

火星大气来流模拟装置 CFD 仿真与试验

王宏亮, 史超, 赵曙, 王朋军

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 根据我国火星着陆巡视器工作过程, 其着陆发动机需要在相对火星大气高速迎风运动中可靠点火。由于巡视器着陆时发动机喷管出口气流与火星稀薄气流方向相反, 目前无法通过理论计算准确获得着陆过程的动态流场对发动机起动过程的影响量值。为验证火星着陆环境下发动机点火的适应性, 需要建立发动机的火星大气来流试验环境模拟条件。为模拟发动机在火星大气条件下的相对运动, 在真空舱内发动机保持固定, 前端设置环形来流形成装置, 该装置在发动机喷管周围形成一定速度的逆向来流包络。采用数值模拟技术结合试验验证方法, 在火星着陆器巡视器主发动机性能考核试验中, 针对来流的形成装置开展了设计研究工作。来流模拟试验测试数据表明: 在确保贮箱供应压力稳定的条件下, 来流模拟系统能够形成 100 ~ 200 m/s 速度的稳定来流, 发动机在来流下能稳定启动工作, 真空舱压力满足试验要求。

关键词: 火星探测器; 稀薄大气来流; 数值仿真; 试验测试; 真空舱

中图分类号: V430 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)01-0089-07

CFD and experimental studied on the Mars atmosphere incoming flow equipment

WANG Hongliang, SHI Chao, ZHAO Shu, WANG Pengjun

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: According to the orbit and land detector working process, the landing rocket engine needs to be ignited steadily when the detector is landing toward the surface of the Mars. Due to the shortage of theoretical method which can be used to evaluate the accuracy effect of dynamic reverse flow flied to the rocket engine when it started, the experimental test and evaluation platform were needed to be built to test the starting adaptation of the rocket engine of the detector for the atmosphere of Mars. In order to simulate the relative velocity between the rocket engine and Mars atmosphere, one atmosphere incoming flow equipment were set towards to the outlet of the nozzle of the engine which fixed in the vacuum chamber. The equipment can generate a certain speed of atmosphere incoming flow to the nozzle. Based on the CFD and experimental test method, the CFD and experimental analysis for atmosphere incoming flow equipment were studied in the testing process for the rocket engine of Mars detector. The testing data show that the stable atmosphere incoming flow of 100 ~ 200 m/s can be generated through the equipment, the

收稿日期: 2019-04-27; 修回日期: 2019-06-29

基金项目: 国家技术基础科研项目 (JSJL2015203B029)

作者简介: 王宏亮 (1979—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

rocket engine can start stably under the incoming flow condition and the pressure of the vacuum chamber was retained under the requirement of the test.

Keywords: Mars detector; rarefied atmosphere incoming flow; CFD simulation; experimental test; vacuum chamber

0 引言

为了满足火星环境及火星探测器试验研究, 20 世纪 80 年代以来, 美国^[1-4]、欧洲^[5]、日本^[6-8]相继建立了火星风洞, 开展火星风环境和风蚀过程等研究工作。尽管国外学者与研究机构对火星风洞环境的模拟已开展了研究, 主要还是针对风洞环境下飞行器静止部件的气动性能分析, 对于发动机在真空舱内迎着模拟火星大气来流点火的情况还鲜有研究。

由于巡视器着陆时发动机喷管出口气流与火星大气气流方向相反, 目前无法通过理论计算准确获得着陆过程的动态流场对发动机起动过程的准确影响量值, 因此需要利用地面模拟试验台, 在着陆器的主发动机初样研制阶段, 开展模拟一定火星大气速度条件下的发动机迎风点火试验技术研究。本文采用数值模拟技术结合试验验证方法, 针对着陆器火星大气来流形成装置开展了设计研究工作, 为验证火星着陆环境下发动机点火的适应性研究建立试验验证条件。

1 火星大气环境概述

火星大气的主要成分为二氧化碳和氮气等, 大气密度大约相当于地球的 1%, 表面平均气压为 0.1 ~ 0.53 kPa, 火星表面附近大气密度约相当于距地球表面 30 ~ 35 km 高度处的密度。火星表面温度白天最高可达 28 ℃, 夜晚降低到 -132 ℃, 平均约 -57 ℃, 火星上的重力大约为地球的 1/3, 火星各个区域的风速存在较大差异, 风速从几米/秒到几十米/秒。火星风的强度和方向变化剧烈, 火星大气条件与地球比较如表 1 所示。

