

火星采样返回气动辅助变轨研究进展

魏昊功^{1,2}, 孙泽洲¹, 李齐¹, 肖志祥², 李志辉³, 马彬¹

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084; 3. 北京流体动力科学研究中心, 北京 100011)

摘要: 为降低火星采样返回任务近火制动推进剂消耗, 研究了利用火星大气的气动辅助变轨技术可行性。系统调研了国外大气制动与大气捕获技术工程应用与研究现状, 深入分析了关键技术, 包括轨道策略设计、气动力/热环境分析、大气环境建模、在轨测量与控制策略及捕获走廊与防热结构设计。分析发现大气制动技术成熟, 可节约速度增量约1.2 km/s, 减速构型轴向力系数1.9~2.0, 表面热流密度不超过8.21 kW/m²; 对于未来火星采样返回任务, 大气制动是当前最具技术可行性的途径, 实施中需重点关注探测器减速效能、稳定性与气动热防护, 并辅以在轨监测; 同时, 大气捕获需针对性开展捕获走廊优化, 突破可展开式防热结构等难点(如专用防热罩气动外形设计及可展开结构验证)。本研究为任务工程实施提供了关键技术参考。

关键词: 气动辅助变轨; 大气制动; 大气捕获; 火星大气; 火星采样返回

中图分类号: V11

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)03-0229-12

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240094

引用格式: 魏昊功, 孙泽洲, 李齐, 等. 火星采样返回气动辅助变轨研究进展[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(3): 229-240.

Reference format: WEI H G, SUN Z Z, LI Q, et al. An overview of aeroassist technologies for Mars sample return mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(3): 229-240.

引言

对于火星采样返回任务, 近火点制动过程是整个探测任务的关键环节之一。由于火星引力特点, 近火点制动过程速度增量需求大, 若想达到减速目标, 完全依靠探测器发动机变轨将消耗大量的推进剂。地火转移运载发射能力有限, 探测器系统质量约束严格; 同时轨返组合体需要具备环绕火星进入交会轨道、火地返回功能, 全过程速度增量需求大。

气动辅助变轨(Aeroassist)是一种利用航天器在行星大气中飞行所产生的气动力进行轨道机动的方法, 可以利用大气将飞行器的动能转换为大气的内能进行消耗, 大幅节省推进剂, 增加有效载荷占比, 降低运载需求。因此充分利用火星大气降低近火制动化学推进剂消耗, 可以有效满足火星采样返回任务需求, 具有显著的工程意义。

对于火星采样返回等深空探测任务, 气动辅助变轨广义上可分为4类: 大气制动(Aerobraking)、大气/引力辅助变轨(Aerogravity Assist)、大气进入(Aeroentry)和大气捕获(Aerocapture), 如图1所示^[1-2]。狭义上的气动辅助变轨技术主要指大气制动和大气捕获两类。

大气制动是指航天器从大椭圆环绕轨道降至目标轨道的过程中反复利用高层稀薄大气缓慢减速, 将远心点高度逐渐降低、偏心率逐渐减小。该过程通常需要数月完成。大气制动的初始轨道和目标轨道均为环绕轨道(飞行速度小于行星逃逸速度)。Boobar等^[3]早在1967年就探讨了在火星和金星实施大气制动的可行性。Braun等^[4]分析了一种适用于载人火星大气制动任务的升力体外形的升阻比范围。

大气/引力辅助变轨是指航天器同时利用行星大气和引力改变相对于第3个天体的轨道能量。该过程的初始轨道和目标轨道均为双曲线轨道(飞行速度大于行星逃逸速度)。相较于单纯的行星引力辅助变轨增加了气动力的作用。目前尚未有工程应用案例, 主要原因在于目前行星际探测任务数量较少, 且这些任务仅采用引力辅助变轨就可以满足需求, 因此缺乏任务牵引。Bonfiglio等^[5]将大气/引力辅助变轨应用于轨道设计。

大气进入是指航天器进入行星大气并完全减速(不再跳出大气)的过程, 初始轨道既可以是环绕轨道, 也可以是双曲线轨道, 是目前实施次数最多、技术最成熟的一类, 通常称为进入、减速与着陆技术(Entry, Descent and Landing, EDL)。典型代表包括

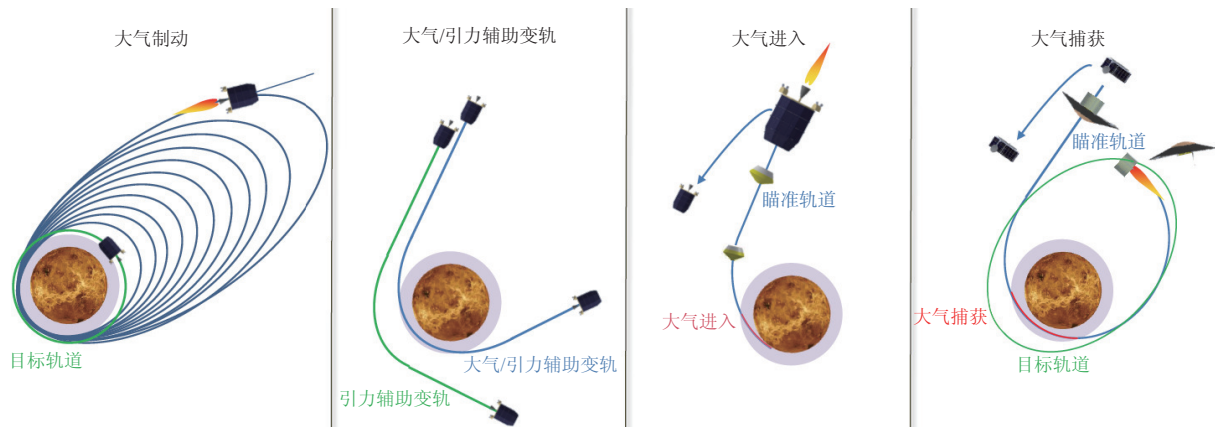


图1 气动辅助变轨分类^[2]
 Fig. 1 Aeroassist categories^[2]

“联盟号” (Союз)、“阿波罗” (Apollo)、“神舟”系列载人飞船,“毅力号” (Perseverance)、“天问一号”等火星着陆探测器,金星系列探测器,“月球” (Luna)系列、“嫦娥五号/六号”等月球样品返回器,以及“星尘号” (Stardust)、“起源号” (Genesis)、“隼鸟1号/2号” (Hayabusa 1/2)等彗星、太阳风和小行星样品返回器。

大气捕获是指航天器以双曲线轨道速度进入行星大气,利用气动力减速并进入大椭圆环绕轨道,然后采用推力器或大气制动的方式进入目标轨道。大气捕获的初始轨道为双曲线轨道,目标轨道为环绕轨道。大气捕获方式尤其适合大质量航天器,例如载人登火任务。Heppenheimer^[6]基于气动辅助变轨近似模型,分析了气动捕获的可行性。

大气制动与大气捕获的主要区别在于:大气制动的初始状态和最终状态均为环绕轨道,而大气捕获的初始状态为双曲线轨道,最终状态为环绕轨道,二者的应用阶段并不重合,理论上可以组合使用。

在上述各气动辅助变轨技术子类中,大气制动已实现4次工程实施;大气捕获技术日趋成熟,经过美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 的专家评估,已具备实施条件。

本文主要探讨面向火星采样返回任务的气动辅助变轨技术。此外,还存在一类气动辅助异面变轨方式^[7],主要应用于临近空间飞行器 (如高超声速飞行器、超低轨卫星),其任务需求、气动外形等与火星采样返回任务差异较大,本文不做讨论。

1 大气制动技术

大气制动过程如图2所示。在工程实施中,通常需要联合开展地面测定轨、探测器操作与监视、大气环

境分析等工作来完成大气制动策略设计、计算及具体操作,具体过程可分成3个阶段^[8]:步进段 (Walkin)、主减速段 (Main Phase) 和步出段 (Walkout)。

