

文章编号:1000-8055(2012)04-0900-07

羽流效应地面模拟试验系统关键技术的发展

王文龙, 周建平, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 叙述了羽流效应地面模拟试验系统由高空模拟试车台向真空试验系统发展的过程, 指出引射原理的局限性和低温冷凝技术的适用性. 介绍了应用低温冷凝技术建成的美国 CHAFF-4 (the collaborative high altitude flow facility-IV) 系统和德国 STG (Simulationsanlage für Treibstrahlen in Göttingen) 系统及中国首座大型羽流效应地面模拟试验系统——PES (the plume effects experimental system) 系统. 采用直接模拟蒙特卡罗 DSMC (direct simulation Monte Carlo) 方法对 PES 设备的内置式液氦深冷泵的抽气能力进行了数值模拟研究. 结果表明无论有无羽流吸附泵时, 2 g/s 级发动机点火时, 内置式液氦深冷泵都能满足发动机出口截面后 $\phi 4\text{ m} \times 5\text{ m}$ 范围内的背压小于 10^{-3} Pa , 羽流吸附泵能有效地阻止压缩波向喷管方向推进.

关键词: 真空羽流; 地面模拟试验系统; 低温冷凝技术; 深冷泵; 高空模拟

中图分类号: V416.3

文献标志码: A

Development of vacuum plume effects ground simulation experimental system key technology

WANFG Wen-long, ZHOU Jian-ping, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The development process of vacuum plume effects ground simulation test facilities from high altitude simulation test facilities to vacuum test system was described. The limitation of ejector principle and the applicability of cryogenic condensation technology were described. The American CHAFF-4 (the collaborative high altitude flow facility-IV) facility, German STG (Simulationsanlage für Treibstrahlen in Göttingen) facility and China's first large-scale vacuum plume effects ground simulation experimental system—PES (the plume effects experimental system) facility were introduced, all of which were constructed based on the low temperature condensation technology. Details of the initial simulation investigation of PES's built-in LHe cryogenic pumping were presented along with the results from a direct simulation of Monte Carlo (DSMC). The results demonstrate that, with or without the plume cryogenic pumping, at 2 g/s stage thruster working condition, the built-in liquid helium cryogenic pumping can meet the condition that the environment of the back pressure, in the region of $\phi 4\text{ m} \times 5\text{ m}$, is less than 10^{-3} Pa , and plume cryogenic pumping can effectively prevent the compression wave from diffusion to the nozzle direction.

Key words: vacuum plume; ground simulation experimental system;
low temperature condensation technology; cryogenic pumping;
high altitude simulation

收稿日期: 2011-05-09; **修订日期:** 2011-08-14

基金项目: 中俄航天合作项目

作者简介: 王文龙 (1983—), 男, 北京人, 博士生, 主要从事真空羽流效应试验系统设计及羽流效应试验研究.

在真空环境下,空间发动机工作时产生的类似羽毛的高速高温尾喷流称为真空羽流,其对航天器的气动效应、气动热效应、污染效应和电磁效应等统称为羽流效应^[1]。羽流效应会对航天器的飞行任务带来许多影响,由羽流效应导致的航天事故频发,致使各航天大国重视对羽流试验效应的研究。

羽流效应的试验研究有空间搭载试验和地面模拟试验。前者的试验数据真实可信,但单次试验成本高、周期长、试验次数少,获得试验数据量有限;后者的试验系统建设一次性投资大,单次试验成本低,并能重复进行试验。与昂贵的航天器空间搭载试验相比,地面模拟试验可以节约成本,还能进行多工况、多状态、缩比模型的原理性和验证性试验。因此,地面模拟试验系统成为羽流效应试验研究的首选^[2-4]。

在地面设备中模拟空间发动机工作的真空环境,工作轨道越高,环境压强就越低。真空系统是获得真空环境的有效手段,抽真空泵种类较多,有机械泵、分子泵、扩散泵等,都能使极限真空度达到 10^{-3} Pa量级(与试验舱的体积有关)。由于羽流试验的特殊性,试验时发动机的放气量较大,动态真空度难以维持,从而对地面模拟试验系统提出了新的要求。

