

国外火星飞机及火星风洞研究

Review of Mars Airplane and Mars Wind Tunnel

战培国 / 中国空气动力研究与发展中心

摘要:在简述火星与地球大气飞行环境差异的基础上,分析研究了火星飞机主要布局特征和动力推进问题;阐述了国外开展火星飞机研究发展的地面模拟设备——火星风洞的情况,意在跟踪国外新技术走向,为国内航空航天未来发展提供参考。

关键词:火星飞机;火星风洞;火星

Keywords: Mars airplane; Mars wind tunnel; Mars

0 引言

在发达国家的深空探测中,火星是太阳系中最热门的被探索星球之一。美国的国家航空航天局(NASA)、欧洲的欧洲太空局(ESA)、日本的航空航天探索局(JAXA)、俄罗斯等都有关于火星探索的科研项目,如美国火星空中区域规模的环境探测(ARES)、欧洲太空局的火星外表漫游器(EMR)探测任务等。各国热衷火星探索的主要原因是:促进科技发展和人类发展的需要;探索火星板块构造和火星地球化问题;探索火星沙尘是怎样产生的;研究火星“河床样”地表是怎样形成的等。以往的火星探索任务设计主要是依靠在火星地表运动的漫游器和火星卫星。漫游器能够获得详细的火星地表数据,但它的活动区域非常小;火星卫星能够提供大的空间区域覆盖,但测量数据的解析度很低。因此,采用火星航空器,如气球、直升机、扑翼机和固定翼飞机等,就成为火星探索的又一选择。研究表明,固定翼飞机在飞行空间覆盖范围、可控性、可靠性和成本方面比其他航空器具有优势。因此,火星飞机研制成为火星探索研究中的重要一环(图1)。



图1 火星飞机

1 火星与地球大气飞行环境差异简述

火星是太阳系中与地球最为相似的星球;火星的自转轴偏向 25.19° ,与地球的 23.44° 相近;火星的自转速度相当于1.026个地球日,也与地球十分接近;火星上也有与地球相似的四季之分。即便如此,二者之间仍存在着巨大的差异:

火星的直径为6800km,相当于地球的半径,表面积只有地球的四分之一,体积只有地球的15%,质量只有地球的11%、重力值是地球的40%。火星表面有高山、平原、峡谷,风成沙丘广布整个星球。

为了设计火星无人机,需要了解火星大气层与地球大气层的差别。火星周围的大气层很薄,

周围大气的主要成分为二氧化碳和氮气等,而且经常有沙尘暴。火星表面温度白天最高可达 28°C ,夜晚降低到 -132°C ,平均 -57°C 。虽然二氧化碳含量是地球的几倍,但因缺乏水汽,所以温室效应只有 10°C ,比地球的 33°C 低得多。火星大气主要飞行条件与地球比较见表1。

表1 火星和地球大气飞行环境比较

环境指标	地球	火星
表面平均压力, kPa	101.3	0.70
表面平均温度, K	288	210
大气成分	N ₂ (77%) O ₂ (21%) Ar(0.9%) CO ₂ (0.03%)	CO ₂ (95.3%) N ₂ (2.7%) Ar(1.6%) O ₂ (0.13%) CO(0.07%)
声速, m/s	340.0	227.5
密度, kg/m ³	1.23	0.0118
重力加速度, m/s ²	9.8	3.7

2 火星风洞

飞机的气动性能设计离不开风洞设备的支持。但常规的风洞都是为设计在地球大气层飞行的航空航天器而研制的,不能满足研制火星飞机的需要,因此需要发展针对火星大气飞行环境的模拟设备——火星风洞,如美国NASA艾姆斯研究中心的MARSWIT火星风洞、日本东北大学的MWT火星风洞。

为了获得足够的升力,火星飞机将在高亚声速($Ma=0.75$)条件下飞行,雷诺数约为 $10^4 \sim 10^5$ 。火星风洞设计参数与现有常规风洞相比有三个特殊的方面:

1) 为了研究马赫数、雷诺数和比热对火星飞机翼型的影响,要求风洞总压、总温和气体介质成分能在一定范围内可调;

2) 试验段 Ma 数应达到0.7以上,以满足火星飞机的高亚声速飞行模拟需要;

3) 为了准确评估翼型性能,风洞的湍流度要足够低。

美国NASA艾姆斯研究中心的火星风洞试验段 $1.2\text{m} \times 0.9\text{m}$,试验气体介质空气/二氧化碳,试验气体密度变化范围 $0.01 \sim 1.24\text{kg/m}^3$ 。整个风洞建在一个 4058m^3 的低压室中。