根据火星着陆环境因素分析, 火星着陆探测器发动机对着陆环境模拟试验要求:

1) 环境压力: 发动机点火前, 环境压力保持在 900 ~

2 000 Pa, 发动机工作时, 环境压力低于 10 kPa;

2) 发动机逆向来流要求: 来流逆向发动机喷气方向, 来流速度在 100 ~ 200 m/s;

3) 来流气体成分: 理想试验来流气体成分为火星大气 (其中 CO₂ 约占 95.7%、N₂ 约 2.7%、Ar 约 1.6%)。

试验用 CO₂ 气体是由瓶装液态工业 CO₂ 减压挥发产生, 在进入试验舱前如果温度低于 -40 ℃, 气态 CO₂ 会转化为干冰状态, 因此本试验项目考核温度常温状态^[9-13]。

表 1 火星和地球大气环境比较
Tab. 1 Comparison of the atmosphere between the earth and the Mars

环境参数	火星	地球
表面平均压力/kPa	0.1 ~ 0.53	101.3
表面平均温度/℃	-63	15
大气成分	CO ₂ (95.7%)	N ₂ (77%)
	N ₂ (2.7%)	O ₂ (21%)
	Ar (1.6%)	Ar (0.9%)
	O ₂ (0.13%)	CO ₂ (0.03%)
	CO (0.07%)	
音速/(m · s ⁻¹)	227.5	340
密度/(kg · m ⁻³)	0.011 8	1.23
重力加速度/(m · s ⁻²)	3.7	9.8

2 火星环境来流装置设计分析

2.1 逆向来流模拟装置设计原理

为模拟发动机在火星大气条件下的相对运动, 在真空舱内发动机保持固定, 前端设置环形喷气装置, 该装置带夹角喷气在发动机喷管周围形成一定速度的逆向来流包络, 模拟发动机的逆向来流环境, 原理示意如图 1 所示。

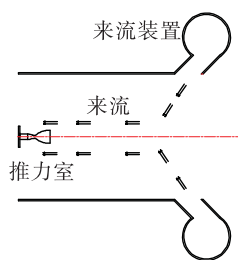


图1 来流形成原理图

Fig. 1 Sketch of the incoming flow equipment

2.2 逆向来流模拟装置设计

发动机在真空舱内进行来流模拟试验,逆向来流模拟装置设计需考虑发动机在真空舱内的安装位置、燃气正常导流引射、扩压器结构尺寸等问题。首先,喷气装置外径尺寸设计应小于扩压器入口直径,否则环状喷气装置在扩压器内部无法安装;其次,环形射流装置与喷管出口的轴向距离以来流装置喷气产生逆向来流吹至发动机喷口附近形成覆盖喷管的轴向气体包络为设计基本条件,且导流装置能够顺利将稀薄气流重新折转并导向扩压器,避免气流进入真空舱,引起真空舱压升高;最后,来流喷气装置内径尺寸设计应不影响发动机工作时燃气的正常流通。来流模拟系统设计结构如图2所示,主要包括来流喷气装置和导流装置两部分^[14-17]。

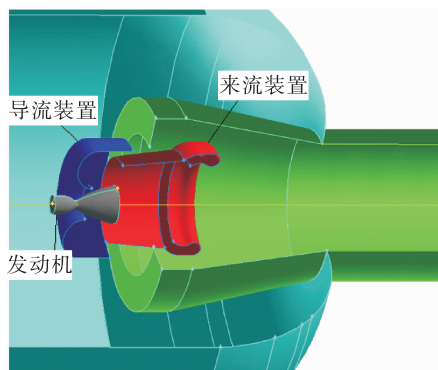


图2 来流模拟装置3D结构原理

Fig. 2 3D geometry diagram of incoming flow simulation equipment

来流模拟喷气装置设计为喷口带一定角度的内部连通环状集气腔,环腔出口带延伸段,略收缩延伸至发动机喷管安装截面,气流喷出交汇后产生覆盖发动机喷管区域的轴向气流。气流经过发动机截面后,由导流装置折转返回扩压器。喷射气体

