

空间发动机羽流研究技术发展综述

郭敬, 孔凡超, 胡旭坤
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘要: 首先介绍了目前进行空间发动机羽流研究的必要性, 同时说明地面试验和数值模拟方法都是研究空间发动机羽流特性的有效手段, 两者缺一不可。在此基础上, 总结了国内外羽流地面试验关键技术和发展状况。然后, 分别总结了国内外最具代表性的空间发动机羽流试验台的组成、真空抽吸方式、主要技术指标和特点, 包括美国的 J2-A 试验舱和 CHAFF-IV 试验舱, 欧洲的 CCG 羽流污染试验舱和 STG 低温氮冷羽流试验舱, 中国的 KM 系列空间环境模拟器和 PES 地面羽流试验台。最后, 介绍了与羽流地面试验相关的数值模拟技术的发展, 总结了进行羽流数值模拟的模型, 重点介绍了常用的 DSMC 方法的典型应用和基于此方法所开发软件的情况, 并针对大密度羽流场和电推进发动机羽流场的特点分别总结了其进行羽流场计算的方法。

关键词: 空间发动机; 羽流; 综述

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 06-0051-08

Research on plume flow of space thrusters

GUO Jing, KONG Fan-chao, HU Xu-kun

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: The necessity of plume flow research of space thrusters is introduced. At the same time, plume test and numerical simulation methods which are the two valid ways to research space engine's plume characters are elaborated. Then the key technique and development of plume test are summarized. Afterwards, the compositions, vacuum pumping methods, main specifications and characteristics of representative plume test beds including J2-A chamber and CHAFF-IV facility of USA, CCG chamber and STG chamber of European, KM space simulators and PES chamber of China are summarized. Finally, development of the numerical simulation technology related to plume test on ground is introduced by overviewing numerical models of plume, focusing on DSMC method and its software, presenting plume computational methods of high density plume and electrical propulsion thruster plume. The technology of test and numerical simulation of space thruster plume is helpful to research the plume of space thrusters.

Keywords: space thruster; plume flow; overview

收稿日期: 2014-08-13; 修回日期: 2014-08-29

作者简介: 郭敬 (1979—), 女, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

0 引言

随着我国航天技术的迅猛发展,空间飞行器在轨时间明显增长,飞行器上仪表分辨率和精密度的不断提高,空间发动机产生的羽流效应对飞行器的影响变得越来越重要。羽流严重时会使某个系统或元件完全失效。因此,必须对空间发动机,包括化学推进发动机和电推进发动机的羽流特性进行深入研究,以确保航天器在空间工作的可靠性。当前研究空间发动机羽流特性主要通过地面模拟试验和数值仿真等手段。

地面试验是在地面试验室中复现所需要的空间环境,具有花费少、试验参数易于变化、易于重复试验、有大量测试仪器可供选择 and 可实现大量数据精确采集的优点。虽然地面羽流试验不能解决所有的高空羽流问题,但是一些关键问题可以通过高度精确的高空试验复现,是获得羽流特性和验证理论模型必不可少和最直接的手段。

数值模拟的方法不仅能快速提供设计者所希望得到的数据结果,还能提供多种方案供设计者选择,成为模拟羽流十分重要的研究手段。数值模拟方法与地面试验相互验证,可为设计和改进试验、优化飞行器结构设计提供理论指导。因此,试验方法与数值模拟是相辅相成、缺一不可的。

本文主要对当前国内外羽流效应研究的地面试验和数值模拟现状作简要介绍。

1 羽流地面试验技术发展情况

1.1 试验技术情况介绍

国外羽流试验研究集中在20世纪60-80年代,尤以70年代为高峰时期。80年代末开始侧重于高空羽流数值模拟研究。综观国外发展情况,羽流污染研究不外三步:确定羽流场特性、求出沉积物、分析沉积膜引起的物理化学变化及其对飞行器总体特性的危害,给出定量数据作为羽流污染控制的重要依据。

地面试验是获得羽流特性和验证理论模型必不可少的、最直接的手段。地面试验时需要注意以下问题。

1.1.1 缩比试验要求

推力大于20 N的大型推力器的羽流在地面试验设备内试验较困难,因为背压不能保持在足够低的水平。因此,大型推力器的羽流研究要依靠工程试验、数值程序或缩比试验。在进行缩比试验时,对于羽流这种复杂的流动过程可以将其分为几个性质不同的子过程,找到每一个过程描述其本质的特征量。缩比试验的适用性需要系统研究和试验验证。目前,欧洲在缩比试验及其规则方面进行了较多研究^[1]。

