材料密度、提高材料烧蚀效率及隔热性能,最终的目的是在满足任务需求的前提下,最大程度地减小热防护系统所占质量比率,提高飞行器的有效载荷。进入环境极为严酷的探测任务(如木星、海王星)只能使用高密度碳酚醛,需要开发可用于制造复杂形状的适于模压的材料。对于低密度材料,发展的重点在增加材料的强度,可通过将材料梯度化及使用添加剂的方式,以提高材料本体或碳层的性能,达到减小烧蚀率、提高剥蚀阈值的目的。中密度防热材料兼具烧蚀与隔热的功能,且强度高于低密度材料,是某些行星进入探测任务极具潜力的 TPS 候选材料。除了上文提到的以碳纤维为增强体酚醛为基体的 PhenCarb 外,还应开发其他类型的中密度防热材料,以应对不同的进入环境。

6 结语

NASA 提出的 Solar System Exploration Decadal Survey (SSEDS)中所包括的许多科学目标只能通过大气进入探测方式实现。未来的深空探测任务对热防护材料提出了更高的要求,进一步改进已有成熟材料、研制开发新材料、提出新的材料设计理念、建造更高水平的地面测试设备、建立更精确的分析模型等等,各方面的技术发展都面临着新的挑战。

参考文献

- [1] Laub B, Venkatapathy E. Thermal protection system technology and facility needs for determining future planetary missions[C]. International Workshop on Planetary Probe Atmospheric Entry and Descent Trajectory Analysis and Sciences, Lisbon, Portugal, October,2003
- [2] Sylvia M J. Thermal protection materials[C]. Hi Temp 2011, Boston, MA, September,2011
- [3] Cozmuta I, et al. Defining ablative thermal protection system margins for planetary entry vehicles[C]. AIAA 2011-3757, 42nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, HI, 2011
- [4] Mathieu R D. Mechanical spallation of charring ablators in hyperthermal environments[J]. AIAA Journal, 1964(9):1621-1627
- [5] Sullivan J M, Kobayashi W S. Spallation modeling in the charring material thermal response and ablation (CMA) computer program[C]. 22nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, HI, June 8-10, 1987
- [6] Land B, Wright M J, Venkatapathy E. Thermal protection system(TPS) design and the relationship to atmospheric entry environments[C]. 6th International Planetary Probe Workshop, Atlanta, GA, June 23-27, 2008
- [7] Crouch R K, Walberg G D. An investigation of ablation behavior of Avcoat 5026 39M over a wide range of thermal environments[R]. NASA-TM-X-1778 69N22933, April,1969
- [8] Nestler D E. The effects of liquid layers on ablation performance[R]. General Electric Co., RSD, Thermodynamics Fund. Memo No. 022, TFM-8151-022, December,1963
- [9] Bethe H A, Adams M C. A theory for the ablation of glassy materials[J]. Journal of Aerospace Sciences, 1959, 26(6):321-328
- [10] Laub B, Chen Y K, Dec J A. Development of a high fidelity thermal/ablation response model for SLA-561V[C]. AIAA 2009-4231, 41st AIAA Thermophysics Conference, San Antonio, TX, June 22-25,2009
- [11] Beck R, Driver D, Wright M, et al. Development of the mars science laboratory heatshield thermal protection system[C]. AIAA 2009-4229, 41st AIAA Thermophysics Conference, San Antonio, TX, June 22-25,2009
- [12] Donald M C. Thermal protection systems manned spacecraft flight experience[R]. 93N12449, Oct 1992
- [13] Bartlett E P, Abbett M J, Nicolet W E, et al. Improved heat-shield design procedures for manned entry systems, part ii-application to Apollo[R]. Aerotherm Report No. 75-15, Part II, June 1970
- [14] Gray C R, Varacalle D J. Viking project phase III ablation performance test report[R]. TN-3770119, July 1971