2007年,日本建成了MWT火星风洞,火星风洞设计参数见表2。

日本火星风洞的主要构成包括:1个真空罐,1个吸入式风洞,1个缓冲罐,

连接管和碟阀组成(图2)。吸入式风洞放置在可以模拟火星大气压力和温度的真空罐中,真空罐长5m,直径1.8m。通过向罐内注入液体二氧化碳冷却罐内气体可以模拟真实火星大气温度。真空罐材料为不锈钢,风洞洞体用铝合金制成。

在低压下产生气流,吹气和真空泵的效率都很低,因而风洞驱动采用吸入式,这样也可以获得较低的湍流度。真空罐通过蝶阀和管道与缓冲罐相连,这样真空罐内的气体可以排放到缓冲罐中,通过控制蝶阀可以保持真空罐内压力恒定。

真空罐内风洞为吸入、直流式风洞,试验段尺寸 $100\text{mm} \times 150\text{mm} \times 400\text{mm}$ 。

3 火星飞机气动布局与推进系统研究

根据火星大气飞行环境和科学探测任务的需要,美国和日本都开展了火星飞机的设计研究工作。日本利用火星风洞计划进行火星飞机机翼翼型的试验研究,利用CFD工具,开展了翼型优化设计,研究了翼型厚度、弯度分布和前缘形状;研究了雷诺数和马赫数效应的影响;计算分析了机翼颤振特性等。

美国NASA开展的火星空中区域规模的环境探测(ARES)任务(图3)。该任务计划在2011年10月从肯尼迪航天中心用Delta II运载火箭发射,飞船和装有火星飞机的减速器经过10.4个

月的飞行进入火星轨道后分离,减速器进入火星大气层释放出火星飞机。美国NASA已有详尽的火星飞机优化设计研究结果。

火星飞机关键技术主要包括:运载防护、推进、尾翼的布局、机翼的设计。火星飞机的总体设计参数和气动布局形式取决于减速器的内部存储空间和运载火箭的有效载荷分配等。美国NASA的火星飞机采用翼身融合式布局,机翼前缘有较小的后掠角,尾翼固定在从机身上伸出的两根支杆上,尾翼的位置设计充分考虑了发动机尾流的干扰影响。整架飞机可折叠存放于火星减速器内(图4)。

火星飞机翼展长6.25m,飞机总长4.45m,总高0.7m,机翼参考面积 7.0m^2 ,平均气动弦长1.25m,飞机总重限制185kg。飞机设计巡航速度 145m/s 。

完成火星空中区域规模的环境探测(ARES)任务,火星飞机至少要能飞行480km的距离。选择合理可靠的飞机推进方式是火星飞机完成任务的重要保证。

火星飞机推进方式的设计考虑主要有三种类型:

1) 电推进方式,包括电池和燃料电池两种;

2) 燃烧推进方式,包括活塞膨胀发动机和4冲程内燃机;

3) 火箭推进方式,包括双推进剂火箭和单推进剂火箭。

在相同重量条件下,三种推进方式

表2 火星风洞设计参数

试验模型 mm	二元翼型 ($C=50$)
总压, kPa	1~20
总温, K	200~300
Re	$10^4 \sim 10^5$
Ma	0~0.7
工作气体	空气/ CO_2
湍流度	$\leq 0.5\%$