1.1.2 试验环境模拟

为模拟空间发动机在太空中的工作环境,必须在地面建立适当的真空系统。这就要求真空舱内要有足够大的膨胀空间以保证发动机排气羽焰在真空舱内能够如像在太空中一样自由膨胀,并保持足够高的真空度。文献[2]表明为正确模拟高空羽流场(即高度至少100 km的空间环境),环境压力不能大于 1×10^{-2} Pa。另外,电推进发动机还能产生高能离子污染,会影响推力器和飞行器的表面。由于发动机工作时推进剂持续排放且羽流场中存在冷凝效应,因此在发动机工作时保持一定的真空度具有难度^[3]。残余空气的影响可以通过减少初始压力解决。减少推进器燃烧喷流的影响更加复杂,因为这需要非常大的抽吸效率。因此,要提高地面试验数据的精确性,采用有效的抽吸方式十分重要。

1.1.3 其他影响因素

在进行地面试验时,还需考虑化学组分、电磁/电场强度、离子流/电子流密度、喷管壁温、烧蚀率以及化学反应时间与气流运动变化时间之比等条件的模拟,这些都是发动机羽流流场试验模拟有待解决的问题。此外,某些电推进发动机的推进剂还使用有毒性的金属元素汞,极易对人体造成伤害,还有些推进剂(如氙等稀有气体)十分昂贵,密闭性不好时会造成很大浪费^[4]。

1.2 主要国家发展情况

世界各个航天大国经历了从无到有,逐渐摸索,不断提升羽流试验技术的发展历程,实现了高真空抽气技术从气动引射到低温冷凝吸附技术的发展,试验范围包括化学推进剂发动机、电推

进发动机以及其他类型推进剂的发动机, 试验能力从单个小推力发动机到多个发动机阵列, 试验内容覆盖羽流撞击、羽流污染、羽流与羽流之间的相互作用、缩比试验规则等多个研究方面。以下简单介绍美国、欧洲和中国的羽流地面试验设备发展情况。

1.2.1 美国

美国是最早进行地面羽流试验的国家。在 20 世纪 60 年代之前, 为维持试验舱的动态真空度, 均采用引射原理的抽气系统。随着空间发动机流量的逐渐增大以及对羽流试验精度的不断提高, 传统的引射原理的抽气系统抽气能力已经不能满足需要, 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^[5-6]。深冷泵的抽气能力与冷板的面积成正比。在羽焰试验研究的早期阶段, 美国 AEDC 的 J2-A 试验舱、Mark-1 高空舱、10 V 超高空试车台和 RVC 超高空试车台就已经以深冷泵作为主抽气设备^[7], 将机械泵-油扩散泵机组作为预抽真空或辅助真空设备, 引射抽气方式基本上不再使用。其中 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 6.1 m 的真空容器内布置 5.5 m×9.1 m 的液氮冷板。为实现更高的极限真空度, 又采用温度更低的氦深冷泵代替液氮深冷泵, 将冷板的温度从 80 K 降到 20 K, 可以抽吸大部分的燃烧产物, 使真空试验系统能模拟的极限真空度提高到 10^{-7} Pa 量级, 这项技术应用到 AEDC 的研究性真空模拟舱中, 在 1.2×3 m 的真空舱内安装有液氮冷屏和气氦深冷泵, 能够模拟推力为 4.4 N 的姿控发动机在 105 km 的工作高度, 进行动态真空度达到 $10^{-1}\sim 10^{-2}$ Pa 的羽流效应试验。20 世纪 90 年代, 随着低温冷凝技术的不断进步, 又出现了温度接近 5 K 的液氦深冷泵, 进一步提高了抽吸能力, 使得真空羽流效应试验中抽氢的问题得到解决^[8]。

20 世纪 80 年代之后, 南加利福尼亚大学 CHAFF-IV 的羽流模拟试验设备成为美国典型的地面羽流试验设备, 使羽流地面模拟试验技术迈上新的台阶。

CHAFF-IV 是一个低温抽吸不锈钢真空舱, 其最大特点是采用全舱抽吸 (TCP) 的设计理念, 即在整个直径为 3 m, 长 6 m 的不锈钢真空舱内部衬有低温冷凝抽吸翅片阵, 以最大程度上减小推进剂分子到设备表面的散射和向氦冷凝系统的传热, 获得最有效的抽吸效率。低温翅片由开发式放射状翅片系统组成, 采用冷氦气冷却到 15~20 K, 这种设置为 CHAFF-IV 提供了大约 590 m² 的抽吸面积。如图 1 所示。CHAFF-IV 高速抽空系统采用高性能的低温氦保持器, 抽空速度较以往有较大提高, 约为原来的 5 倍, 可以用于比以往更大功率的推进器 (大约 10~15 kW)。可进行高功率的电粒子推进器和更高温度的大流量的化学发动机, 以及多个小发动机同时点火以模拟小型航天器阵的羽流试验。这套设备可以模拟飞行器的空间环境, 可以放置相对较高的氧原子流量、离子和大功率的太阳模拟器。