1 地面模拟试验系统的关键技术

20世纪60年代,由于“阿波罗”计划,美国于1956年建立了第一个引射原理的火箭发动机高空试车台,靠引射原理的抽气系统来维持发动机试验时的动态真空度。高空试车台属于开式试验系统,包括试验段和扩压器,试验前靠真空系统将试验段抽至约 10^{-3} Pa(这是当时的抽真空系统能达到的最高水平),试验时靠扩压器的自引射将发动机排出的气体抽走,维持试验段的动态真空度。

对于质量流量为 2 g/s 的姿控发动机,为了维持其工作时 10^{-3} Pa的动态真空度,所需真空系统的抽速需达 10^7 L/s 量级。由于引射原理的抽气系统抽气能力不足,不能维持空间发动机羽流效应试验时大放气量下的动态真空度。为解决这一问题,20世纪60年代后期人们提出了采用低温冷凝技术的内置式深冷泵,该技术通过在密闭真空容器中布置阵列式低温冷板,使凝结温度高于冷板温度的气体分子冷凝在冷板表面,达到抽除真空容器中气体分子的目的。深冷泵的抽气能力与冷板的面积成正比^[2,5-8]。

1966年美国阿诺德空军试验中心的J2-A试验舱是基于低温冷凝技术建成的首座地面模拟试验系统,在 $\phi 6.1\text{ m}$ 的真空容器内布置 $\phi 5.5\text{ m} \times 9.1\text{ m}$ 的液氮冷板。20世纪70年代后为了追求更高的极限真空度,人们又在液氮泵的基础上提出了氦深冷泵,使冷板的温度从 80 K 降到 20 K ,使真空试验系统能模拟的极限真空度提高到 10^{-7} Pa量级。当时典型的地面模拟试验系统是美国空军阿诺德工程发展中心的科研性真空模拟室,在 $\phi 1.2\text{ m} \times 3\text{ m}$ 的真空舱内安装有液氮冷屏和气氦深冷泵,开展过 4.4 N 姿控发动机 105 km 工作高度,动态真空度为 $10^{-1} \sim 10^{-2}$ Pa的羽流效应试验。

20世纪90年代,随着冷却工质液氮在低温冷凝技术中的大量应用,出现了温度接近 5 K 的液氮深冷泵,使得真空羽流效应试验中抽氢的问题得到解决。典型的地面模拟试验系统是德国DLR(The German Aerospace Center(German: Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt e. V.))研究中心的STG(Simulationsanlage für Treibstrahlen in Göttingen)设备和美国南加州大学的CHAFF-4(the collaborative high altitude flow facility-IV)设备^[9-23]。前者在 $\phi 1.6\text{ m} \times 5.25\text{ m}$ 的真空容器中布置 30 m^2 的液氮(4.2 K)冷板;后者在 $\phi 3\text{ m} \times 6\text{ m}$ 的真空容器中布置 590 m^2 的气氦($15 \sim 20\text{ K}$)冷板,设备的详细情况后文还有介绍。

简而言之,从20世纪50年代到20世纪90年代,美国用于真空羽流效应试验研究的地面模拟试验系统的发展过程就是高真空抽气技术由引射原理向低温冷凝技术过渡的过程,在此过程中建成了多台以低温冷凝技术为基础的试验设备。其他航天大国紧随美国步伐,也相继建成了以低温吸附技术为主导的多台地面模拟试验系统。

2 国内外地面模拟试验系统的现状

目前,先进的羽流效应地面模拟试验系统都采用低温冷凝技术原理,通过在真空容器内布置阵列式深冷泵以获得高真空环境,内置式深冷泵不但大大提高了地面模拟试验设备的极限真空度,而且较好地解决了羽流效应试验时放气量大的动态真空度维持问题。特别是为解决姿控发动机喷流中氢成分较大且难于抽除的问题,液氮深冷泵成为羽流效应地面模拟试验系统的必选设备。文献^[2-4]介绍了国外主要的真空羽流效应地面模拟试验系统及其主要性能指标。