主要成分为 CO_2 ,由工业瓶装液态 CO_2 通过降压制备并贮存在贮箱中,温度为常温。 CO_2 气体贮存完毕后,采用落压供应的方式通过管路供应至来流装置的入口,来流装置的出口气流速度会随着 CO_2 气体贮箱压力的降低而有所降低。

3 来流模拟装置数值仿真分析

3.1 计算模型

真空舱、发动机喷管、来流模拟装置均为圆形轴对称,可采用二维轴对称模型计算分析。在划分网格时,考虑到发动机喷管外部流场流动变化的特点,外场区域网格总体上由密变疏,而对于发动机喷管内部主流区、壁面附面层、发动机喷管出口以及可能出现激波或流动分离的区域都做了不同程度的局部网格加密(图3)。

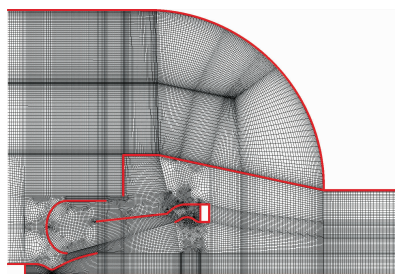


图3 计算区域网格

Fig. 3 Grid of computational area

发动机喷管入口与来流装置入口作为压力入口边界,给定总压、总温和静压,真空舱出口取压力出口边界。为求解可压缩湍流流动,湍流模型采用的是 SST $k-\omega$ 双方程模型^[18-20]。

3.2 无导流装置来流仿真分析

在研究初期,仅考虑来流装置与发动机喷管同时工作时,真空舱内的压力温度场分布情况,模拟边界条件为:由来流环面吹入 100 m/s 逆向发动机喷管的来流,来流选用理想气体,发动机喷管入口给定压力温度入口条件,仿真结果如图4所示。

从图4计算结果分析,在无导流装置时,来流模拟装置可在发动机喷管前端形成有效的来流包络,但在发动机喷管与扩压器出口引射系统的共同引射作用下,来流仍然能越过发动机喷管,进入真空舱内,导致真空舱以及发动机附近压力约在 8 000 Pa,不满足发动机工作环境压力 1 000 Pa 要求。因此必须采取相应的措施,对来流进行干预,将其折转进入扩压器系统,避免舱内压力因为来流的进入而剧烈升高。

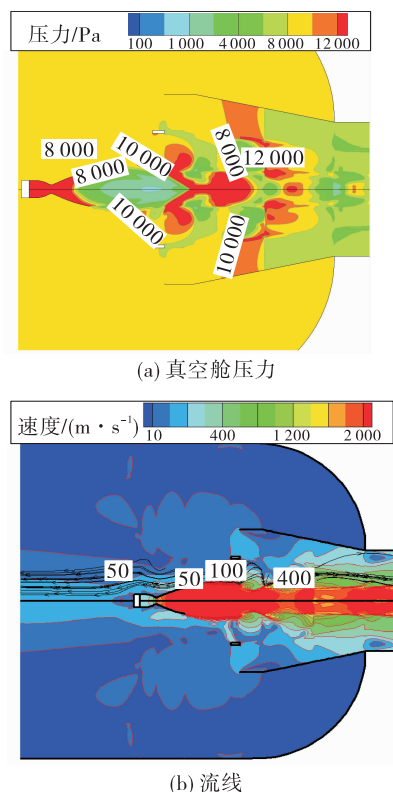


图4 无导流装置时发动机工作真空舱参数云图

Fig. 4 Contour plot of the pressure and path line distribution in vacuum chamber under the rocket working condition without deflector