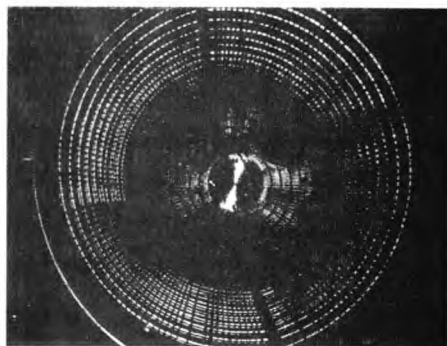


图 1 安装在 CHAFF-IV 中的焊接的辐射状低温板阵

Fig. 1 Welded radial cryopanel array installed in USC CHAFF-IV facility

这种低温冷凝抽吸翅片阵比传统的低温泵系统有了巨大的进步。放射状翅片布置允许辐射和高能推进剂分子穿过辐射状翅片阵, 碰撞到液氮板上, 最大程度上减少辐射热和热传导, 相对低速、中性分子能够被低温翅片阵所吸收。

1.2.2 欧洲

欧洲航天局 (ESA) 进行羽流试验研究集中

于两个试验台，一个位于 Goettingen 的德国宇航研究机构 (DLR)，主要进行羽流模型验证和羽流冲击问题研究试验；另一个位于 Humburg Harburg 科技大学 (TUHH)，TUHH 的羽流试验台主要进行单组元和双组元发动机羽流污染研究试验。后来ESA 将 TUHH 相关技术和设备转移到 DLR^[9-10]。

目前在 DLR-Goettingen 有两个羽流试验台可用：类似于在 TUHH 的羽流污染试验舱 (CCG)，和在稀薄流动区域开展羽流试验的低温氦冷舱 (STG)。推进器羽流特性试验利用 2 个试验台实现液滴和气体发动机外流在所有流动区域的完整性描述。

表 1 为 TUHH 羽流污染试验舱和 CCG 羽流污染试验舱的主要参数。图 2 是 CCG 简图。

表 1 试验台比较		
Tab. 1 Comparison of test beds		
试验舱地点	TUHH	DLR-CCG
基本描述		
舱的材料	不锈钢	不锈钢
低温罩的材料	铜	
尺寸	长度: 3 m	长度: 2.5 m
	直径: 1.2 m	直径: 2.2 m
	体积: 3 m ³	体积: 10 m ³
观察窗	6×250 mm 直径	1×250 mm 直径
机械模拟器	3	-
抽吸系统	机械泵×2	罗茨泵×2
	油扩散泵×2	涡轮分子泵×1
	液氮低温系统×1	
性能数据		
泵能力	6×10 ⁵ L/s	6 000 m ³ /h
	采用低温泵	采用罗茨泵
抽吸下降时间	10 ⁵ Pa 到 10 ⁻³ Pa:	10 ⁵ Pa 到 10 ⁻¹ Pa:
	30 min	45 min
冷凝下降时间 (LN ₂)	10 ⁻³ Pa 到 10 ⁻⁴ Pa:	
	3 h	
启动压力	≤10 ⁻⁴ Pa	≤10 ⁻² Pa
测量的试验	50 ms 脉冲:	50 ms 脉冲:
	8×10 ⁻² Pa	1.4 Pa
背压	100 ms 脉冲:	100 ms 脉冲:
	8×10 ⁻¹ Pa	3.3 Pa
低温泵消耗	LN ₂ :5 L/h	

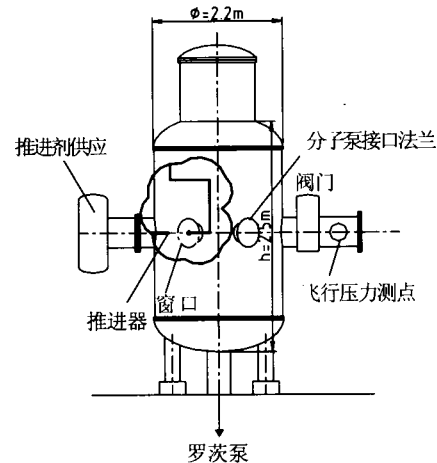


图 2 DLR 污染舱简图

Fig. 2 Sketch of DLR contamination chamber

STG 羽流试验台是一个长 5.25 m，直径 1.6 m 的圆柱型真空舱（图 3），把羽流膨胀室完全包裹在其中，由液氦低温泵驱动。在推进器点火下可以保持小于 1 Pa 的真空条件。羽流从小推进器喷出（最高能达到 10 N 的推力），能够像在太空中一样的膨胀，气体膨胀后，撞击低温面便立刻冷凝。不同于两级液氮/液氦系统，羽流的能量完全传递给液氦，不需要处理和预冷羽流膨胀后排放的热燃气。内置式液氦深冷泵冷板面积 30 m²，冷板温度为 4.2 K，构造单元是带有肋的管，材料是高热传导的铜，安装在底部收集器和顶部相关分离器之间。当增加 100 W/m² 热流时，面板上的温度增加不超过 0.2 K。试验前采用液氮预冷。STG 设备能抽除姿轨控发动机喷流中的氢气。

