

文章编号: 1674-8190(2024)02-001-10

火星无人机实验台发展综述及构想

谭励彦, 毛义军

(华中科技大学 航空航天学院, 武汉 430074)

摘要: 火星地表崎岖、环境复杂, 火星无人机由于其具有高机动性和灵活性, 为火星探测提供了一种新的工作模式, 是未来深空探测的重要范式。本文对比了火星与地球相关地表环境参数的差异, 分析了火星无人机需要克服的困难和主要用途, 阐明了火星无人机实验台的重要性; 详细介绍了国内外研究机构研发火星无人机实验台的技术特点与功能优劣, 总结了实验台需要具备的模拟火星环境和测量相关参数。在此基础上, 提出了构建火星无人机实验台设想, 给出了总体设计思想和思路, 并对火星无人机气动力学实验平台的应用前景进行了展望。

关键词: 火星无人机实验台; 火星环境模拟; 传感器; 悬停效率; 气动力学

中图分类号: V476.4; V416.8

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.02.01

Overview and idea of the Mars UAV experimental platform development

TAN Liyan, MAO Yijun

(School of Aerospace Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

Abstract: The Mars surface is rugged and its environment is complex, the Mars UAVs provide a new idea for Mars exploration due to its high mobility and flexibility, and is an important paradigm for future deep space exploration. The differences between Mars and some relevant surface environmental parameters on Earth are compared, the main uses and difficulties that Mars UAVs need to be overcome are analyzed, and the importance of Mars UAV experimental platform is clarified. The technical features, functional advantages and disadvantages of the Mars UAV experimental platform developed by domestic and foreign research institutions are introduced in detail, and the need for the experimental platform to have a simulated Mars environment and measure relevant parameters is summarized. On this basis, the idea of building a Mars UAV experiment platform is proposed, the overall design ideas and thoughts are given, and the prospect of the application of the Mars aerodynamics experimental platform is made.

Key words: Mars UAV experimental platform; Mars environment simulation; sensors; hovering efficiency; aerodynamics

收稿日期: 2022-11-26; 修回日期: 2023-04-06

基金项目: 华中科技大学大学生创新实践项目(202010487055, 202110487011)

通信作者: 毛义军(1981-), 男, 博士, 教授。E-mail: maoyijun@hust.edu.cn

引用格式: 谭励彦, 毛义军. 火星无人机实验台发展综述及构想[J]. 航空工程进展, 2024, 15(2): 1-10.

TAN Liyan, MAO Yijun. Overview and idea of the Mars UAV experimental platform development[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(2): 1-10. (in Chinese)

0 引言

火星是地球相邻的行星,具有超过 50 亿年的历史,对于人类太空探测和移民有着重要的价值,是人类太空探测的重要目标^[1]。但是,火星地表崎岖、环境复杂,使得火星车等探测器在火星表面的移动和探测存在一定困难。火星无人机具有高机动性和灵活性,可以有效克服这一困难,并能够极大程度上提高火星地表的探测效率^[2]。无人机既可以在较高的高度对火星表面进行系统全面地拍摄与记录,又可以进入火星车难以到达的目标区域进行深度探测,相较于火星车二维纵向探测,无人机使火星探测进入三维时代。不仅如此,火星无人机还将作为轮式火星车的导航,指导火星车前行的路径,辅助火星车更好地完成探测任务。由此可见,火星无人机的出现对于人类更好地完成火星探测与研究有着非常重要的意义^[3]。

然而,地外无人机的实现存在很多的困难,不同的大气环境带来了截然不同的设计思路与方法。因此,在实验室中搭建一个实验环境用来模拟火星表面对于无人机气动性能有显著影响的物理参数,测试无人机悬停性能指标^[4-5],对于无人机旋翼的设计显得十分关键。

本文对国内外各研究机构的历代火星无人机实验台进行总结,简述其功能和应用效果,并从火星环境模拟能力和悬停性能测试能力等方面进行对比。在此基础上,提出对于未来实验台的构想与建议,并给出应用前景的展望。

1 火星环境简述

火星物理环境苛刻,与地表环境存在着较大差异^[6],与无人机气动性能相关的物理参数如表 1 所示,可以看出:火星表面重力加速度较低,使得火星无人机起降需要的升力比地表更小,但火星表面大气密度仅为地球大气密度的 1.37%^[7],由此造成的较低雷诺数,其导致的黏性效应与流场分离现象^[8]将对无人机的气动特性和悬停能力带来很大的负面影响。火星表面极低的平均温度和极大的昼夜温差对无人机电池的续航能力提出了考验;低声速产生的高马赫数极易产生空气压缩效应与激波振荡^[9];火星含氧量极低,这将限制无人机的动力来源,相比于地表无人机可以采用燃油方式实现动力供给,火星无人机动力来源将仅限于自身携带的电池。这些环境因素对火星无人机探测造成了极大的困难。