- [15] Laub B. Ablator modeling: why not much has changed over the past 45 plus years[R]. ARC-E-DAA-TN3105, March 2011
- [16] Korb L, Clancy H. The shuttle orbiter thermal protection system: a material and structural overview[C]. 26th National SAMPE Symposium, 1980;232-249
- [17] Wakefield R M, Pitts W C. Analysis of the heat-shield experiment on the Pioneer-Venus entry probes[C]. AIAA 80-1494, July,1980
- [18] Milos F S. Galileo probe heat shield ablation experiment[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(6):705-713
- [19] Tran H, Johnson C, Rasky D, et al. Phenolic impregnated carbon ablator (PICA) as thermal protection systems for discovery missions[R]. NASA TM-110440, 1997
- [20] Cheatwood F M, Merski N R, Riley C J, et al. Aerothermodynamic environment definition for the Genesis sample return capsule[C]. AIAA 2001-2889, 35th AIAA Thermophysics Conference, Anaheim, California, June 11-14,2001
- [21] Fimmel R O, Colin L, Burgess E. Pioneer Venus[R]. NASA SP-461, 1983
- [22] Esper J, Lengowski M. Resin-impregnated carbon ablator: a new ablative material for Hyperbolic entry speeds[R]. NASA Tech Briefs, September 2012, 19-20
- [23] Thompson J M, Daniel J D. Analysis of cured carbon-phenolic decomposition products to investigate the thermal decomposition of nozzle materials[R]. NASA N91-28082, January, 1989
- [24] Graves R A, Witte W G. Flight-test analysis of Apollo heat-shield material using the pacemaker vehicle system[R]. NASA-TN-D-4713, August,1968
- [25] Crouch R K, Walberg G D. An investigation of ablation behavior of Avcoat 5026 39M over a wide range of thermal environments[R]. NASA-TM-X-1778 69N22933, April,1969
- [26] NASA.gov, NASA selects material for orion spacecraft heat shield[R].2009-04-07
- [27] Willcockson W H. Mars pathfinder heatshield design and flight experience[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3):374-379
- [28] Hollis B R, Liechty D S. Transition due to heat-shield cavities on a mars entry vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(2):354-366
- [29] Laub B, Chen Y K. Development of a high-fidelity thermal/ablation response model for SLA-561V[C]. AIAA-2009-4232, 41st AIAA Thermophysics Conference, San Antonio, TX, June 22-25, 2009
- [30] Edquist K T, Hollis B R, Dyakonov A A, et al. Mars science laboratory entry capsule aerothermodynamics and thermal protection system[C]. NASA IEEAC Paper 1423, March 2007
- [31] Tran H K, et al. Qualification of the forebody heat-shield of the Stardust's Sample Return Capsule[C]. 32nd AIAA Thermophysics Conference, Atlanta, GA, June 23-25,1997
- [32] Kowal T J. Thermal protection system (heat shield) development - advanced development project[C]. JSC Commercial Human Space Flight Symposium, October 13-14 2010
- [33] Beck R, Driver D, Wright M, et al. Development of the mars science laboratory heatshield thermal protection system[C]. AIAA 2009-4229, 47th AIAA Thermophysics Conference, San Antonio, Texas, June,2009