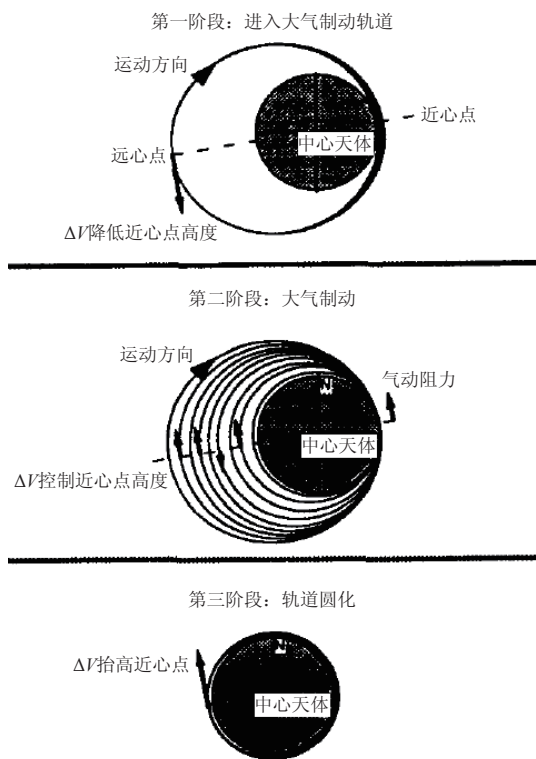


图2 大气制动主要阶段示意^[8]
 Fig. 2 Aerobraking phases^[8]

第一阶段: 步进段。通过在远心点多次变轨使探测器的近心点逐渐降到行星大气内预定高度。由于大气密度等参数的不确定性以及其它轨道摄动,需要针对性的制定轨控策略。

第二阶段: 主减速段。探测器将多次穿过行星大气,利用大气的阻力作用进行制动,逐步使远心点降

到预定高度。这个阶段一般持续时间较长, 在此过程中, 近心点高度将维持在一个特定的范围、进入大气过程中探测器姿态调整至减速姿态, 除了保证有足够的大气阻力进行制动外, 还要保证热流条件满足要求。

第三阶段: 步出段。通过前述步骤, 远心点将达到预定的高度。探测器在远心点进行轨道控制, 抬升近心点高度, 进入目标轨道。

NASA在“麦哲伦号”(Magellan)金星探测器^[8-10]任务中第一次开展了大气制动技术的飞行试验, 后来发射的“火星全球勘测器”(Mars Global Surveyor, MGS)^[11-15]、“奥德赛号”(Odyssey)火星探测器^[16-19]和“火星侦察轨道器”(Mars Reconnaissance Orbiter, MRO)^[20-25]相继应用了该技术。这4次任务的大气制动效果见表1。可见, 4次任务均通过大气制动方式累计降低了1.2 km/s左右的速度, 节约推进剂320 kg~580 kg, 大幅降低了对运载能力的要求。

表1 NASA深空探测任务大气制动效果

Table 1 Aerobraking of NASA deep-space missions

任务	Magellan	MGS	Odyssey	MRO
制动开始	1993.5	1997.9	2001.10	2006.3
制动结束	1993.8	1999.2	2002.1	2006.8
质量/kg	1 128.8	745	461	1 225
圈数	730	886	330	428
轨道周期/h	3.2→1.6	45→1.9	18→2.0	34→1.9
减速/(m·s ⁻¹)	1 208	1 220	1 080	1 184

1.1 制动构型

不同的大气辅助变轨方式所需要的制动面的外形也有很大的不同。采用大气制动方式, 探测器需要多次穿越高层大气, 由于高层大气密度极低, 制动过程的气动阻力较小, 通常利用探测器的本体结构和太阳翼作为制动面, 只需在设计时考虑气动力、热载荷对迎风面的影响和气动稳定性要求。

NASA实施的4次深空探测大气制动任务探测器构型如图3所示。其中, MGS探测器一侧太阳翼因故障致使其只能维持在后掠角30°的构型, 在这种情况下, 另一侧太阳翼必须同步调整为30°的对称姿态, 以减小气动干扰力矩, 确保气动稳定性, 见图3(b); 其余探测器均采用太阳翼垂直迎风方向的阻力最大的迎风构型。Odyssey探测器每次进入大气前, 太阳翼转动至使背板迎风状态; 出大气后, 太阳翼再次转向至满足对地通信与功率收集需求, 见图3(c)。MRO探测器通过将高增益天线反射面转至迎风姿态的方式增加了阻力面积, 并将太阳翼在垂直迎风平面向天线展开反向偏转一定角度, 从而尽可能减小天线反射面诱导的气动干扰力矩, 降低大气制动段的姿控压力, 见图3(d)。

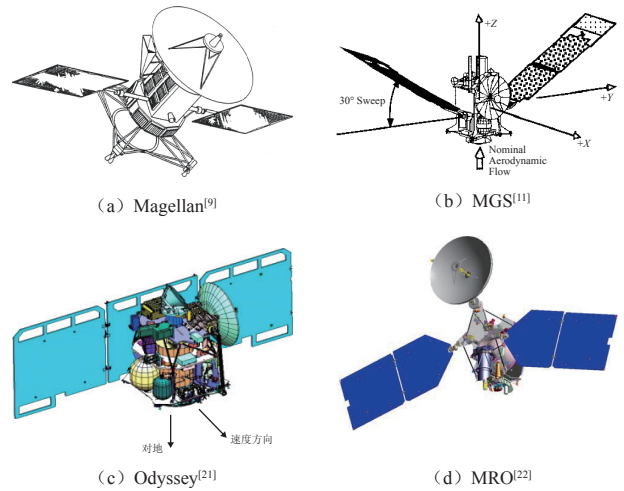


图3 大气制动探测器构型

Fig. 3 Spacecrafts in aerobraking configuration

1.2 气动力系数

MGS大气制动构型下近火点附近不同算法计算得到的升力、阻力以及俯仰力矩系数随攻角的变化曲线如图4所示。由图4可见, 探测器大气制动期间近火点附近零攻角阻力系数在1.9~2.0之间, 升力系数很小。配平攻角在0度攻角附近, ±30°攻角范围内均为俯仰静稳定。

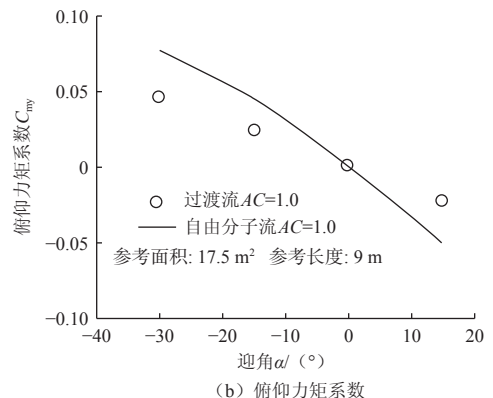
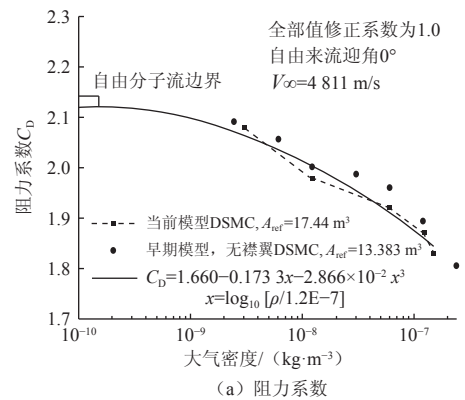


图4 MGS大气制动构型近火点气动力参数^[14]

Fig. 4 Aerodynamic parameters of MGS in aerobraking configuration^[14]