表 1 火星表面环境参数^[7]
Table 1 Inlet condition for the flat plate test case^[7]

星球	表面重力加速度		大气压强		大气密度	
	数值/($\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)	比值(火星/地球)/%	数值/Pa	比值(火星/地球)/%	数值/[$\text{kg}\cdot(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$]	比值(火星/地球)/%
火星	3.72	38.03	756	0.75	0.016 7	1.37
地球	9.78		101 300		1.22	
星球	温度		声速		氧气含量	
	数值/K	比值(火星/地球)/%	数值/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	比值(火星/地球)/%	数值/%	比值(火星/地球)/%
火星	218	72.67	230	67.65	0.13	0.62
地球	300		340		21	

因此在火星无人机的相关研究中,需要通过无人机旋翼的翼型、位置和结构进行针对低雷诺数和高马赫数的相关设计,并进行实验用于测试气动力学性能。

2 国内外实验台技术简述

近 20 年间,世界各地的研究机构都对模拟火星环境设计了相应的实验台。在火星无人机探索的初期,模拟仿真是研究者选择的较为主流的方

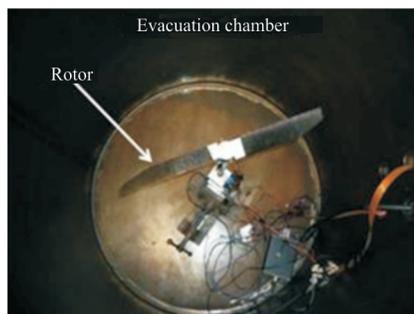
法。数值仿真对于火星环境的模拟和物理参数的调整更为精确和灵活,如在不同的雷诺数和马赫数条件下使用非稳态可压缩层状 Navier-Stokes 模拟进行评估^[8]。但模拟实验能够以一种更为直观的视角去反映无人机的动力学性能,弥补数值仿真方法可能存在的模型不合理性与结果不准确性,例如在风洞条件下对相关翼型进行气动力学实验与分析。目前美国、日本和中国等国家相继开展了火星无人机实验台的研究与设计。

速和扭矩。其中,升力通过测斜仪单元(Midori-Precisions, PMP-S10LX)测得。当转子启动后,产生的升力会使得钟摆倾斜,该倾角由倾角仪测得,可以精确到 0.01° 。通过升力和倾角的曲线,可以计算得到升力大小。根据扭矩关于电流消耗量的关系,可以通过测量直流电机(Maxon Motor, RE25)消耗的电流来计算,该扭矩常数为 $23.18 \text{ mN}\cdot\text{m}/\text{A}$ 。转速测量采用了转速表外接脉冲计数器来计算,转速表脉冲输出为500脉冲/周。

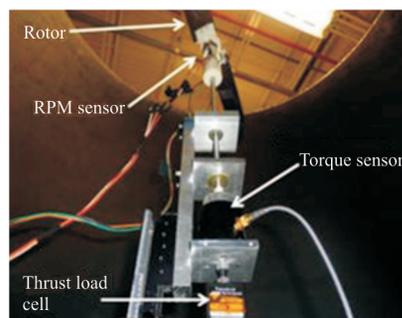
在叶尖马赫数小于0.13,且雷诺数在2 000、4 000和8 000时,Tsuzuki等^[12]认为,当旋翼性能和转子性能提高之后,质量在100 g左右的火星无人机是可行的。对于浆叶,锋利尖锐的前缘,轻质的材料和开槽等设计对于提高转子的效率是非常有效的。为了提高悬停效率,也可以尽量减小展弦比(Aspect Ratio)和提高雷诺数,适当增大挠度(Camber)也可以提高升力。

2.4 马里兰大学塔式实验台

2015年,美国马里兰大学对于小规模火星无人机的悬停性能进行了测试^[13],其实验台建设在一个高度为3 in(约0.91 m)的真空室中,如图4所示,从上到下依次安装转子、转速传感器、连接杆、扭矩传感器和拉力传感器。为了精准测试转速,Hacker B40 直流无刷电机与转子连接,转子再通过一个4:1的行星齿轮减速器与转速传感器相连。转速传感器通过一个连接杆与扭矩传感器连接,该扭矩传感器套在中心转轴上,可以直接测量转子的扭矩。拉力传感器设置在最下端,最多可以提供1.1 kg的拉力,其精度可以达到 $\pm 1 \text{ g}$ 。真空室通过改变气压来调整雷诺数,以达到模拟火星大气环境的目的。真空室中还配备了相关的压力传感器和温度传感器,最终将真空室中的大气密度控制在 $0.0167 \text{ kg}/\text{m}^3$ 左右。