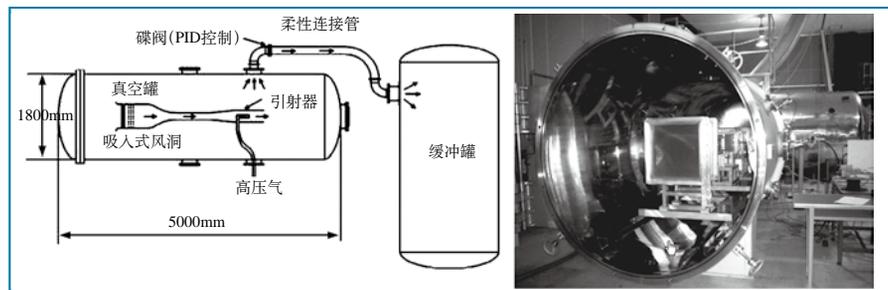


图2 日本东北大学的火星风洞

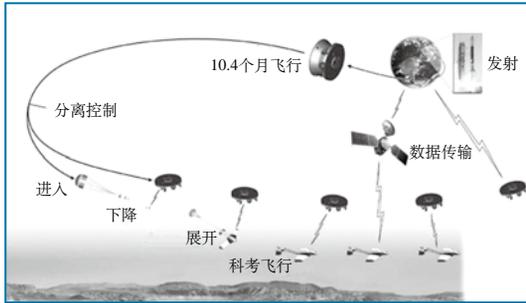


图3 美国NASA ARES任务

中,电推进装置结构重量在推进系统总重量中所占比例最大,燃烧和火箭推进则燃料重量所占比例最大。从可提供的飞行时间和距离上看,燃料电池和燃烧推进能提供更远的飞行距离,而火箭推进则适中。电推进和燃烧推进需要采用螺旋桨产生推力。从三种推进方式技术成熟性、成本、研制风险等考虑,火箭推进系统是当前的最佳选择。由于双燃料火箭推进巡航时间、飞行距离较单燃料推进更长,因此美国NASA的火星飞机采用的是双燃料火箭推进模式。

为了最大限度发挥火箭推进的效率,NASA兰利研究中心开展火箭推进器数量和布局优化设计,详细计算分析了

采用1个AJ10-220(62N)推进器和采用3个AMPAC-ISP (22N)推进器的飞机性能,研究了3个推进器“一字”布局和“三角”布局的性能特点;开展了推进器产生的热冲击对飞机结构影响的研究;研究了推进器产生的羽流干扰特性,开展了推进与火星飞机气动布局一体化优化设计(图5)。

4 结束语

火星作为太阳系中最近似地球的星球已成为21世纪人类深空探测的重点之一,我国正在积极开展火星自主探测的相关研究。2011年,中国与俄罗斯合作共同探测火星,中国首个火星探测器“萤火”一号计划于今年10月和俄罗斯的“福布斯-土壤”卫星一起,搭乘“天顶”号运载火箭发射升空。2013年,我国可能利用长征三号乙运载火箭发射自主火星探测器。

从国外的火星探测发展经验看,未来的火星飞机在密度较低的二氧化碳气体中飞行,飞行马赫数高(声速低),雷诺

数低,飞机表现出的许多气动特性与地球大气中的不同,二氧化碳低密度大气环境中的飞机动力推进方式、效率也是研究的重要问题,应发展有关地面气动模拟试验设备,开展相关低密度环境中飞机关键技术的预研工作,为我国未来的深空探测技术发展奠定基础。 **AST**

参考文献

- [1] NUMATA D. Characteristics of hermal anemometers at low-pressure condition in a mars wind tunnel[R]. AIAA 2011-1166.
- [2] Kinney D J. Aerodynamic and aerothermal environment models for a mars entry,descent,and landing systems analysis study[R]. AIAA 2011-1189.
- [3] Tsuji Kazuki . Flutter of an aircraft flying on Mars[J].Journal of Aircraft. 2011, 48(1).
- [4] Quinn A. Testing of the gas gap insulation concept for the exoMars rover vehicle[R]. AIAA 2010-6200.
- [5] Oyama Akira. A study on airfoil design for future mars airplane[R]. AIAA 2006-1484.
- [6] Kuhl C A. Design of a Mars airplane propulsion system for the aerial regional-scale environmental survey (ARES) mission concept[R]. NASA/TM-2009-215700.
- [7] Kuhl C A. Trade study of multiple thruster options for the Mars airplane concept[R]. NASA/TM-2009-215699.

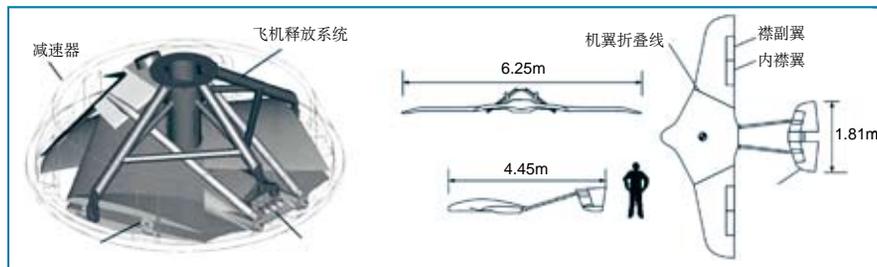


图4 火星飞机气动结构布局



图5 AMPAC-ISP 22N推进器和CFD模拟研究