Odyssey大气制动构型下零攻角轴向力随着来流密度增大而逐渐减小, 近火点(图5中指示最高密度时

刻) 轴向力约为1.9, 俯仰和偏航力矩系数在所计算的攻角范围内呈静稳定。

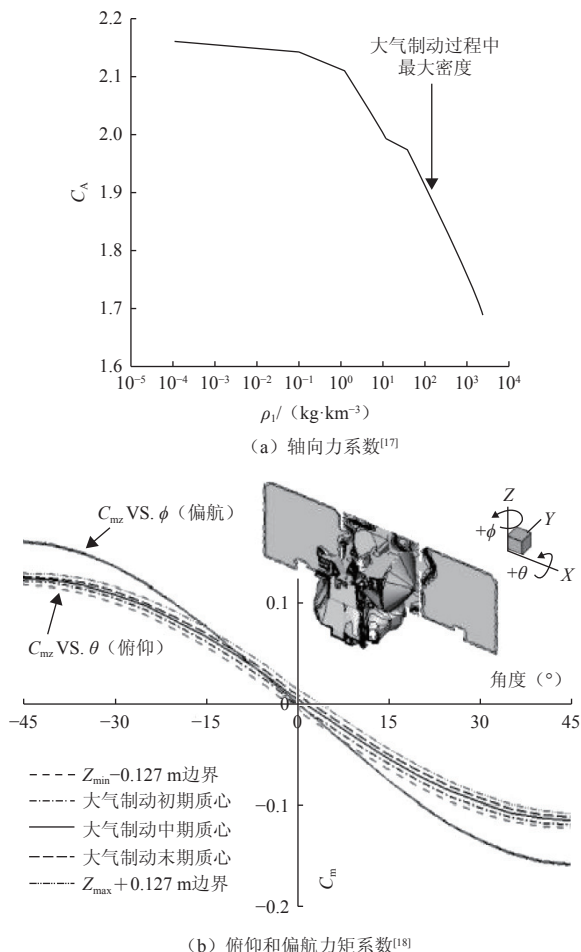


图5 Odyssey大气制动构型气动力学系数

Fig. 5 Aerodynamic parameters of Odyssey in aerobraking configuration

MRO大气制动构型下零攻角阻力系数随着来流密度增大而逐渐减小, 如图6所示, 近火点(图中指示最高密度时刻)轴向力约为1.95。

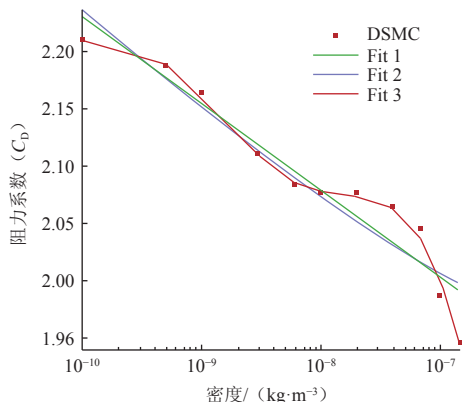


图6 MRO大气制动构型零攻角阻力系数与来流密度关系^[26]

Fig. 6 Drag coefficient of MRO in aerobraking configuration^[26]

1.3 气动热载荷

MGS主减速段近火点附近表面传热系数在 $\pm 15^\circ$ 攻角和侧滑角状态下的分布, 如图7所示。由图7可见, 探测器大气制动期间近火点附近表面最大传热系数约为0.78。根据近火点速度和密度可以推算出器表面最大热流约为 5.3 kW/m^2 。

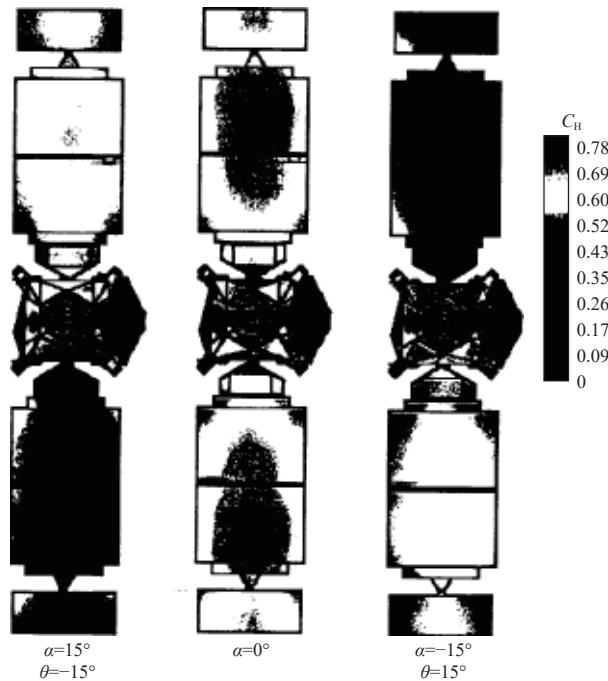


图7 MGS主减速段近火点表面传热系数分布^[14]

Fig. 7 Heating coefficient of MGS in main phase of aerobraking^[14]

Odyssey大气制动期间、主减速段近火点表面最大热流随变轨周期的变化规律如图8所示, 图中打点虚线表示机动策略对应的热流走廊。由图8可见, 主减速段探测器表面最大热流基本在热走廊包络内, 有少部分超出边界, 最大热流密度接近 6 kW/m^2 。

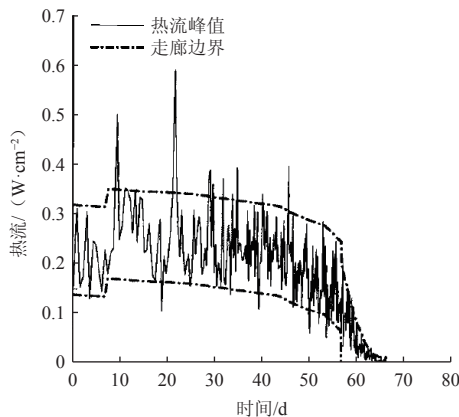


图8 Odyssey大气制动主减速段热流极值打靶仿真结果与变轨时间的关系^[17]

Fig. 8 Simulation results of maximum heating of Odyssey in main phase of aerobraking^[17]

MRO不同大气密度对应表面传热系数分布, 如图9所示。由图9可见, 探测器大气制动期间近火点附近太阳翼表面最大传热系数约为0.8, 探测器主体迎风面局部构件表面传热系数可达1.0。MRO探测器大气制动期间, 太阳翼表面极限热流最高为6.57 kW/m², 探测器表面极限热流为8.21 kW/m²。

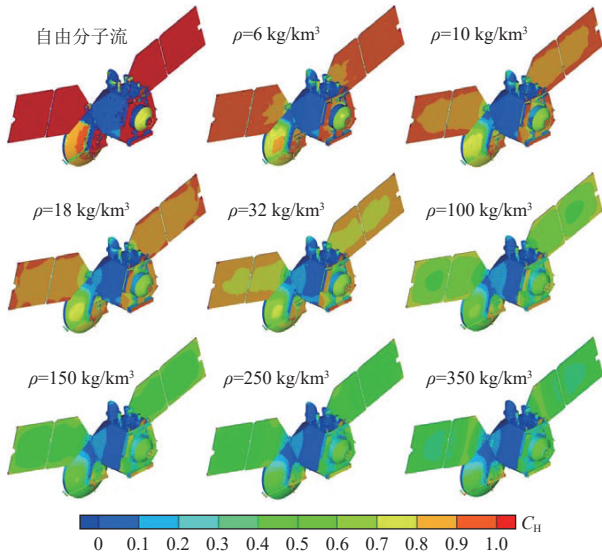


图 9 MRO主减速段近火点表面传热系数分布^[27]

Fig. 9 Heating coefficient of MRO in main phase of aerobraking^[27]