- [34] Space X manufactured heat shield material[R]. February 23, 2009
- [35] Milos F S, Chen Y K. Ablation and thermal response property model validation for phenolic impregnated carbon ablators[C]. AIAA 2009-0262, 47th AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando, FL, January, 2009
- [36] Tang C Y, Wright M J. Analysis of the forebody aerothermodynamic environment during Genesis Sample return capsule reentry[C]. AIAA 2007-1207, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 8-11, 2007
- [37] 王春明, 梁馨, 孙宝岗, 等. 低密度烧蚀材料在神舟飞船上的应用[J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(2):6-8
- [38] Congdon W M. Development testing of families of advanced ablative heat shields for human exploration/development of space[R]. NASA Contract T-956W, Final report, May 31, 2000
- [39] Congdon W M, Curry D M, Collins T J. Response modeling of lightweight charring ablators and thermal radiation testing results[C]. AIAA 2003-4657, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL, 2003
- [40] Sylvia M J, Matthew J G, Dan L, et al. Development of new TPS at NASA ames research center[C]. AIAA 2008-2560, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, April 28 - May 1, 2008
- [41] Johnson S M, et al. Recent developments at ARC in low- to mid-density ablators[R]. NASA Ames Research Center, Moffett Field CA, paper, presented at the 2008 JANNAF Meeting, Daytona Florida, January, 2008
- [42] Kratsch K M, Loomis W C, Randles P W. Jupiter probe heat shield design[C]. AIAA-77-427, 1977
- [43] Nelson H F. Analysis of Jupiter Probe Heat Shield Recession Uncertainties[C]. AIAA-78-919, 1978
- [44] Milos F S, Chen Y K, Squire T H, et al. Analysis of Galileo probe heatshield ablation and temperature data[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3):298-306
- [45] Kontinos D A, Stackpoole M. Post-Flight analysis of the stardust sample return capsule earth entry[C]. AIAA 2008-1197, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January, 2008
- [46] Del Papa S V. The development of a CO₂ test capability in the NASA JSC arcjet for Mars reentry simulation[R]. NASA-20110011509
- [47] Laub B. Rotating arc jet test model: time-accurate trajectory heat flux replication in a ground test environment[R]. NASA-20110013229
- [48] Herdrich G. Mars entry simulation using the inductively heated plasma generator IPG4[C]. AIAA, 2001-3013, 35th AIAA Thermophysics Conference, Anaheim, California, June 11-14, 2001
- [49] Endlich P. Mars entry simulation with dust using an inductively heated generator[C]. AIAA, 2002-3237, 22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, St. Louis, Missouri, June 24-26, 2002
- [50] Chen Y K, Milos F S. Ablation and thermal response program for spacecraft heatshield analysis[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3):475-483
- [51] Raiche G A, Driver D M. Shock layer optical attenuation and emission spectroscopy measurements during arc jet testing with ablating models[C]. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January, 2004
- [52] Kenneth S. Heating analysis for the Pioneer Venus Multiprobe Mission[R]. ADA280165, 1974
- [53] Venkatapathy E, Land B, Hartman J, et al. Selection and certification of TPS: constraints and considerations for Venus mission[C]. 6th International Planetary Probe Workshop, Atlanta, GA, June 23-27, 2008
- [54] Tauber M E, Wercinski P F, Papadopoulos P, et al. Estimates of Heatshielding Requirements for Saturn Probe Missions[R]. Final Report submitted to Dr. L. Lasher, Space Projects Division, in support of the Outer Planet Mission Studies Task, July 29, 1994
- [55] Venkatapathy E, Arnold J O, Bowles J V, et al. Multi-Layer, multifunctional, thermal protection in a honeycomb system for aerocapture and direct atmospheric entry[C]. Disclosure of invention and new technology (including software), May 28, 2008
- [56] National Academy Press, Mars sample return, issues and recommendations[M]. Space Studies Board, National Research Council, Washington D. C., 1997
- [57] Lockwood M K. Titan aerocapture systems analysis[C]. AIAA 2003-4799, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL, 2003
- [58] Takashima N, Hollis B R, Zoby E V, et al. Preliminary aerothermodynamics of Titan Aerocapture Aeroshell[C]. AIAA 2003-4952, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL, 2003
- [59] Laub B. Thermal protection concepts and issues for Aerocapture at Titan[C]. AIAA 2003-4954, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL, 2003
- [60] Lockwood M K. Neptune aerocapture mission systems analysis[C]. AIAA 2004-4951, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Providence, RI, August 16-19, 2004
- [61] Laub B, Chen Y K. TPS challenges for Neptune aerocapture[C]. AIAA 2004-5178, Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Providence, RI, August 16-19, 2004

(编辑 李洪泉)