由于缺乏真空羽流地面模拟试验系统,中国的真空羽流效应试验研究起步较晚。“十五”期间在高新工程一期的支持下,上海建成了 76 km 高空模拟试车台($\phi 3\text{ m}\times 10\text{ m}$),属于引射原理的地面模拟试验系统,进行羽流效应试验研究的能力有限^[6]。中国空间环境模拟器 KM 系列是应用低温冷凝技术建成的地面模拟试验系统,主要应用于卫星的热真空、热平衡试验,虽进行过少量的羽流效应试验研究,但属于客串角色。空间环境模拟器 KM6 是中国最先进的地面模拟试验系统,其主容器尺寸为 $\phi 12\text{ m}\times 22.4\text{ m}$,面积为 1200 m^2 的液氮热沉内安装有 80 m^2 的 20 K 气氮深冷泵,对氮气抽速可达 $2\times 10^6\text{ L/s}$,主要用于卫星热真空试验,不适用于大放气量的姿控发动机羽流效应试验^[7-8]。

为解决我国羽流效应研究地面模拟试验系统稀缺的问题,“十一五”后期,北京航空航天大学投建了中国首座专门用于真空羽流效应试验研究的试验系统——真空羽流效应试验系统(PES),目前正在进行各分系统和总系统的联调,将于 2011 年底投入使用。

3 典型的地面模拟试验系统

表 1 中列出了当前国内外典型的地面模拟试验系统的主要性能和试验内容,代表了羽流效应试验系统的最高水平。图 1、图 2 和图 3 分别为 3 台设备示意图。通过 3 台地面模拟试验系统的比较,可见中国 PES 设备建成后将达到国际先进水平,为我国在羽流效应试验研究领域提供保障。

表 1 典型羽流效应试验设备^[9-23]
Table 1 Typical plume effects experimental facilities^[9-23]

名称	德国 STG	美国 CHAFF-4	中国 PES
设备尺寸/m	Closed cylinder $\phi 1.6\times 5.25$	Closed cylinder $\phi 3\times 6$	Closed cylinder $\phi 5.2\times 12.64$
液氮冷板/m ²	Not relevant	72	180(bosseyed)
氮冷板/m ²	30@4.2 K	590@15~20 K	225(bosseyed)@5 K
设备性能	极限真空度 10^{-5} Pa ; $0.5\text{ N,N}_2@10^{-3}\text{ Pa}$	$0.65\sim 2.6\times 10^6\text{ L/s@CO}_2$; $1\text{ g,N}_2@10^{-4}\text{ Pa}$	极限真空度 10^{-6} Pa ; $1.12\times 10^7\text{ L/s@N}_2$; $10\text{ N,C}_2\text{H}_6\text{O/O}_2@10^{-3}\text{ Pa}$; $1\text{ N,H}_2@10^{-2}\text{ Pa}$;
应用情况	2~3 N 推力发动机羽流特性 及污染试验; N_2,H_2 毫克级 冷流机理性试验	多台发动机的羽流效应相互 作用试验,电火箭($<15\text{ kW}$)、 化学火箭(5 g/s)的羽流污染 试验.	基础研究 工程应用
时间	90 年代	90 年代	在建中

图 1 为德国 DLR 研究中心的 STG 设备,其内置式液氮深冷泵冷板面积为 30 m^2 ,冷板温度为 4.2 K,能抽除姿轨控发动机喷流中的氢气。图 2 为美国南加州大学的 CHAFF-4 设备,其内置式深冷泵采用液氮气冷却,冷板面积为 590 m^2 ,冷板温度为 15~20 K。为满足姿轨控发动机羽流效应的试验研究要求,2007 年国防科工局立项中国首座专门用于羽流效应试验研究的地面模拟试验系统,其内置式深冷泵安装在内直径为 5.2 m、长为 12.64 m 的卧式真空容器中,深冷泵为卧式圆筒形,由液氮冷板阵列、液氮冷屏、羽流吸附泵组成。液氮冷板阵列为管板式结构,由 $\phi 4.2\text{ m}\times 10\text{ m}$ 的直筒段液氮冷板和 2 个 $\phi 4.2\text{ m}$ 的封头端液氮冷