经制动轨道规划和机动策略后, MRO大气制动期间太阳翼表面极限热流打靶仿真与在轨反演结果沿变轨周期的散布如图10所示。由图可见, 在设计的动压走廊下, MRO太阳翼表面近火点极限热流在整个大气制动周期内均未超过2.7 kW/m²。

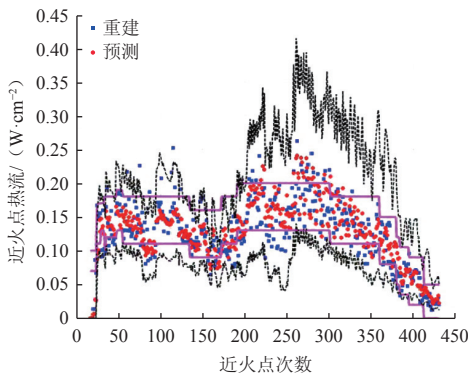


图 10 MRO大气制动期间热流极值打靶仿真与在轨预测结果散布^[28]

Fig. 10 Simulation results of maximum heating of MRO during aerobraking vs. in-flight measurements^[28]

1.4 大气建模

NASA马歇尔中心 (Marshall Space Flight Center, MSFC) 负责发布行星大气模型, 其全球大气参考模型 (Global Reference Atmospheric Models, GRAM)

广泛用于深空探测任务分析, 包括气动辅助变轨的轨道设计、动力学仿真、导航和制导等领域。GRAM系列模型已涵盖金星、地球、火星、土星、木星、海王星和土卫六, 如图11所示。

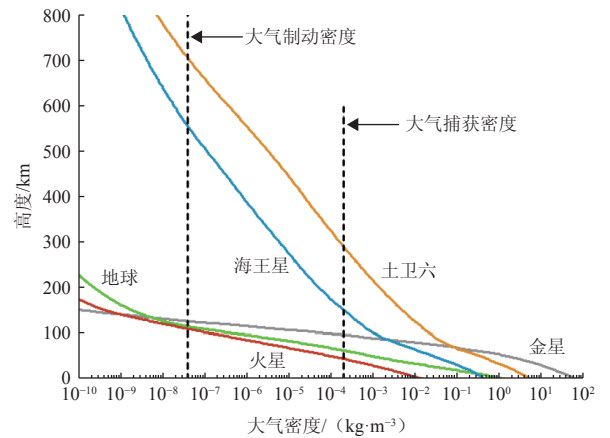


图 11 各天体大气密度对比^[29]

Fig. 11 Atmospheric density of planets and moons in the Solar system^[29]

MSFC制定GRAM模型的初衷就是得到空间研究委员会的认可, 成为通用大气模型。GRAM系列大气模型的标定手段非常多样化, 既有地面观测, 又有探测器的实测。此外, 还考虑了大气环流、季节变化、太阳活动, 甚至引力波的影响。GRAM为用户调整模型的参数预留了相应接口。

GRAM系列模型贯穿NASA的各类深空探测任务, 包括MGS、Odyssey和MRO的大气减速轨道设计、火星/金星/土卫六/海王星的气动捕获任务分析、起源号样品返回任务的近地轨道环境分析、火星上升器的设计工作、卡西尼—惠更斯的任务分析^[30]。在最新版本中, 还加入了以往任务在轨测量所得的高层大气数据^[31-34], 如图12所示。

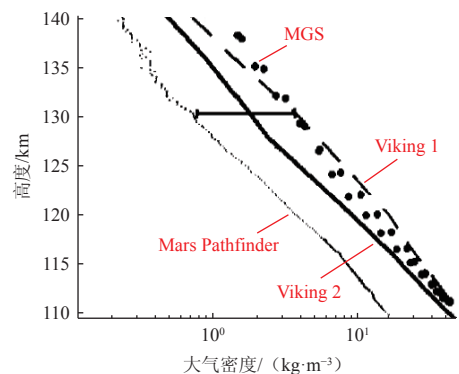


图 12 MGS在轨测量火星大气密度^[31]

Fig. 12 In-flight measurements of Mars atmospheric density during MGS mission^[31]

1.5 在轨测量

为了在轨实时监控大气制动期间太阳翼表面温度

变化特征,从而动态调整主减速段机动策略, MGS在太阳翼面板4个不同的位置安装了热电偶,分别在电池片一侧和基板一侧各有两个测点。在基板侧安装时,打通孔将热电偶伸入,末端与基板表面平齐。在电池侧安装时则直接采用表贴式粘贴于电池片表面。电池侧测点编号为T210和T212,基板侧测点编号为T211和T213。图13为温度测点布局。

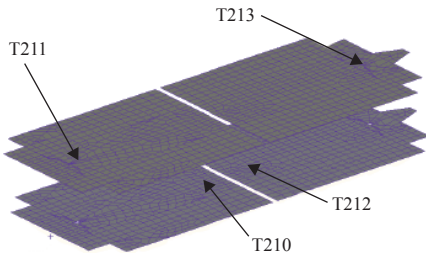


图 13 MGS太阳翼表面热电偶测点布局位置^[15]

Fig. 13 Locations of thermal couples on solar panels of MGS^[15]

图14显示了测温点位置传热分析模型修正前后预示温度曲线与飞行测量得到的温度曲线的对比效果。传热分析模型修正前,测温点的温度峰值与到达峰值时刻均与飞行测量数据相差较大。经过铝蜂窝辐射参数、各材料层光学特性修正以及初始条件修正后,各测温点的温度爬升曲线均与飞行测量数据吻合较好,其中峰值温度相差在8%以内,峰值时间差在12.7 s以内。

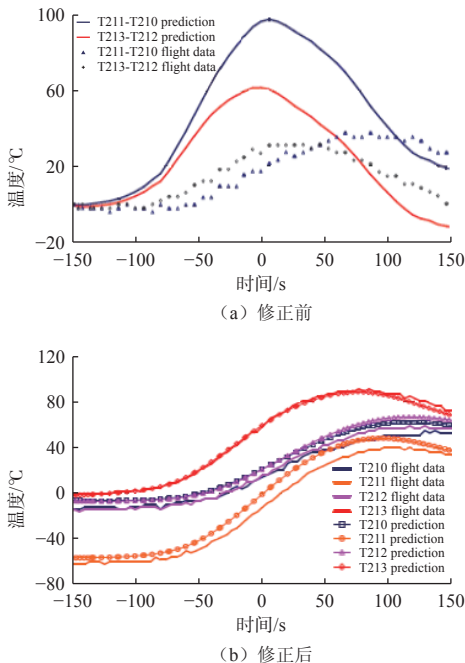


图 14 MGS预示模型修正前后测点温度曲线与飞行测量数据对比^[15]

Fig. 14 Comparison of predictions of temperatures at measuring locations vs. in-flight data of MGS^[15]

为了在轨实时监控大气制动期间太阳翼表面温度变化特征,从而动态调整主减速段机动策略, Odyssey

太阳翼表面安装了5个热传感器,分别安装在中间面板迎风侧1个、 $\pm X$ 板太阳能电池侧各1个、 $\pm X$ 板基板侧各1个。太阳翼表面温度分布与测点布局位置如图15所示。

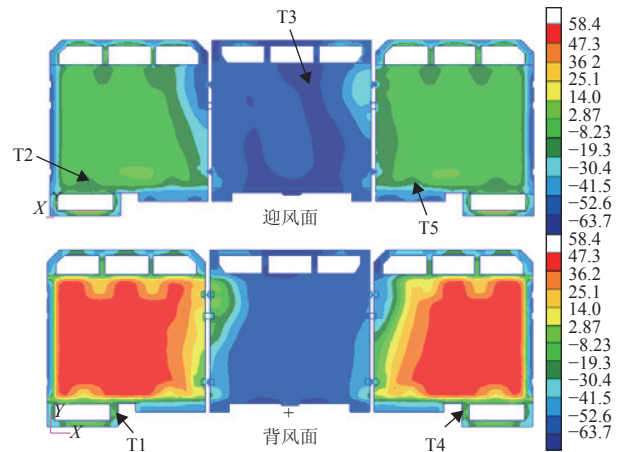


图 15 Odyssey太阳翼表面温度分布与热电偶测点布局位置^[19]