3.3 带导流装置来流仿真分析

基于以上分析,使稀薄来流气体出真空舱是解决舱压升高的有效途径,为来流模拟系统配置导流装置,分析计算发动机点火时整个系统流动情况,结果如图5所示。

从图5(a)和图5(b)来看,导流装置可将流经发动机喷管的来流折转并导入扩压器中,在发动机未点火时,真空舱内压力约为280 Pa,来流系统内压力为1 100 Pa左右,舱内压力几乎不受来流干扰。装置产生的来流在发动机喷管前能够形成有效轴向速度的包络范围,由于发动机喷管的干扰来流速度从发动机喷管边缘至来流延长段存在速度升高梯度,来流速度从100 m/s升高至200 m/s左右。从图5(c)和图5(d)来看,在发动机点火时,发动机喷管喷出的燃气能够顺利通过来流装置中心区域,来流气体被燃气推挤靠近延长导流筒壁,然后经过导流折转装置后流回扩压器内,燃气与来流气体都可以顺畅地排出系统,真空舱内压力约为1 000 Pa,来流系统内压力为5 400 Pa左右,满足发动机试验

对系统真空压力的要求。

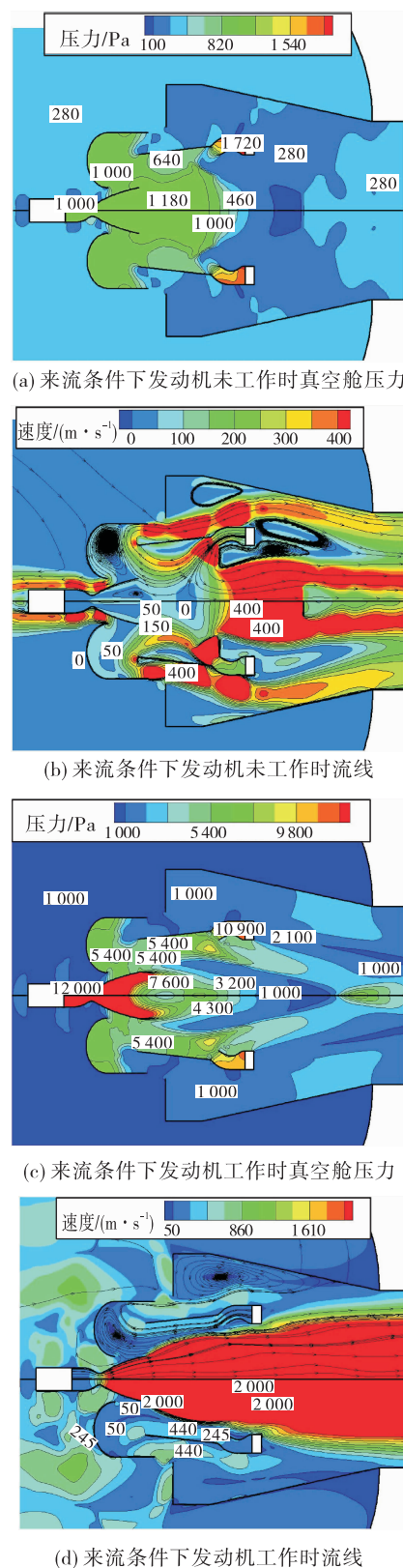


图5 带导流装置时发动机工作真空舱参数云图

Fig. 5 Contour plot of the pressure and path line distribution in vacuum chamber with deflector

4 来流模拟装置速度测量分析

根据可压缩流动总静压

$$p_0 - p = \frac{1}{2}\rho V^2 \left(1 + \frac{Ma^2}{4} + \frac{(2-k)}{24}Ma^4 + \dots \right) \quad (1)$$

式中: ρ 为被测气体密度; p 为气体平衡静压; p_0 为气体总压; V 为气体平均速度; Ma 为马赫数; k 为比热比。(在 CO_2 温度取 10°C 时,当地音速 a 为约 260 m/s),在获取被测点附近总压、静压后可计算出气体流速,由于当地音速与 CO_2 温度取值有关,如果取火星平均温度 -53°C 时,采用常温气体试验测量修正结果会有 12% 左右的偏差。