(a) 俯视图



(b) 仰视图

图4 马里兰大学实验台俯视和仰视图^[13]
Fig. 4 Top and bottom views of the experimental platform of University of Maryland^[13]

在叶尖雷诺数小于5 000和马赫数在0.3~0.42的范围内时,该平台具有如下优点:该设计可以为重达200 g左右的共轴式火星直升机提供足够的升力,且续航能力可以达到13 min左右;当雷诺数从3 000增加到35 500,悬停气动效率以一个非线性的趋势增长,最终达到了0.62,符合一般无人机的指标。

2.5 哈尔滨工业大学杠杆式实验台

国内对火星无人机实验台的研究也取得了一定的进展。哈尔滨工业大学的全齐全等^[14]在火星无人机的气动特性测试装置方面取得了大量成果。在斯坦福大学的杠杆式实验台的基础上,通过平衡板和轴承对于转子产生的升力进行了精确的测量^[14];同时也在东京大学的钟摆式实验台上提出改进,通过摆角检测装置对旋翼连杆摆动角度的测量计算产生升力,如图5所示。对于模拟火星环境的真空室,采用罐状空心结构,真空泵组和二氧化碳瓶连接在外壁,并有多组冷凝脂模块分布于真空室内壁。对于扭矩的测量,将上光栅尺与下光栅尺同轴相对设置,光栅尺之间采用细连杆连接,将激光发射器与激光接受器同轴相对设置^[14]。当转子启动时,其产生的扭矩变化将通过转接杆传递至上光栅尺,进而引起细连杆的扭转,该扭转带动下光栅尺扭转。上光栅尺与下光栅尺扭转产生的角度变换可以将转子扭矩转换为角度变化,通过放大解决扭矩变化问题。关于转子转速,上述研究使用光电式转速传感器,哈尔滨工业大学的王丹^[15]将其进行了改进,即采用了霍尔磁

敏编码器进行测量。该编码器相比光电式编码器,结构更加简单,尺寸更小,使用寿命更长,可靠性更高,通过脉冲信号经信号处理电路输出正交方波得到转速。

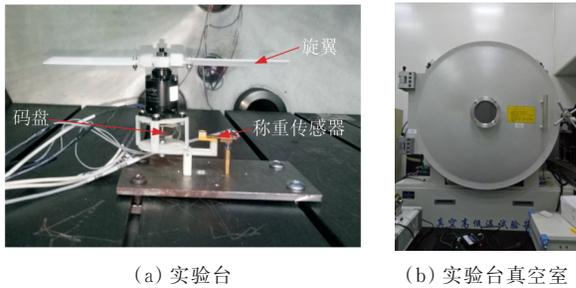


图5 哈尔滨工业大学实验台^[14]

Fig. 5 Experimental platform of Harbin Institute of Technology^[14]

2.6 “机智号”火星无人机实验台

2021年,来自NASA的火星无人机“机智号”首次实现了在火星的自主飞行^[16]。该火星无人机质量仅1.8 kg,采用共轴双旋翼的翼型结构设计,并且可以实现接近300 m的单次飞行距离,飞行高度在28.4~42.6 cm,实现了无人控制的全自主飞行。距莱特兄弟实现在地球上的首次飞行之后,这是人类飞行的又一里程碑式的壮举。

该火星无人机的地面仿真是在NASA的喷气推进实验室设计的DARTS Shell(Dshell)仿真环境中进行的^[17]。Dshell是一个多任务航天器模拟环境,将动力学模拟器和硬件模型库集成到一个仿真环境中,该环境可以轻松配置飞行软件和硬件接口,以实现各种不同的仿真需求。“机智号”的首席飞行员Bernard等^[17]在Dshell框架中加入了控制、视觉追踪和气动力学参数检测的模块,实现了一台质量为850 g左右的原型机的试飞,为“机智号”提供了理论与实验基础。