Fig. 15 Temperature distribution and locations of thermal couples on solar panels of Odyssey^[19]

为了在轨实时监控大气制动期间太阳翼表面温度变化特征,从而动态调整主减速段机动策略, MRO在 $+X$ 太阳翼表面安装了4个热传感器,分别安装在 $+X$ 内板、 $+X$ 外板的基板侧和太阳能电池侧。各测热点的传热系数分布情况与测点布局位置如图16所示。

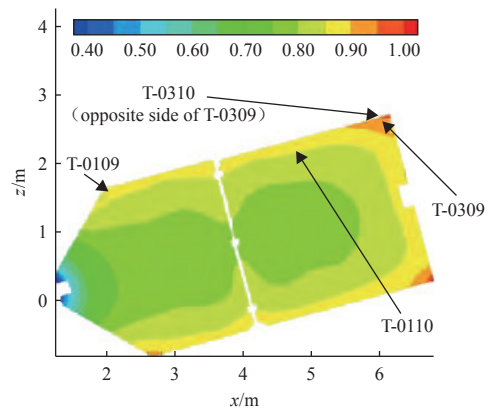


图 16 MRO太阳翼表面传热系数分布与热电偶测点布局位置^[26]

Fig. 16 Heating coefficient distribution and locations of thermal couples on solar panels of MRO^[26]

1.6 控制策略

以MRO为例分析大气制动轨道控制策略。MRO通过为期6个月的大气制动,轨道从大椭圆逐渐变为近圆形,如图17所示。在常规制动过程中,通过动态机动维持理想降轨速度。当发生沙尘暴或其它危险情况,立即抬升轨道以避免探测器受损。此外,制动过程中还需避开火星轨道上其它3个在轨航天器(MGS、ODY、MEX)及两颗火星卫星(火卫一、火卫二)。

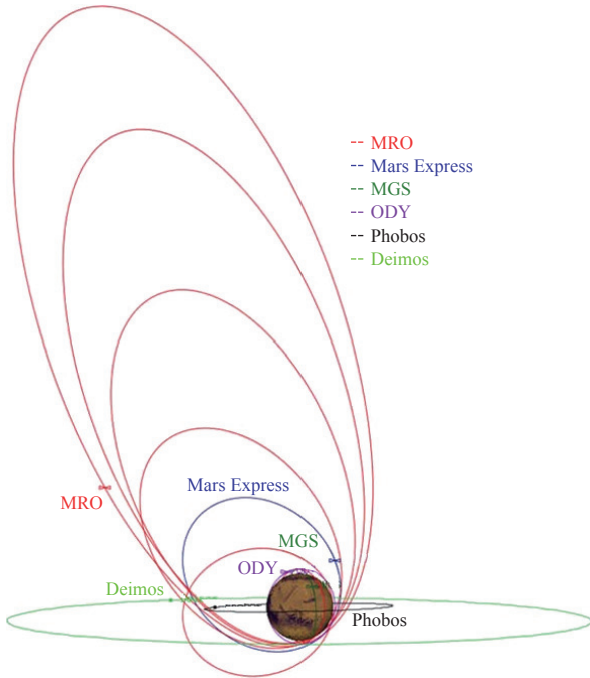


图 17 MRO大气制动过程中与其它探测器和火星卫星的轨道关系^[25]
Fig. 17 MRO aerobraking orbit, besides MGS, ODY, MEX, Phobos, and Deimos^[25]

大气密度变化显著影响轨道预测精度, 是主要风险源。采用MarsGRAM 2005大气参考模型^[29], 并通过密度比例因子动态修正, 将大气密度偏差修正至合理范围。通过误差传递, 将大气密度偏差转化为轨道预测的位置误差, 包括顺轨向、径向和法向。碰撞风险仅需关注轨道面交叉点。通过计算两航天器角动量矢量交点确定潜在碰撞区域。交叉点处的MRO径向位置不确定度即为碰撞分析的关键指标。2006年8月, MRO与“奥德赛”卫星最近仅21 km, 通过一次轨道机动成功完成规避。

2 大气捕获技术

在未来火星科研站、载人火星探测等大质量进入探测任务中, 大气捕获是较为有效的减速方式^[4]。大气捕获过程如图18所示, 整个过程可分为4个阶段:

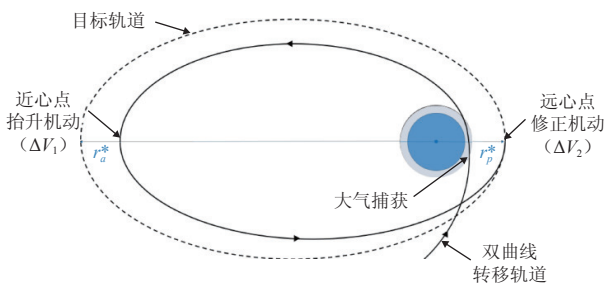


图 18 大气捕获过程示意^[35]
Fig. 18 Process of aerocapture^[35]

首先是双曲线轨道阶段, 探测器由双曲线轨道到达大气层。随后进入气动减速阶段, 进入大气层后, 利用大气减速耗散能量, 并进行探测器的制导控制, 使探测器降低到一定速度后飞出大气层。接着进入轨道过渡阶段, 该阶段探测器的近心点高度在大气层以内, 因此需要通过发动机点火加速提升近心点高度。最后进入轨道调整阶段, 因为达到目标远心点处的轨道与期望目标轨道存在一定偏差, 通过轨道修正使探测器最终进入目标轨道。

虽然国际上至今尚无大气捕获技术应用案例, 但从飞行过程上看, 大气捕获过程与多次再入的跳跃式再入过程十分类似, 同样存在类似“打水漂”的进入-跳起-飞出过程。而对于深空探测器, 目前国外已成功实施跳跃式再入的型号包括前苏联的“月球6号”探测器、美国的“阿波罗”系列飞船以及已完成再入飞行试验的猎户座飞船。这些跳跃式再入返回飞行器的总体方案设计、再入走廊设计、气动外形设计与预测、再入导航制导控制及安全自主策略设计以及防热系统设计等方法与技术都可作为大气捕获技术研究与工程研制的借鉴。

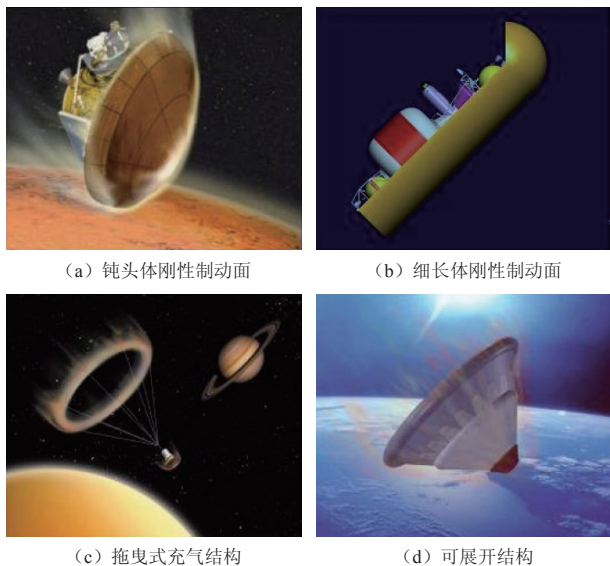
NASA在2001年提出了空间推进技术项目 (In-Space Propulsion Technology, ISPT)^[36], 旨在推动大气捕获、新一代电推进、太阳帆等多项关键技术的深化论证。ISPT的目标是提高相关技术的成熟度, 降低工程应用的风险。其中, 大气捕获始终处于最高优先级, ISPT每隔几年都会对大气捕获技术进行再评估^[36-38], 掌握该技术的最新动态, 判断技术成熟度, 作为是否开展飞行试验验证, 以及在未来任务中应用的决策依据。