板构成,采用液氮冷却方式,其单侧冷板面积为 160 m^2 ,液氮冷板温度 $<5\text{ K}$ 。如图 3 所示,液氮冷板阵列的外侧为液氮冷屏,液氮冷屏也为管板式结构,冷却介质为液氮,冷板表面温度 $<80\text{ K}$ 。由于羽流喷流带有明显的方向性,参考数值模拟计算的结果,在真空容器的后部增加了 3 层套筒式羽流吸附泵,单侧总面积增加了 65 m^2 。羽流吸附泵的每层套筒仍为管板式结构,分别为 $\phi 3.2\text{ m}\times 3.5\text{ m},\phi 2.2\text{ m}\times 3\text{ m},\phi 1.2\text{ m}\times 2.5\text{ m}$ 的液氮冷板阵列,冷板温度 $<5\text{ K}$ 。计算表明,发动机喷流时羽流吸附泵能有效地阻止反压对上游区域的影响,使羽流喷流的核心区背压低于 10^{-3} Pa 量级。

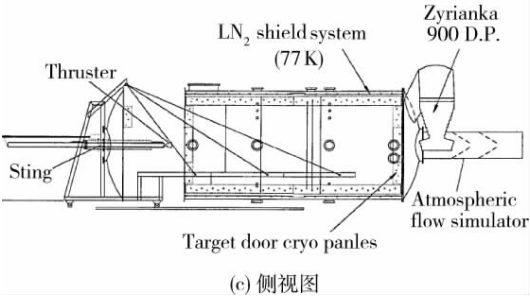
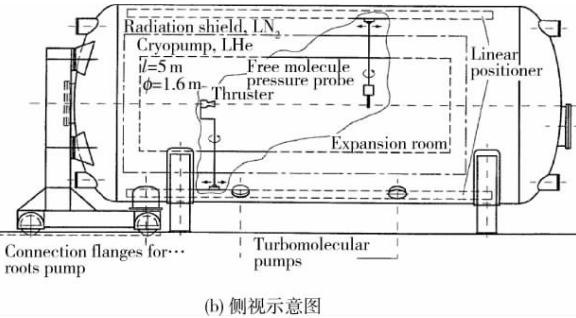
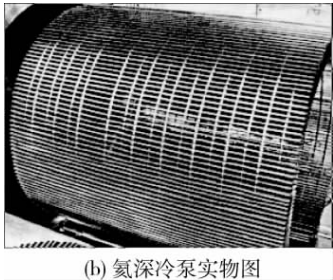
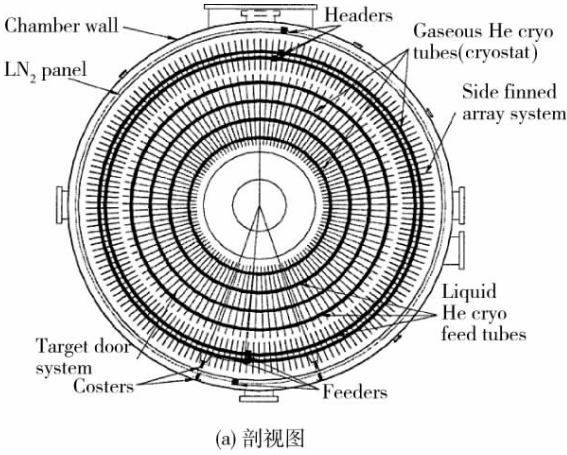
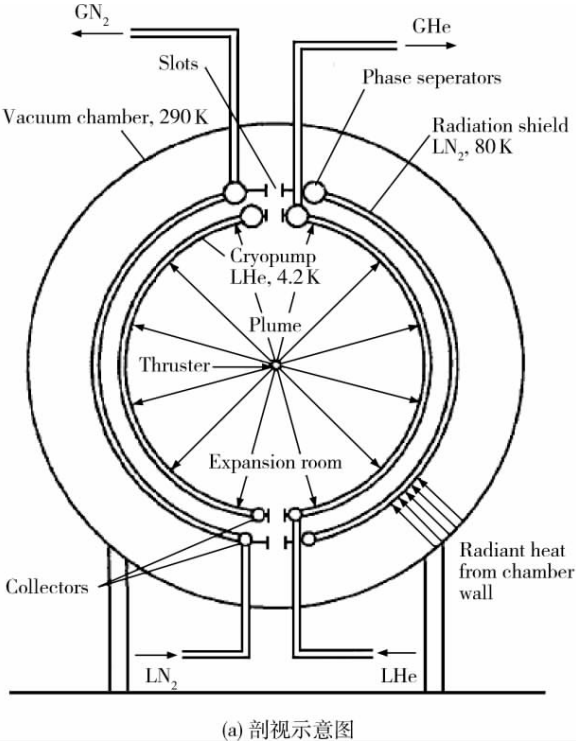