在真空中,Bernard等^[17]通过填充二氧化碳实现了火星大气环境的模拟,并通过分析验证了室温条件下的实验结果与实际火星低温条件下的气动力学表现接近。直升机以倒置的方式进行测试,以最大限度地减少再循环效应,并安装在一个模拟悬停飞行和向前飞行的实验台上,通过一个定制的2-DOF万向节进行姿态控制测试。在重力模拟方面,通过一个恒力电机和一个装有迪尼

玛丝的卷轴构成的重力卸载系统减少了原型机的地球自重^[17]。同样的,升力和扭矩的测量是直接通过相关传感器实现测量的。Bernard等^[17]创新点在于通过视觉系统实现了对于无人机飞行姿态的观察。直升机和实验台被安装了监测加速器和热电偶的仪器,并使用红外摄像机进行性能监测,Vi-con运动跟踪系统用于飞行姿态的记录,相关实验台如图6所示。



(a) 桨叶平衡展示



(b) 姿态控制测试

图6 “机智号”火星无人机原型机实验台^[17]
Fig. 6 Experimental platform of prototype of Mars UAV “Ingenuity”^[17]

3 实验台对比分析

综上所述,在模拟装置方面,根据火星与地表主要环境参数的差异,火星实验台应满足对大气环境、温度和重力三个方面的模拟。各实验台功能对比如表2所示,可以看出:大部分实验台可以满足对于火星低大气密度的模拟。对于大气成分的模拟,大部分研究机构都选择了空气作为气密室中的气体,而哈尔滨工业大学和美国加州理工学院喷气推进(Jet)实验室则选择了在火星上起绝对主导地位的二氧化碳来进行模拟,无疑使得模拟气体环境更加接近真实火星大气。此外,绝大

多数实验台没有做到对于火星低温的模拟,也没有实验台做到了火星低重力加速度的模拟。而

Dshell实验平台,完成了对于火星环境的全部模拟,这也促成了人类首次的地外无人飞行。

表 2 各研究机构火星环境模拟装置对比
Table 2 Comparison of Mars Environment Simulators of Various Research Institutions

研究机构	年份	气密装置	大气成分模拟	温度模拟	重力模拟
埃姆斯研究中心	2001	美国宇航局真空室	空气	未开展	未开展
斯坦福大学	2003	—	空气	未开展	未开展
东京大学	2004	柱状真空罐	空气	未开展	未开展
马里兰大学	2015	真空室	空气	未开展	未开展
哈尔滨工业大学	2017	柱状真空罐	二氧化碳	冷凝脂电机	未开展
喷气推进实验室	2021	Dshell实验平台	二氧化碳	Dshell实验平台	重力卸载系统

各实验台性能参数方面的对比如表 3 所示。关于旋翼升力的测量,实验台采用的有三种方法,分别是直接通过力传感器测量、通过杠杆式实验台测量和通过钟摆式实验台测量,这三种方法各有利弊。斯坦福大学和哈尔滨工业大学采用的杠杆式实验台可将较小的升力放大,并通过杠杆达到反向的效果,使向上的升力转变为向下的升力,可通过称重传感器测量。东京大学和哈尔滨工业大学采用的钟摆式实验台将升力造成的钟摆倾斜以倾角的方式测量出来,同样采用放大的方式使

升力测量更加准确。埃姆斯研究中心和马里兰大学则采用直接测量方法,通过力传感器来直接测量,该方法的优点是仪器体积小,无需占据大量真空罐空间,一定程度上节约成本,缺点是测量结果可能相比于其他测量方法不够精确,但如果选择了精度足够高的力传感器,这将是最优的方法,也是 Jet 实验室采用的方法。升力传感器与重力卸载系统以及万向姿态控制系统的配合,可以模拟无人机的真实飞行动力学特性。

表 3 各研究机构无人机气动性能参数测量对比
Table 3 Comparison of measurement of aerodynamic performance parameters of UAVs in various research institutions

研究机构	年份	升力测试方式	转速测试方式	扭矩测试方式
埃姆斯研究中心	2001	称重传感器	预测	—
斯坦福大学	2003	杠杆式实验台	—	负载电机
东京大学	2004	钟摆式实验台	转速表和脉冲计数器	电机耗电量转化
马里兰大学	2015	拉力传感器	转速传感器	扭矩传感器
哈尔滨工业大学	2017	杠杆式和钟摆式实验台	光电式和霍尔测敏式编码器	光栅尺和激光
喷气推进实验室	2021	拉力传感器	转速传感器	扭矩传感器