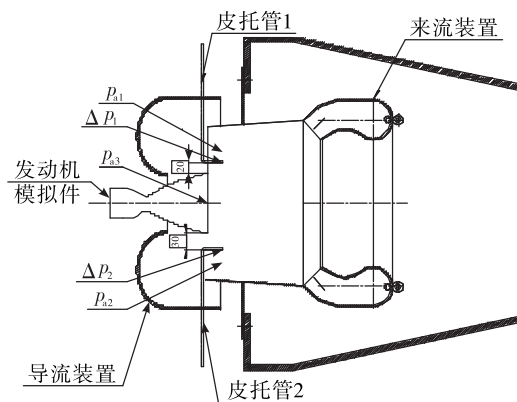
通过对比调研现有动压机械式、热式风速式、超声波测速、离心漂移测速、激光多普勒测速、粒子成像测速等多种测速方式,结合来流条件下高模环境可实现性,采用精密微压计结合皮托管的方式进行来流速度测量。为了获取安装发动机模拟件后的来流速度,在来流模拟装置内布置了5个测点,分别获取发动机喷管边缘不同位置的来流总静压差 Δp_1 和 Δp_2 静压 p_{a1} (喷口边缘 20 mm) 和 p_{a2} (喷口边缘 30 mm),密度 ρ_1 (喷口边缘 20 mm) 和密度 ρ_2 (喷口边缘 30 mm),发动机喷口中心来流静压 p_{a3} ,测点的具体位置如图6所示。

经过多次测试,获取了安装发动机模拟件状态下,不同贮箱压力与发动机喷口边缘来流速度和中心区域来流压力的变化规律,测试曲线如图7所示,前5次测试结果如表2所示。

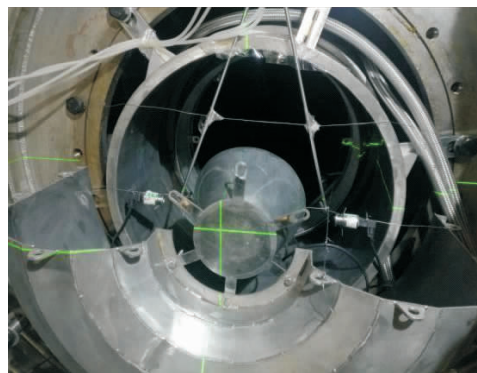
对比 V_1 (距发动机喷管边缘 30 mm) 及 V_2 (距发动机喷管边缘 20 mm) 的速度曲线可以看出,来流装置能够在发动机喷管附近形成稳定流速的流场。在发动机喷管边缘附近的流场,受到发动机的干扰,越靠近发动机喷管边缘的位置,喷管会对流场的干扰越明显,其静压相对较高,速度相对较低,发动机喷管附近速度约为 120 m/s , 仿真计算与试验测试结果吻合较好。

从测试数据可以看出,来流速度随着贮箱供应压力的降低逐渐减小,发动机喷管附近速度从 130 m/s 降低至 110 m/s , 真空舱压力也逐渐降低,

真空舱压力从 1.9 kPa 降低到 1.8 kPa 。测试表明,在确保贮箱供应压力稳定的条件下,来流模拟系统能够形成 $100 \sim 200\text{ m/s}$ 速度的稀薄来流,同时保证真空舱压力满足试验要求。



(a) 压力测点位置分布



(b) 发动机模拟件与压力传感器安装位置

图6 来流模拟装置速度测量系统安装

Fig. 6 Sketch of testing system for the incoming flow velocity

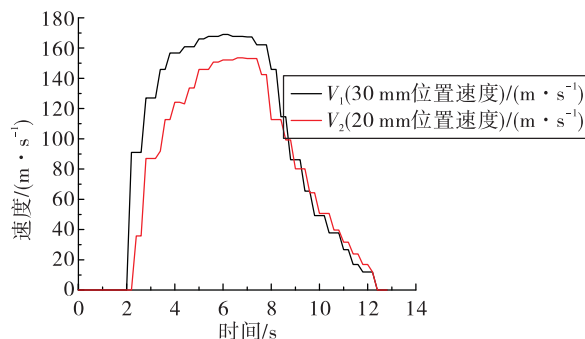


图7 第3次测试速度曲线

Fig. 7 Testing velocity curve of the third test process

表 2 前 5 次来流装置内速度测试数据
Tab. 2 Testing data of the velocity in the incoming flow equipment