在2002—2006年期间, ISPT项目资助了金星^[39]、火星^[40]、土卫六^[41]、海王星^[42]等天体的探测器总体方案的研究。在来自不同单位的空气动力学、气动热力学、大气模型、制导、导航与控制、飞行动力学、结构与防热系统、总装集成等专业的专家们的努力下, 项目团队完成了探测器总体方案的设计, 从实际工程应用的角度识别出大气捕获技术的关键环节及其约束。其中, 土卫六、海王星的设计方案通过了独立专家团队的评审。Putnam等^[43]对土星开展了大气捕获任务设计。

2.1 气动外形

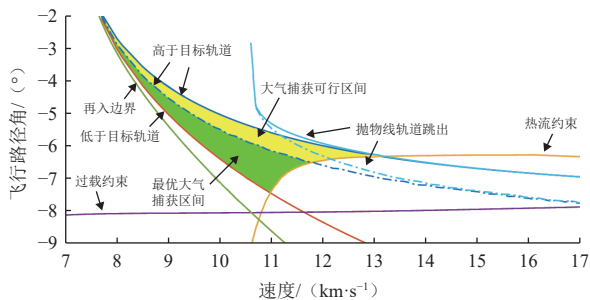
采用大气捕获方式, 探测器需要以一个较大角度深入火星大气, 变轨过程探测器将经受恶劣的气动力、热环境, 在制动面外形设计时需要满足气动性能和防热两方面因素。

大气捕获方式常用的制动结构可分为刚性结构和柔性结构两种形式, 如图19所示。

图 19 大气捕获制动面外形^[44]Fig. 19 Aerodynamic configuration for aerocapture^[44]

2.2 控制策略

Engelsma等^[45]针对大气捕获过程中气动减速部分的飞行走廊开展研究, 获得了最优弹道对应飞行器质量和升力与跳出后速度增量的关系, 以及最优大气捕获进入角与进入速度组合范围, 如图20所示。

图 20 大气捕获飞行走廊^[45]Fig. 20 Aerocapture flight corridor^[45]

Heidrich等^[35]研究了在不确定的进入环境下的大气捕获弹道设计方法, 相较于传统的解析解和确定性的最优解, 该方法加强了生成弹道的健壮性, 适用于目标行星大气参数不确定的随机控制问题。

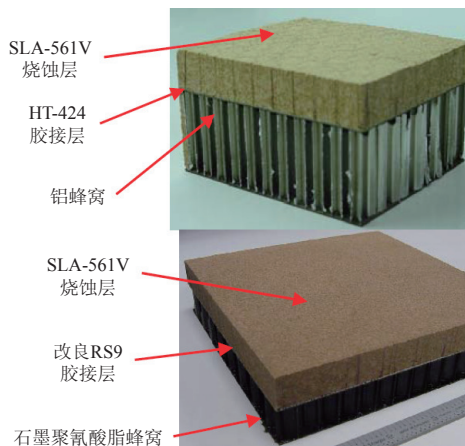
2.3 防热结构

实施大气制动时, 一般将天线、科学载荷等凸起部件尽量收拢, 以探测器本体和太阳翼作为主要制动结构。由于气动热环境较低, 采用轻质高强度蜂窝芯结构加防热涂层即可。实施大气捕获时, 必须针对气动热环境设计专门的防热结构。

2.3.1 刚性防热结构

洛克希德-马丁公司 (Lockheed Martin) 为大气捕

获技术研制了两种新型轻质的防热结构: “暖结构”和“热结构”, 并完成了实验室测试、电弧风洞试验及防热结构模型验证, 如图21所示。“暖结构”工作模式与“火星漫游者”(Mars Exploration Rover, MER)防热结构相同, 在防热材料的设计上做了优化: 采用了石墨聚氰酸脂蜂窝结构, 将许用温度提至316℃, 降低了结构外层SLA-561V烧蚀层的厚度。这种新型结构的平均密度为8.69 kg/m³, 比MER的防热结构平均密度轻14%。与传统防热结构工作模式不同, “热结构”并不与气动外壳的前体接合, 通过复合材料结构承受捕获过程的力、热载荷, 由碳/碳复合材料气动外壳内部的隔热装置保护有效载荷。

图 21 MER防热结构材料和“暖结构”材料^[46]Fig. 21 Light thermal protection system structure candidates for MER^[46]

NASA兰利研究中心 (Langley Research Center) 与其子承包商在高温粘合剂筛选、烧蚀防热材料开发工作的基础上, 研制并测试轻质防热结构。子承包商 ATK Space Systems通过大量的试验, 筛选得到HT-424粘合剂, 能够在250℃的高温环境将气动外壳和烧蚀材料稳定粘合, 提高防热结构的许用温度, 降低结构的重量。另外一家子承包商 Applied Research Associates, Inc. (ARA) 公司开发了两类烧蚀材料: 其中硅基SRAM材料有SRAM-14, SRAM-17, SRAM-20和SRAM-24几种, 材料密度在0.22~0.38 kg/m³之间; ARA公司另外开发了一类酚醛基烧蚀材料 PhenCarb, 密度在0.32~0.58 kg/m³之间。这两种材料能承受0.5~13 MW/m²的热环境, 适用于大部分大气捕获问题。在上述工作的基础上, 兰利中心制造了两个1 m直径的防热大底: 铝合金结构+SRAM-20防热材料, 钛合金结构+PhenCarb-20防热材料, 验证试验的结果表明, 钛合金基底的防热结构胶接层平均温度为325℃, 如图22所示。

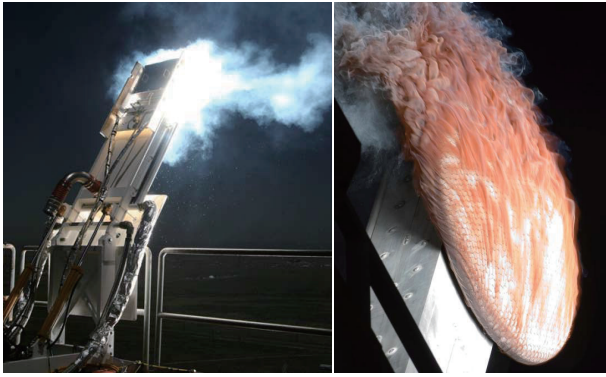


图 22 隔热材料结构热试验^[46]

Fig. 22 Testing of thermal protection systems with selected materials^[46]

2.3.2 充气式展开隔热结构

NASA自20世纪60年代起即开展一系列柔性结构的研制和试验,包括充气回收飞行器试验(Inflatable Recovery Vehicle Experiment, IRVE)^[47]、高超声速充气减速器(Hypersonic Inflatable Aerodynamic Decelerator, HIAD)^[48]、高能大气再入飞行试验(High-Energy Atmospheric Reentry Test, HEART)^[49]、低密度超声速减速器(Low Density Supersonic Decelerator, LDSD)^[50]等。2022年11月,NASA空间技术任务中心(Space Technology Mission Directorate)和联合发射联盟(United Launch Alliance)进行充气式减速器地球低