关于转速的测量经历了从无到有的过程,霍尔电磁式转速传感器和光电式转速传感器是两种主流的测量方式。霍尔传感器的原理是霍尔效应,该传感器需要用一个金属或半导体材质的信号盘与转子连接,在固定的永磁体下,产生一个微量的霍尔电压 U_H ,通过该矩形脉冲电压信号可计算得到转子转速。光电式转速传感器以高精度计量圆光栅和光敏元件为检测元件,通过光电转换将输入的光信号转换为电信号输出,实现无接触的精准转速测量。上述两种方式都可以准确测量

转子的转速。

扭矩的测量也分为两大类,第一类是马里兰大学和喷气推进实验室采用的通过扭矩传感器直接测量;第二类是采用转换的方法,例如东京大学通过电流消耗量来转换计算扭矩大小,哈尔滨工业大学通过光栅尺和激光来进行测量。扭矩传感器测量会更加直接,但由于需要将传感器套在转子转轴上,需要占据一定的体积,也可能影响整个实验台的稳定程度,因此通过转换的方式测量也是可行的。

在应用成果对比方面,埃姆斯研究中心在实验台的基础上研制出了TAMS无人机;斯坦福大学首次通过杠杆与应力传感器结合的实验台测量升力;东京大学和马里兰大学证明了低质量火星无人机的可行性,其中东京大学通过钟摆式实验台测量了升力;哈尔滨工业大学首次选择二氧化碳作为真空室内的低密度气体,并加入制冷装置,在温度和气体成分上更好地模拟火星环境,设计出了整体上更为完备的实验台;喷气推进实验室通过Dshell实验平台,实现了无人机“机智号”的首次火星飞行。各研究机构实验台主要应用成果对比如表4所示。

表4 各研究机构实验台主要应用成果对比
Table 4 Comparison of the main conclusions of the experimental platform of various research institutions

研究机构	年份	成果
埃姆斯研究中心	2001	研制出TAMS无人机
斯坦福大学	2003	设计出杠杆式应力实验台
东京大学	2004	证明100 g火星无人机可行性
马里兰大学	2015	证明200 g火星无人机可行性
哈尔滨工业大学	2017	设计出较为完备的火星无人机实验台
喷气推进实验室	2021	实现“机智号”火星无人机的飞行

上述对比研究分析了国内外各研究机构实验台所采用的方法,通过功能的对比阐释了不同实验台的优劣。总体来看,未来实验台需要在环境模拟方面需要做到对于火星重力加速度和温度的模拟;在参数测量方面,需要做到对于升力、转速、扭矩和功率等悬停性能相关参数的测定;在结论方面,需要对火星无人机的悬停气动性能做出评估和指导建议。

4 未来火星无人机实验台构想与思路

无人机指导火星探索思路使人类对于火星的认知从二维时代进入三维时代,能够以一种全新视角俯瞰火星地表环境。火星大气环境与地球大气环境显著不同,在这样一个低温、低重力加速度、低大气密度和低压强的环境下,无人机气动力学的相关性能显然会受到显著影响。此时,建立一个能够模拟一定火星大气环境,并可以测量无

人机气动性能相关参数的实验台是无人机实验研发的重中之重^[18]。

火星无人机实验环境主要由两个主要部分构成,一个是环境参数模拟部分,利用真空室与真空泵来模拟火星较低的大气密度,通过制冷装置制造低温来模拟火星地表的低温以及施力装置来平衡部分重力来模拟火星表面重力加速度;二是气动指标测量,主要需要测量的物理量有旋翼拉力、转子转速和扭矩等,通过这三个物理量,可以计算得到旋翼功率与机械效率,这些参数可以衡量无人机悬停状态的基本性能,如图7所示。

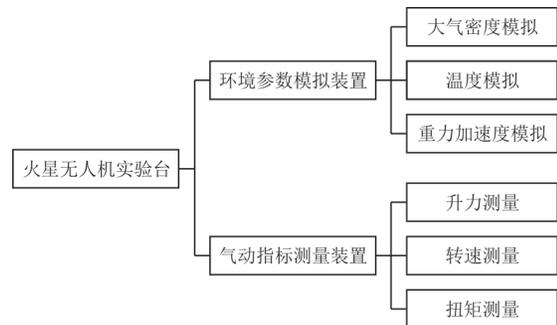


图7 火星无人机实验台构成

Fig. 7 The Mars UAVs experimental platform

此外,本文根据火星和地球主要环境参数的差异,指出了大气密度、温度、重力加速度等环境参数对无人机气动性能的影响。为此,本文对于未来火星无人机的实验台设计提出了如下的设计构想,如图8所示。