图 1 STG 羽流效应试验设备^[9-17]

Fig. 1 STG experimental facility^[9-17]

图 2 CHAFF-4 羽流效应试验设备^[19-23]

Fig. 2 CHAFF-4 experimental facility^[19-23]

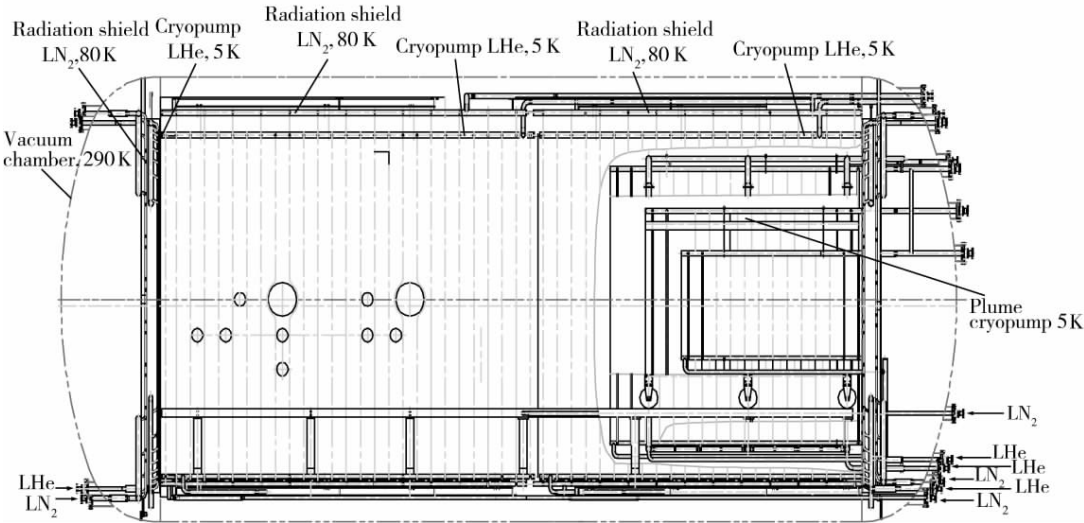


Fig. 3 Overall structural schematic of the PES facility

4 深冷泵抽速数值模拟

采用直接模拟蒙特卡罗 (DSMC) 方法对 PES 设备的内置式液氮深冷泵抽速进行数值仿真, 采用 2 g/s 级姿控发动机, 试验工质为氮气. DSMC 方法直接从物理实际出发, 利用少量的模拟分子, 模拟从姿控发动机喷管出口喷出的气体分子膨胀-加速-冷凝的过程, 用计算模拟代替物理过程, 经统计获得真空容器内的平均动态真空度.

计算时采用随机取样频率法 (RSF), 并作如下假设: ① 流场中分子的碰撞为二体碰撞; ② 由于气体温度不高, 仅考虑分子的转动内能, 忽略分子的振动内能和分子化学非平衡效应; ③ 气体流动为定常流动; ④ 将分子视为变径硬球分子 (VHS). 按轴对称进行二维计算, 由于计算量较大, 采用 DSMC (direct simulation Monte Carlo) 并行方法.

在上游边界不断产生进入模拟区域的分子, 单位时间内、单位面积、来流方向与微元面法向夹角为 β 处进入模拟区域的分子数目为

$$N_i = \frac{n V_m \{ \exp(-s^2 \cos^2 \beta) + \sqrt{\pi} s \cos \beta [1 + \operatorname{erf}(s \cos \beta)] \}}{2 \sqrt{\pi}} \quad (1)$$

式中 n 是气体分子数密度, V_m 为气体分子热运动平均速度, $s = a_{cr}/v_m$, a_{cr} 为喉部声速, erf 为误差函数. 来流分子按 Maxwell 随机性原理布置. DSMC 方法的计算流程图如图 4 所示.