轨再入减速测试(Low-Earth Orbit Flight Test of an Inflatable Decelerator, LOFTID)^[51],如图23所示,标志着NASA掌握了柔性充气隔热结构技术。该充气式减速器直径6 m,由隔热蒙皮和7个独立充气圆环结构组成,结构发射时以折叠包装状态随火箭入轨,随后充气展开到位,并以25 Ma的速度再入大气层,经高超声速、超声速、跨声速、亚声速多个过程减速后,打开降落伞,最终落入太平洋并打捞回收,如图24所示。充气式减速器的再入过程隔热蒙皮表面温度达到了1 600 ℃,蒙皮由外层陶瓷纤维布、中层绝热层和内层阻热层组成。

2.3.3 机械式展开隔热结构

针对深空探测任务,美国对机械式展开柔性隔热结构技术进行了大量研究,包括方案、柔性隔热结构、展开机构、原理样机、地面试验和飞行试验等。NASA于2010年提出了适应性展开进入及定位技术(Adaptive Deployable Entry and Placement Technology, ADEPT),其隔热层使用柔性的三维编织碳纤维,依靠机械系统进行展开,是一种半刚性的减速器。ADEPT在发射时处于折叠收拢状态,进入大气层之前展开进行隔热和减速,在着陆阶段针对于不同的任务,ADEPT与载荷分离或者重构成着陆缓冲机构。ADEPT目前已

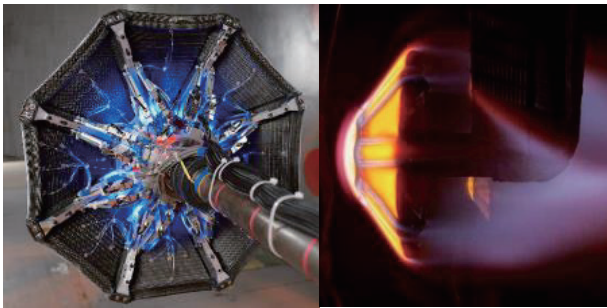


图 23 LOFTID飞行任务过程^[51]

Fig. 23 LOFTID mission sequence^[51]

图 24 LOFTID结构回收状态^[52]Fig. 24 LOFTID retrieved^[52]

完成亚声速气动载荷试验(2015年5月)、电弧加热风洞试验(2015年9月)以及高空展开飞行试验(2018年9月),如图25所示。

图 25 ADEPT风洞试验^[53]Fig. 25 ADEPT wind tunnel testing^[53]

3 结束语

本文调研了国外气动辅助变轨技术的工程应用与研究现状,启示如下:

1) 就目前大气辅助变轨两种途径的技术特点与应用实例来看,对于未来火星任务,大气制动是当前最具技术可行性的气动辅助变轨途径;

2) 大气制动构型通常直接采用探测器在轨展开外形来实现,应重点关注探测器在大气内的减速效能、静稳定性与气动热分布,并通过安装温度传感器/热流计等方式在轨监测大气内太阳翼表面温度情况,从而开展近火点高度调整;

3) 实施大气捕获应根据轨道特征与减速时间需求进行捕获走廊设计与优化,开展特定的防热罩气动外形设计,并针对可展开防热承力一体化需求开展材料研制、结构机构设计与功能性能验证。

除上述重点技术之外,还应在轨道规划与机动策略、飞行程序、测定轨、热控等方面开展联合设计,

从而实现总体方案设计与优化,以满足火星采样返回任务的严苛约束。

参考文献

- [1] 中华人民共和国国务院新闻办公室. 2021中国的航天[J]. 中国航天, 2022, Vol. 2: 36-45.
INFORMATION OFFICE OF THE STATE COUNCIL OF THE PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA. 2021 China's Space[J]. Aerospace China. 2022(2): 36-45.
- [2] CASSELL A, CIANCIOLO A D. Aeroassist technologies for small satellite missions[C]//Proceedings of Interplanetary Small Satellite Conference. USA: [s.n.], 2019.
- [3] BOOBAR M G, REPIC E M, MCDERMOTT A M. Approach and entry corridors for aerobraking at Mars and Venus[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1967, 4(5): 682-683.
- [4] BRAUN R D, POWELL R W. Aerodynamic requirements of a manned Mars aerobraking transfer vehicle[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1991, 28(4): 361-367.
- [5] BONFIGLIO E P, LONGUSKI J M, VINH N X. Automated design of aerogravity assist trajectories[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(6): 768-775.
- [6] HEPPENHEIMER T A. Approximate analytic modeling of a ballistic aerobraking planetary capture[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971, 8(5): 554-556.
- [7] LONDON H S. Change of Satellite orbit plane by aerodynamic maneuvering[J]. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1962, 29(3): 323-332.
- [8] CARPENTER A S. The Magellan aerobraking experiment attitude control simulation and preliminary flight results[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Monterey, CA: AIAA, 1993.
- [9] DOODY D F. Aerobraking the magellan spacecraft in Venus orbit[J]. *Acta Astronautica*, 1995, 35(Suppl.): 475-480.
- [10] GIORGINI J, WONG S, YOU T H. Navigating the magellan aerobrake: CA 91109 USA[R]. USA: Jet Propulsion Laboratory, 1993.
- [11] BEERER J, BROOKS R, ESPOSITO P, et al. Aerobraking at Mars: the MGS mission[C]//Proceedings of AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 1996.
- [12] CUNNINGHAM G E. Mars global surveyor mission[J]. *Acta Astronautica*, 1996, 38(4-8): 367-375.
- [13] DALLAS S S. Mars global Surveyor mission[C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference. [S.l.]: IEEE 1997.
- [14] SHANE R W, TOLSON R H. Aerothermodynamics of the Mars GLOBAL SURVEYOR Spacecraft: NASA/CR-1998-206941[R]. USA: NASA, 1998.
- [15] AMUNDSEN R M, DEC J A, GEORGE B E. Aeroheating thermal model correlation for Mars Global Surveyor (MGS) Solar Array[C]//Proceedings of 36th AIAA Thermophysics Conference. Orlando, FL: AIAA, 2003.
- [16] SMITH J C, BELL J L. 2001 Mars odyssey aerobraking[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(3): 406-415.
- [17] TARTABINI P V, MUNK M M, POWELL R W. Development and evaluation of an operational aerobraking strategy for Mars odyssey[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(3): 423-434.