1) 加入重力平衡装置。火星重力是各实验台没有考虑的环境因素,因此在未来的火星实验台应加入这一设定,使环境模拟更加真实。火星重力加速度为 3.72 m/s^2 ,约为地球表面重力加速度的 $2/5$ 。在实验室中直接改变重力加速度显然是不现实的,因此应考虑通过平衡掉无人机的部分重力,来达到这个目的。质量块配重、机械式拉簧、气缸、推拉式电磁铁等都是实验室中较为常用的施加恒力的方式,可以考虑在整个实验台的上方(旋翼拉力的相反方向)设置一个重力平衡装置实现对于火星重力加速度的模拟。此外,该装置还可以模拟无人机、可拉升的火星有效载荷的大小^[19]。

2) 加入温度模拟装置。火星上的平均温度大约为 $218 \text{ K} (-55 \text{ }^\circ\text{C})$,在冬天气温极低,可以达到

140 K(-133 °C),在夏日白天温度与地球地表温度接近,约 300 K(27 °C)。这样一个较低的温度会对无人机气动性能造成影响,例如会使声速降低相同的线速度下马赫数升高,出现层流分离泡不稳定,翼型上表面层流分离点后移、下表面层流分离点较低马赫数前移^[20]等现象。因此,制造一个合适可控的低温环境对于火星环境的模拟更为真实。需要注意的是,液氮、干冰等实验室中常用的制冷方式并不可取,因为会破坏真空室内的设定气压。采用某些冰盐混合物溶解吸热或制冷机是比较合理的方式。还有一种低温环境实验的方法是在高空大气中进行试验^[21],可以使用气球将实验台提升到该高度,并在该低温低压的条件下进行实验。该方法的缺点在于实验成本较为高昂,且实施难度较大。

3) 采用光电式转速测量装置。相比于光电式转速传感器,霍尔磁电式转速传感器需要在转子连接一个信号盘,其产生的电磁场会对实验台其他部分(例如重力平衡装置采用的推拉式电磁铁的精度)造成一定的影响,且该传感器体积较大,连接方式较为复杂,会对其他传感器的空间造成影响。因此光电式转速传感器是实验台更好的选择。

4) 扭矩测量装置的选择。对于扭矩的测量,实验台主要采取的是直接在转轴上套加扭矩传感器和通过电流消耗量来转换两种方法。两种方法各有优劣,电测法无需在转轴上另加入传感器,使整个实验台体积更小,但数值没有直接测量得到的准确。应根据实际情况灵活选择两种测量方法。

5) 实验台结构布局的选择。目前传统火星无人机气动性能实验台大部分采用了杠杆式或钟摆式的结构,这是依据升力测量方法决定的。其中,杠杆式实验台即为哈尔滨工业大学的实验台。该类型实验台是将旋翼固定在一端,将升力传感器固定在另一端,通过杠杆将旋翼高速旋转产生的升力反向,使其升力方向可以适配称重传感器。该结构存在一些缺陷:若杠杆的长度太长,或材质较为脆、软,则不能适配较大和较重的旋翼和电机,更无法在电机和旋翼连接的转轴上加扭矩传感器,在实验中存在着较大的操作风险和实验误

差。而钟摆式实验台,即东京大学的实验台,该结构采取转化的方法,将升力转化为倾角计的读数。由于最终的扭矩由转化方法测量得到,因此该方法和杠杆式实验台一样,均涉及较大的实验误差。

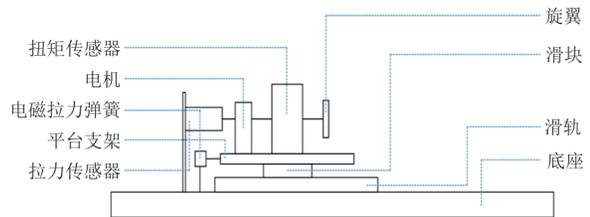


图8 火星无人机实验台构想
Fig. 8 Conception of the Mars UAVs experimental platform

为了减少这种误差,未来实验台应通过传感器实现对于升力的直接测量。为了实现这一目的,需要设计一种全新的结构,可以不用通过杠杆结构来改变升力方向,也无需通过钟摆结构来间接测量。为了达到这种效果,应将升力方向布置为轴向,将升力传感器布置在尾端,通过滑轨等类似装置抵消轴向的摩擦力,实现对于升力的精准测量。相关理论构图设计如图9所示。