序号	p_t/MPa	p_{a1}/kPa	$\rho_1/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	p_{a2}/kPa	$\rho_2/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	$\Delta p_1/\text{Pa}$	$V_1/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$\Delta p_2/\text{Pa}$	$V_2/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	p_{a1}/kPa
1	1.91	2.90	0.060	3.25	0.067	540	130.149 5	778	146.671 1	1.90
2	1.76	2.62	0.054	2.93	0.060	472	128.364 3	773	153.918 8	1.95
3	1.59	2.25	0.046	2.68	0.055	410	129.554 1	702	153.255 2	1.90
4	1.46	2.22	0.046	2.54	0.052	336	117.875 8	665	153.393 1	1.88
5	1.32	2.10	0.043	2.41	0.049	278	111.197 2	601	150.451 8	1.80

5 发动机来流模拟环境热试车试验

为考核 7 500 N 发动机火星着陆环境下的启动响应特性和环境适应性,在真空舱内发动机安装保持固定,前端设置环形喷气装置,该装置喷气在发动机喷管周围形成一定速度的逆向来流,发动机与来流模拟装置试验安装状态如图 8 所示。

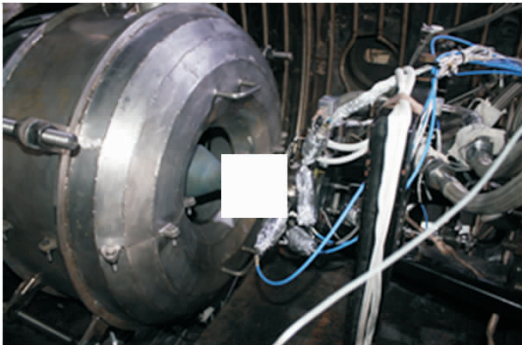


图 8 7 500 N 发动机与来流模拟装置试验安装状态
Fig. 8 7 500 N rocket engine experiment system with the incoming flow equipment

由于发动机工作引射的作用,真空舱压在发动机点火过程中略有下降,发动机与来流装置停止工作瞬间,舱压因扩压器内气体的回火短暂阶跃上升,

随后逐步降低。发动机 4 次点火过程二氧化碳来流速度测试结果如表 3 所示。测试数据表明,在确保贮箱供应压力稳定的条件下,来流模拟系统能够形成 100~200 m/s 速度的稀薄来流,真空舱压力基本维持在 1.6 kPa,装置内部静压约为 4.7~5.28 kPa,与数值计算结果基本相符。

在来流条件下,4 次发动机启动工作推力曲线如图 9 所示,在来流速度 200 m/s 条件下,发动机均能正常启动,相同启动工况重复性良好,来流条件下发动机启动性能稳定。

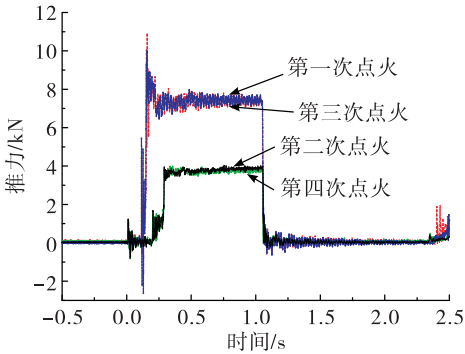


图 9 来流条件下发动机四次启动推力曲线
Fig. 9 7 500 N rocket engine experiment system with the incoming flow equipment

表 3 发动机点火过程中来流速度
Tab. 3 Velocity in the incoming flow equipment

序号	工况/kN	p_t/MPa	$V_1/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$V_2/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$V/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	p/kPa	p_{a1}/kPa
1	7.5	1.095	235.9	226.6	231.3	5.28	1.6
2	5.0	1.011	255.9	239.8	247.9	4.718	1.5
3	7.5	0.915	204.7	189.4	197.1	5.10	1.6
4	5.0	0.836	189.0	165.0	177.1	4.72	1.5

6 结论

本文采用数值模拟技术结合试验验证方法,针对火星着陆器来流形成装置开展了设计研究工作。来流模拟装置与导流装置的组合设计,成功解决了火星着陆器发动机对试验环境的要求苛刻的难题。从来流模拟装置设计过程得出以下结论:

1)采用精密微压计结合皮托管的方式进行来流速度测量,准确获取了安装发动机模拟件后的来流速度,CO₂气体采用落压供应的方式通过管路供应至来流装置的入口,来流装置的出口气流速度受CO₂气体贮箱压力的影响,在确保贮箱供应压力稳定条件下,模拟系统能够形成100~200 m/s速度的来流。

2)导流装置可将流经发动机喷管的来流折转并导入扩压器中,在发动机未点火时,真空舱内压力约为280 Pa,来流系统内压力为1 100 Pa左右,舱内压力几乎不受来流干扰。装置产生的来流在发动机喷管前能够形成有效包络范围,由于发动机喷管的干扰来流速度从发动机喷管边缘至来流延长段存在速度升高梯度,来流速度从100 m/s升高至200 m/s左右。

3)发动机工作时,燃气能够顺畅通过来流模拟装置中心通道真空舱内压力约为1 600 Pa,来流系统内压力为5 380 Pa左右,满足发动机点火前系统真空900~2 000 Pa,点火后真空低于10 kPa的要求。

参考文献:

- [1] GUYNN M D, CROOM M A, SMITH S C, et al. Evolution of a Mars airplane concept for the ARES Mars scout mission [R]. AIAA 2003-657.
- [2] RONALD G. Wind tunnel simulations of aeolian process [R]. NASA-eB-176382.
- [3] CHRISTOPHER V S. Wind tunnel tests to determine drag coefficients for the Mars tumbleweed [R]. AIAA 2005-248.
- [4] BRAUN R D, WRIGHT H S, CROOM M A, et al. Design of the ARES Mars airplane and mission architecture [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(5):1026-1034.
- [5] NORBERG P. The new danish/esa Mars simulation wind tunnel at arhus university [C]//41st Lunar and Planetary Science Conference, 2010.
- [6] TANAKA Y, OKABE Y, SUZUKI H, et al. Conceptual design of Mars airplane for geographical exploration [C]//Proceedings of the 36th JSASS Annual Meeting. Tokyo: JSASS, 2005.
- [7] OYAMA A, FUJII K. A study on airfoil design for future Mars airplane [C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [8] ANYOJI M. et al. Development of low density wind tunnel to simulate atmospheric flight on Mars [R]. AIAA 2009-1517.
- [9] 战培国. 国外火星风洞及火星环境风工程研究 [J]. 环境科学与技术, 2014, 37(S2):206-209.
- [10] 史建魁, 张仲谋, 刘振兴, 等. 火星环境探测结果分析 [J]. 地球物理学进展, 1997, 12(4):98-108.
- [11] 欧阳自远, 肖福根. 火星及其环境 [J]. 航天器环境工程, 2012, 29(6):591-601.
- [12] 王宏亮, 李广会, 曹明明, 等. 推力室逆置点火瞬态真空舱流场数值与试验研究 [J]. 火箭推进, 2014, 40(2):77-81.
- WANG H L, LI G H, CAO M M, et al. Numerical and experimental study of flow field in vacuum chamber during ignition transient of reversely-fixed thrust chamber [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2):77-81.
- [13] 唐家鹏. FLUENT 14.0 超级学习手册 [M]. 北京:人民邮电出版社, 2013.
- [14] 王福军. 计算流体动力学分析:CFD 软件原理与应用 [M]. 北京:清华大学出版社, 2004.
- [15] 黄飞, 赵波, 程晓丽, 等. 返回器高空稀薄气动特性的真实气体效应研究 [J]. 宇航学报, 2014, 35(3):283-290.
- [16] ANYIJI M. Development of low density wind tunnel to simulate atmospheric flight on Mars [R]. AIAA 2009-1517.
- [17] WHITE B R. A low-density boundary-layer wind tunnel facility [R]. AIAA 1987-0291.
- [18] CHRISTOPHER V S. Wind tunnel tests to determine drag coefficients for the Mars tumbleweed [R]. AIAA 2005-248.
- [19] MERRISON J P. Latest results from the European mars simulation wind tunnel facility [Z]. 2011.
- [20] RONALD G. Wind tunnel simulations of aeolian processes [R]. NASA-cB-176382.