- [18] CHAPEL J D, JOHNSON M A, SIDNEY W P, et al. Aerodynamic safing approach for the 2001 Mars Odyssey Spacecraft during aerobraking[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(3): 416-422.
- [19] DEC J A, AMUNDSEN R M. A thermal analysis approach for the Mars Odyssey Spacecraft's solar array[C]//Proceedings of 36th AIAA Thermophysics Conference. Orlando, FL: AIAA, 2003.
- [20] GRAF J E, ZUREK R W, EISEN R W, et al. The Mars Reconnaissance Orbiter Mission[J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57(2-8): 566-578.
- [21] GLADDEN R E. Mars reconnaissance orbiter: aerobraking sequencing operations and lessons learned[C]//Proceedings of SpaceOps 2008 Conference. Heidelberg, Germany: [s.n.], 2008.
- [22] JOHNSTON M D, GRAF J E, ZUREK R W, et al. The Mars Reconnaissance Orbiter Mission: from launch to the primary science orbit[C]//Proceedings of Aerospace, 2005 IEEE Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2005.
- [23] LYONS D T. Mars Reconnaissance Orbiter: aerobraking reference trajectory[C]//Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Monterey, CA: AIAA, 2002.
- [24] JAI B, WENKERT D, HAMMER B, et al. An overview of Mars Reconnaissance Orbiter Mission, and operations challenges[C]//Proceedings of AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition. Long Beach, CA: AIAA, 2007.
- [25] LONG S M, YOU T H, HALSELL C A, et al. Mars reconnaissance Orbiter Aerobraking daily operations and collision avoidance[C]//Proceedings of the 20th International Symposium on Space Flight Dynamics. USA: NASA, 2008.
- [26] LIECHTY D S. Aeroheating analysis for the Mars Reconnaissance Orbiter with comparison to flight data[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(6): 1226-1231.
- [27] GALLIS M A, HERMINA W L, JOHNSON M A, et al. Aerothermal analysis for the Mars Reconnaissance Orbiter[C]//Proceedings of 37th AIAA Thermophysics Conference. Portland, Oregon: AIAA, 2004.
- [28] PRINCE J L, STRIEPE S A. Mars reconnaissance Orbiter Operational aerobraking phase assessment[C]//Proceedings of 17th Annual Space Flight Mechanics Meeting. Sedona, AZ: [s.n.], 2007.
- [29] JUSTUS C G, DUVAL A, KELLER V W. Atmospheric models for aeroentry and aeroassist[C]//Proceedings of 2nd International Planetary Probe Workshop. Anavysos, Attiki: [s.n.], 2005.
- [30] DUVAL A L, JUSTUS C G, KELLER V W. Global Reference Atmospheric Model (GRAM) series for aeroassist applications[C]//Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 2005.
- [31] KEATING G M, BOUGHER S W, ZUREK R W, et al. The Structure of the upper atmosphere of Mars in situ accelerometer measurements from Mars global surveyor[J]. *Science*, 1998(279): 1672-1676.
- [32] TOLSON R H, DWYER A M, HANNA J L, et al. Application of accelerometer data to Mars Odyssey aerobraking and atmospheric modeling[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(3): 435-443.
- [33] CROWLEY G, TOLSON R H. Mars thermospheric winds from Mars Global Surveyor and Mars Odyssey accelerometers[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(6): 1188-1194.
- [34] MAZARICO E, ZUBER M T, LENOINE F G, et al. Atmospheric density During the aerobraking of Mars Odyssey from radio tracking data[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(6): 1165-1171.
- [35] HEIDRICH C R, BRAUN R D. Aerocapture trajectory design in uncertain entry environments[C]//Proceedings of AIAA Scitech 2020 Forum. Orlando, FL: AIAA, 2020.
- [36] JOHNSON L, ALEXANDER L, BAGGETT R M, et al. NASA's In-Space Propulsion Technology Program: overview and update[C]//Proceedings of 36th Annual Division for Planetary Science. Louisville, KY: [s.n.], 2004.
- [37] BEAUCHAMP P, MUNK M, ELLIOTT J, et al. An assessment of aerocapture and applications to future missions: JPL D-97058[R]. USA: JPL, 2016.
- [38] BONNIE J, MUNK M, MOON S. Aerocapture technology project overview[C]//Proceedings of AIAA 39th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville, AL: AIAA, 2003.
- [39] LOCKWOOD M K, STARR B R, PAULSON J W J R, et al. Systems analysis for a venus aerocapture mission: NASA TM-2006-214291[R]. USA: NASA, 2006.
- [40] WRIGHT H S, OH D Y, WESTHELLE C H, et al. Mars aerocapture systems study: NASA TM-2006-214522[R]. USA: NASA, 2006.
- [41] LOCKWOOD M K, QUEEN E M, WAY D W, et al. Aerocapture systems analysis for a titan mission: NASA TM-2006-214273[R]. USA: NASA, 2006.
- [42] LOCKWOOD M K, EDQUIST K T, STARR B R, et al. Aerocapture systems analysis for a neptune mission: NASA TM-2006-214300[R]. USA: NASA, 2006.
- [43] PUTNAM Z R, ENGLANDER J A, BRANDIS A, et al. Aerocapture at saturn[C]//Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Big Sky, MT: AIAA, 2023.
- [44] KEYS A S. Aerocapture technologies[C]//Proceedings of Earth Science Technology Conference. USA: [s.n.], 2006.
- [45] ENGELSMA J, MOOIJ E. Aerocapture mission analysis[C]//Proceedings of AIAA SciTech 2020 Forum. Orlando, FL: AIAA, 2020.
- [46] MUNK M M, MOON S A. Aerocapture technology development overview[C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2008.
- [47] HUGHES S J, DILLMAN R A, STARR B R, et al. Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) design overview[C]//Proceedings of 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [48] HUGHES S J, CHEATWOOD F M, DILLMAN R A, et al. Hypersonic Inflatable Aerodynamic Decelerator (HIAD) technology development overview[C]//Proceedings of 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Dublin, Ireland: AIAA, 2011.
- [49] MAZAHERI A. High-energy atmospheric reentry test aerothermodynamic analysis[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013, 50(2): 270-281.
- [50] CLARK I G, ADLER M, MANNING R. Summary of the first high-altitude, supersonic flight dynamics test for the low-density supersonic decelerator project[C]//Proceedings of 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Daytona Beach, FL: AIAA, 2015.
- [51] RIDGEWAY B. LOFTID fact sheet[EB/OL]. (2024-12-25)[2025-06-19]. <https://www.nasa.gov/mission/low-earth-orbit-flight-test-of-an-inflatable-decelerator-loftid/>.
- [52] HUGHES S J. Low-Earth Flight Test of an Inflatable Decelerator (LOFTID) aeroshell flight performance[C]//Proceedings of IPPW.

- [S.1]: IPPW, 2023.
- [53] WERCINSKI P, VENKATAPATHY E. Enabling new and innovative low cost Mars science missions with the Adaptable, Deployable, Entry And Placement Technology (ADEPT)[C]//Proceedings of Low-Cost Science Mission Concepts for Mars Exploration. Pasadena, CA: [s.n.], 2022.

作者简介:

魏昊功(1990-), 男, 高级工程师, 博士生。主要研究方向: 航天器空气动力学与飞行力学。

通信地址: 北京市友谊路104号(100094)

电话: (010)68745862

E-mail: weihaogong@aliyun.com

An Overview of Aeroassist Technologies for Mars Sample Return Mission

WEI Haogong^{1,2}, SUN Zezhou¹, LI Qi¹, XIAO Zhixiang², LI Zhihui³, MA Bin¹

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

3. Beijing Aerohydrodynamic Research Center, Beijing 100011, China)

Abstract: To address the high propellant consumption during Mars orbit insertion for sample return missions, this study investigates the feasibility of utilizing Martian atmosphere through aeroassist technologies. A comprehensive review of international engineering applications and research status of aerobraking and aerocapture technologies is conducted, with in-depth analysis of key technologies including orbit strategy design, aerodynamic and aerothermodynamic environment analysis, atmospheric modeling, in-flight measurement, control strategies, as well as capture corridor design and deployable thermal protection systems. The study reveals that aerobraking is a mature technology (validated in four NASA missions), capable of saving approximately 1.2 km/s of ΔV , with drag coefficients ranging from 1.9 to 2.0 and surface heat flux not exceeding 8.21 kW/m². Aerocapture presents challenges, particularly in deployable heatshield technology. For upcoming Mars sample return missions, aerobraking is identified as the most technically viable aeroassist approach currently, requiring emphasis on deceleration efficiency, stability, and aerothermal management with in-flight monitoring during implementation. Aerocapture necessitates dedicated efforts in optimizing capture corridors, designing specialized aerodynamic configurations, and validating deployable structures. This research provides a crucial technical reference for mission engineering.

Keywords: aeroassist; aerobraking; aerocapture; Mars atmosphere; Mars sample return

Highlights:

- Key technologies of aerobraking and aerocapture are summarized.
- Key technologies for aerobraking involve orbit design, aerodynamic and aerothermodynamic analyses, atmospheric environment analysis, flight measurement, etc.
- Aerobraking provided an equivalent ΔV capability of nearly 1.2 km/s, with drag coefficient ranging from 1.9 to 2.0 and heat flux not exceeding 8.21 kW/m² demonstrated by NASA missions.
- Aerocapture requires subtle design in flight corridor, aerodynamic configuration, deployable heatshield, etc.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]