计算区域为 $\phi 4 \text{ m} \times 9.9 \text{ m}$, 采用轴对称的边界, 图 5 为计算区域子午面边界示意图. 液氮深冷泵和羽流吸附泵的吸附系数取 0.3, 燃烧室压强为 0.8 MPa, 温度为 300 K. 为了方便比较, 算例 1 为无羽流吸附泵计算结果, 算例 2 为有羽流吸附泵的计算结果.

图 6 和图 7 分别为算例 1 和算例 2 的羽流场压强云图, 图 8 和图 9 分别为算例 1 和算例 2 的羽流场密度云图. 从图中可见, 在喷管出口后部近场区 2 m 范围内压强和密度基本相同, 说明羽流吸附泵对核心区域的流场影响不大. 从核心区向远场区羽流不断膨胀, 密度和压强进一步降低, 在 4~6 m 范围内出现局部高压区, 两者量级基本相同, 但有羽流吸附泵时的高压区数值略低于无羽流吸附泵情况, 说明羽流吸附泵会促进羽流在泵前的膨胀, 但羽流在羽流吸附泵前产生弱压缩波.

由于羽流吸附泵的存在, 使得从轴向 6 m 区

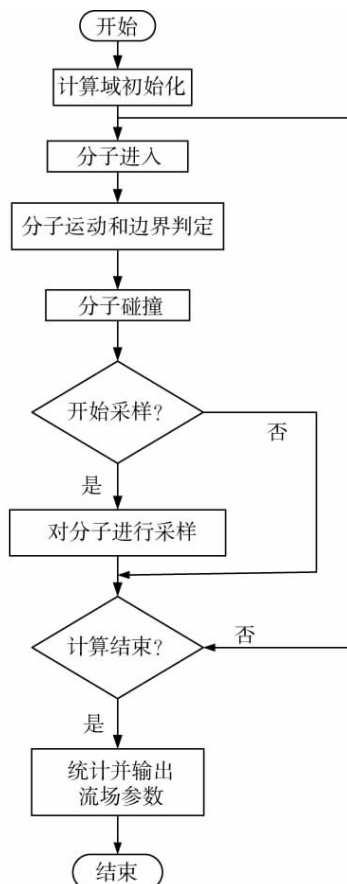


图 4 DSMC 方法流程图

Fig. 4 Flow chart of DSMC

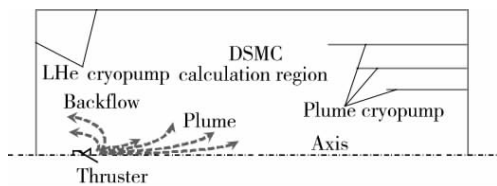


图 5 计算区域及边界示意图

Fig. 5 Schematic of calculated region and boundary

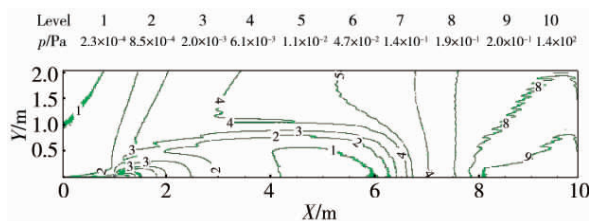


图 6 无羽流吸附泵时压强云图

Fig. 6 Pressure contour without plume cryopump

域向远场区压强和密度分布出现较大差异, 有羽流吸附泵时, 在泵所在区域压强进一步降低, 可见羽流喷流的气体分子不断被羽流吸附泵抽除, 而无羽流吸附泵时的相同区域, 压强略高于有泵时状态.