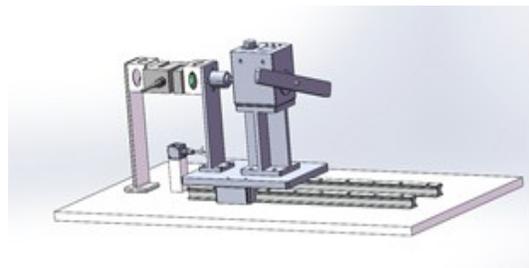


图9 火星无人机实验台理论设计构想
Fig. 9 Theretical conception of the Mars UAVs experimental platform

5 应用前景与展望

一个成熟的火星无人机实验台不仅在无人机悬停性能的测试与实验中发挥作用,而且在其他实验中的应用前景也非常广泛。真空罐作为火星环境的模拟装置,通常还可以执行其他火星探测试验,如美国埃姆斯研究中心的真空罐在研究火星无人机悬停能力的同时还在研究火星土壤的侵蚀过程。一个能模拟火星地表的实验装置,对于开展无人机自主导航,无人机与火星车配合协作

等相关研究都将发挥巨大的作用^[22]。

按照本文构想,一个更加完善的火星无人机实验台将在未来发挥更大的作用。火星环境模拟方面,重力平衡装置将不止限于测试无人机旋翼的悬停性能,而使直接在实验室内测试整台功能完备的无人机的悬停表现成为可能,更加直观地感受火星无人机的悬停作业能力,为无人机的进一步完善提供可能。温度模拟装置使得无人机电池在低温下的续航能力得到检验,并且能够更加精准地测试出低温造成的高马赫数对于无人机的影响。不仅如此,一个完备的实验台可以调整无人机悬停的相关环境参数,为其他行星,例如木星无人机的构想提供相应的实验环境,为更多深空探测无人机的研究提供实验支撑。

同样的,通过火星无人机实验台也可以进行更多相关气动力学试验。首先,旋翼的翼形对于火星无人机气动性能有着较大的影响,通过实验台可以对连续及非连续的翼型进行测试,来寻找最好的设计和结构。翼型中相对厚度、相对弯度、弯曲位置和前缘半径等相关参数都是翼型设计的重要考量目标。其次,翼型不同的安装因素也会对无人机气动性能产生影响。调整不同的扭转角、展弦比和半径,测试翼型的最佳迎角状态,都是评价气动性能的重要实验考量因素^[23]。

6 结束语

在对火星无人机的相关研究中,涌现出了各类设计、构造不同的无人机实验台。这些实验台在各自时代取得了许多阶段性的进展,为火星无人机提供了理论指导意见和仿真实验,是人类对于火星探索的丰碑。

本文通过对火星无人机实验台过去20年内的研究进行总结,从拉力、扭矩、转速的测量和火星物理环境的模拟两方面对各种实验台设计方法进行了对比,并由此对未来实验台的设计思路与方向提出了展望。在设计方面,可以加入对于诱导速度的考量,进一步通过悬停效率来评估无人机的气动性能。在实验方面,可以通过对于翼型的形状和安装位置进行评测和垂直拉升等动力学实验^[21],以达到无人机最佳的悬停能力。

参考文献

- [1] 于登云,孙泽洲,孟林智,等. 火星探测发展历程与未来展望[J]. 深空探测学报, 2016, 3(2): 108-113.
YU Dengyun, SUN Zezhou, MENG Linzhi, et al. The development process and prospects for Mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 108-113. (in Chinese)
- [2] 欧阳自远,肖福根. 火星探测的主要科学问题[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(3): 205-217.
OUYANG Ziyuan, XIAO Fugen. Major scientific issues involved in Mars exploration[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(3): 205-217. (in Chinese)
- [3] 林杨挺. 探索火星环境和生命[J]. 自然杂志, 2016, 38(1): 1-7.
LIN Yangting. Exploration of paleoclimate and possible life on Mars[J]. Nature Magazine, 2016, 38(1): 1-7. (in Chinese)
- [4] ZHAO Pengyue, ZHAO Zhijun, CHEN Shuitian, et al. Design of experimental setups for evaluating hover performance of a Martian coaxial rotorcraft[C]// 2017 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Takamatsu, Japan: IEEE, 2017: 1427-1432.
- [5] MHATRE P, SHIREEN M. Vertical lift aerial vehicles (VLAV) [J]. Aerial Approach for Martian Exploration, 2021, 11: 211-214.
- [6] 佚名. 火星大气[J]. 大自然探索, 2005(6): 21.
Anon. Martian atmosphere [J]. Nature Exploration, 2005(6): 21. (in Chinese)
- [7] 刘高同,孙宇,张磊. 火星大气环境模拟装置设计及仿真分析研究[J]. 中国空间科学技术, 2016, 36(5): 65-71.
LIU Gaotong, SUN Yu, ZHANG Lei. Design and simulation analysis of Mars atmospheric environment simulation device [J]. China Space Science and Technology, 2016, 36(5): 65-71. (in Chinese)
- [8] OTSU H, ABE T. Numerical and experimental aerodynamic investigation of a micro-UAV for flying on Mars[C]// 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany: AIAA, 2020: 1-8.
- [9] YOUNG L A, AIKEN E W. Vertical lift planetary aerial vehicles: three planetary bodies and four conceptual design cases[C]// 27th European Rotorcraft Forum. Moscow: [s. n.], 2001: 1-18.
- [10] YOUNG L A, AIKEN E W, DERBY M R, et al. Experimental investigation and demonstration of rotary-wing technologies for flight in the atmosphere of mars[C]// 58th Annual Forum of ASH. [S. l. : s. n.], 2002: 268-284.
- [11] KUNZ P J. Aerodynamics and design for ultra-low Reynolds number flight [D]. Stanford: Stanford University, 2003.