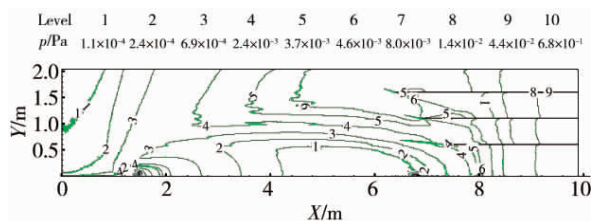


图7 有羽流吸附泵时压强云图

Fig. 7 Pressure contour with plume cryopump

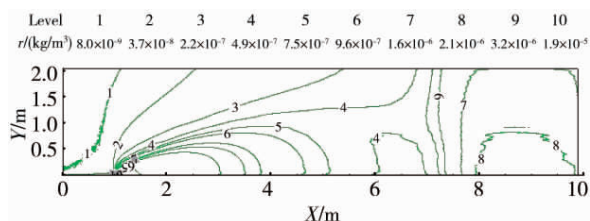


图8 无羽流吸附泵时密度云图

Fig. 8 Density contour without plume cryopump

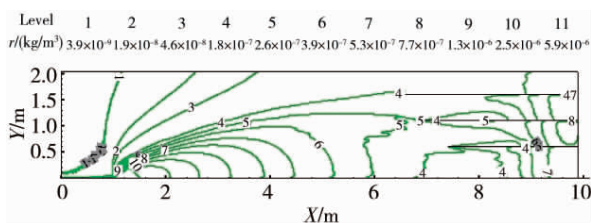


图9 有羽流吸附泵时密度云图

Fig. 9 Density contour with plume cryopump

无论有无羽流吸附泵,当羽流在轴线方向上膨胀到一定程度后,由于气体分子不能及时地被液氮深冷泵抽除,前期从泵反射回的气体分子会返流与新的喷流撞击,在远场区6 m处形成压缩波,阻碍气体的进一步膨胀。无羽流吸附泵时,随着喷流气体的积累,压缩波有向发动机不断推进的趋势;有羽流吸附泵时,羽流吸附泵能有效地阻止压缩波向喷管方向推进。无论有无羽流吸附泵,从整个流场的压强分布看,2 g/s级发动机点火时,PES设备的内置式液氮深冷泵都能满足羽流核心流区和远场区(发动机出口截面后 $\phi 4\text{ m} \times 5\text{ m}$ 范围内的)背压小于 10^{-3} Pa 。

4 结论与展望

本文通过对美欧真空羽流效应地面模拟试验系统发展过程的研究,指出引射原理的高空试车台的局限性及低温冷凝技术在该领域的适用性,得出低温冷凝技术必将取代引射原理的结论。对当前国际先进的真空羽流效应试验系统,德国STG、美国CHAFF-4和中国PES进行了介绍,

并列述了3套设备的内置式深冷泵的抽气性能。

采用DSMC方法对北京航空航天大学PES设备的内置式深冷泵的抽气能力进行了数值模拟研究,结果表明无论有无羽流吸附泵,2 g/s级发动机工作时,内置式液氮深冷泵都能满足发动机出口截面后 $\phi 4\text{ m} \times 5\text{ m}$ 范围内的背压小于 10^{-3} Pa ,羽流吸附泵能有效地阻止压缩波向喷管方向推进。

应用低温冷凝技术设计的PES系统,是中国第一台专门用于羽流效应试验研究的地面模拟试验系统,其液氮深冷泵的设计抽速优于 10^7 L/s ,是国际上用于羽流效应试验研究领域抽速最大的内置式液氮低温泵。该试验系统定位于机理性羽流效应试验研究,同时兼顾工程试验研究,将对我国目前羽流效应的相关理论分析和数值模拟方法进行试验验证,完善我国真空羽流数值计算模型和软件,并对我国羽流效应试验工程应用提供硬件支持。

参考文献:

- [1] 蔡国飙,祖国君,王慧玉,等.羽流问题研究概况[J].推进技术,1995,16(4):50-54.
CAI Guobiao, ZU Guojun, WANG Huiyu, et al. The sketchy situation of study on plume[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(4): 50-54. (in Chinese)
- [2] 黄本诚.空间模拟器设计[M].北京:宇航出版社,1994.
- [3] 黄本诚,马有礼.航天器空间环境试验技术[M].北京:国防工业出版社,2002.
- [4] 黄本诚,童靖宇.空间环境工程学[M].北京:中国科学技术出版社,2010.
- [5] 达道安.真空设计手册[M].3版.北京:国防工业出版社,2006.
- [6] 李殿东.76 km高空环境模拟试验舱的研制[J].真空,2002,39(5):41-45.
LI Diandong. Design of 76 km high-altitude space simulation test module[J]. Vacuum, 2002, 39(5): 41-45. (in Chinese)
- [7] 黄本诚. KM6载人航天器空间环境试验设备[J].中国空间科学与技术,2002,22(3):1-6.
HUANG Bencheng. Space environment test facility for manned spacecraft[J]. Chinese Space Science and Technology, 2002, 22(3): 1-6. (in Chinese)
- [8] 陈金明,黄本诚,袁修干,等.载人试验舱的结构设计及有限元分析[J].中国空间科学与技术,2002,22(3):13-19.
CHEN Jinming, HUANG Bencheng, YUAN Xiugan, et al. Structure design and finite element calculation of km6 manned test chamber[J]. Chinese Space Science and Technology, 2002, 22(3): 13-19. (in Chinese)
- [9] Piesik E T, Koppang R R, Simkin D J. Rocket exhaust impingement on a flat plate at high vacuum[J]. J. Spacecraft

- Rockets,1966,3(11):1650-1657.
- [10] Andrew D K. An overview of ground based spacecraft-thruster interaction studies; facility design issues [R]. AIAA-2000-0463,2000.
- [11] Lutfy F M, Vargo S E, Muntz E P, et al. Weaver collaborative high altitude flow facility's CHAFF-4 for studies of spacecraft propulsion plumes and contamination[R]. AIAA 98-3654,1998.
- [12] Dettleff G, Klaus P. Initial experimental results from the new DLR-high vacuum plume test facility STG[R]. AIAA 93-3297,1997.
- [13] Georg D, Klaus P. Initial experimental results from the new DLR-High vacuum plume test facility STG[R]. AIAA 97-3297,1997.
- [14] Georg D, Klaus P. Experimental investigation of fully expanding free jets and plumes[C]//Proceedings of 21st International Symp. Rarefied Gas Dynamics. Toulouse; American Institute of Physics,1999:607-614.
- [15] Plähn K, Dettleff G. Modelling of N_2 -thruster plumes based on experiments in STG [C] // Proceedings of the 22nd Symposium on Rarefied Gas Dynamics. Sydney : American Institute of Physics,2000:848-855.
- [16] Georg D. Heat transfer measurements on a plate adjacent to a bipropellant thruster[C]//Proceedings of 3rd International Conference on Spacecraft Propulsion. Cannes; European Space Agency,2000:627-634.
- [17] Lutfy F M, Vargo S E, Muntz E P, et al. Weaver collaborative high altitude flow facility's CHAFF-4 for studies of spacecraft propulsion plumes and contamination[R]. AIAA 98-3654,1998.
- [18] Ketsdever A D, Jamison A E, Muntz E P, et al. An advanced cryogenic pumping concept for spacecraft-thruster interaction and contamination facilities[R]. AIAA 2000-2362,2000.
- [19] Lutfy F M, Green A A, Muntz E P, et al. Investigation of the operational envelope of the CHAFF-IV plume and contamination thermospheric flow simulator[R]. AIAA 99-2719,1999.
- [20] Muntz E P. Significant increase in the cryogenic pumping system capacity and reliability for the CHAFF-IV plume and contamination facility[R]. ADA412533,2002.
- [21] Ketsdever A D, Young M P, Jamison A, et al. Investigation of the unique cryogenic pumping system of the CHAFF-IV spacecraft-thruster interaction facility[R]. ADA409037,2001.
- [22] Lutfy F M, Muntz E P, Ketsdever A D. Investigation of the operational envelope of the CHAFF-4 plume and contamination facility[R]. ADA408796,1999.
- [23] Muntz E P, Lutfy F, Ketsdever A, et al. Collaborative high altitude flow facility (CHAFF); university facility for studies of high altitude propulsion plumes, liquids and gas releases, and interactions; final technical rept. [R]. ADA367070,1999.