- [12] TSUZUKI N, SATO S, ABE T. Conceptual design and feasibility for a miniature mars exploration rotorcraft [C]// 24th International Congress of Aeronautical Sciences. US: Optimage Ltd., 2004: 1-10.
- [13] SHRESTHA R, BENEDICT M, HRISHIKESHAVAN V, et al. Hover performance of a small-scale helicopter rotor for flying on Mars[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(4): 1160-1167.
- [14] 全齐全, 赵鹏越, 陈水添, 等. 一种旋翼式火星无人机单旋翼系统气动特性测试装置及其测试方法: CN 201810230347.3[P]. 2018-08-24.
QUAN Qiquan, ZHAO Pengyue, CHEN Shuitian, et al. A rotor-type Mars UAV single-rotor system aerodynamic characteristics test device and its test method: CN 201810230347.3[P]. 2018-08-24. (in Chinese)
- [15] 王丹. 火星无人机旋翼气动特性分析及实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
WANG Dan. Analysis and experimental study on rotor aerodynamic characteristics of Mars unmanned aerial vehicle [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)
- [16] BALARAM J, AUNG M, GOLOMBEK M P. The ingenuity helicopter on the perseverance rover[J]. *Space Science Reviews*, 2021, 217(3): 1-3.
- [17] BERNARD T, CHINTALAPATI S. A novel Mars rover concept for astronaut operational support on surface EVA missions[C]// 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. US: AIAA, 2018: 1-7.
- [18] 吕俊明, 苗文博, 程晓丽, 等. 火星大气模型参数对MSL气动特性的影响[J]. *空间科学学报*, 2014, 34(4): 377-383.
LYU Junming, MIAO Wenbo, CHENG Xiaoli, et al. Impact of Martian atmosphere model parameters on aerodynamic characteristics of Mars science laboratory [J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2014, 34(4): 377-383. (in Chinese)
- [19] FUJITA K, OYAMA A, KUBO D, et al. Wind tunnel test for videogrammetric deformation measurement of UAV for mars airplane balloon experiment-1 (MABE-1) [J]. *Journal of Flow Control, Measurement & Visualization*, 2019, 7(2): 87-100.
- [20] 李锋, 白鹏, 刘强. 飞行器低 Reynolds 数层流分离理论探讨[J]. *气体物理*, 2017, 2(5): 1-10.
LI Feng, BAI Peng, LIU Qiang. Discussion about the laminar separation theory at low Reynolds numbers [J]. *Physics of Gases*, 2017, 2(5): 1-10. (in Chinese)
- [21] MISHRA I, AAYUSH K, VANSHAJ M. Conceptual design of an unmanned aerial vehicle for Mars exploration [J]. *European Journal of Engineering and Technology Research*, 2021, 6(5): 111-117.
- [22] TZANETOS T. Ingenuity Mars helicopter: from technology demonstration to extraterrestrial scout [C]// 2022 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2022: 1-19.
- [23] 许建华, 宋文萍, 韩莉, 等. 高马赫数低雷诺数螺旋桨翼型气动分析研究[C]// 2013年首届中国航空科学技术大会. 北京: 中国航空学会, 2013: 1-8.
XU Jianhua, SONG Wenping, HAN Li, et al. Aerodynamic analysis of airfoil at high Mach number and low Reynolds number [C]// 2013 the First China Aviation Science and Technology Conference. Beijing: CSAA, 2013: 1-8. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)