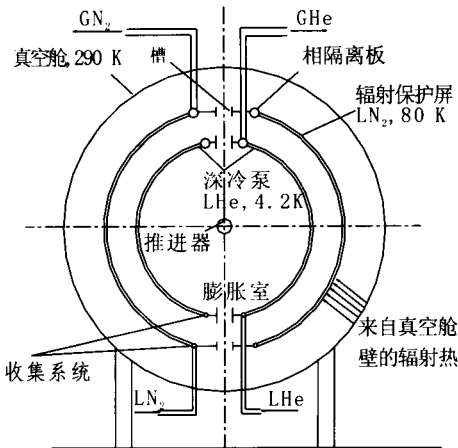


图 3 STG 试验舱

Fig. 3 STG test chamber

基于DLR的2个试验台,欧洲已开展推力器羽流特性试验、不同气体的返流模型研究试验、羽流-羽流相互作用研究试验、缩比试验规则研究试验和电推进羽流试验设施研究。

1.2.3 中国

与国外相比,中国在真空羽流地面试验研究方面起步较晚。最初,国内在进行羽流试验研究时是在高超声速低密度风洞中进行的,通过气动引射原理模拟高空环境,只能模拟80 km左右的高空稀薄环境,没能形成返流区,试验结果仅能对高空羽流气动力和气动热效应的研究提供设计参考^[11]。

上海卫星工程研究所的KM系列空间环境模拟器是应用低温冷凝技术建成的地面模拟系统,主要应用于卫星的热真空、热平衡试验。上海交通大学曾对KM1空间环境模拟器进行适当改造,成功模拟了空间高度大于100 km的羽流效应,实现了真空深冷环境下稳定运行和精确测量^[12]。KM1空间环境模拟器真空系统包括机械泵组、扩散泵和液氮低温泵。真空舱内部装有铜质液氮冷阱系统直径0.8 m,长度1.5 m,容积约0.75 m³,外、内部结构如图4和图5所示。



图4 KM1系统外部

Fig. 4 External image of KM1 system

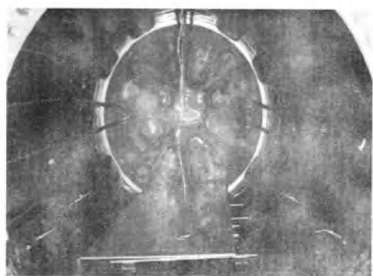


图5 KM1真空舱内部

Fig. 5 Internal image of KM1 system

试验使用高纯CO₂压缩气体,CO₂气体由液氮冷阱抽除,微量的不凝结气体通过扩散泵和机械泵机组抽除。真空系统的极限工作状态是维持舱内10⁻⁴ Pa量级的真空压力和90 K的冷阱壁温。在整个测试过程真空舱内压力维持在10⁻³ Pa量级,冷阱温度为93±5 K。

目前,国内最先进的地面羽流试验台为北京航空航天大学 PES 试验台,也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^[13]。其真空舱为卧式,直径为5.2 m,长为12.64 m。深冷泵内置于真空舱中,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4.2×10 m的直筒段液氮冷板和2个4.2 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 m²,液氮冷板温度<5 K。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 K。在真空容器的后部增加3层套筒式羽流吸附泵,羽流吸附泵的每层套筒仍为管板式结构,分别为3.2×3.5 m, 2.2×3 m, 1.2×2.5 m的液氮冷板阵列,冷板温度<5 K,以保证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。其液氮深冷泵的设计抽速优于107 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。PES设备建成后将达到国际先进水平,大大提高了我国的地面羽流试验能力。

2 羽流数值模拟技术发展情况

从羽流研究技术的发展趋势上看,空间发动机羽流地面试验同与之相关的数值模拟技术相互补充,互相借鉴。数值模拟可为羽流地面试验台的设计建设以及试验理论依据,减少设计调试费用,而试验则可验证数值模拟的正确性,是完善数值计算模型和软件的必要手段。因此,数值模拟伴随着羽流地面试验技术的发展而不断完善、精确,是进行羽流特性研究必不可少的一环。

由于极低的环境压强,整个羽流流场将被分为3个不同的流动区域:喷管近场连续介质流区,

远场自由分子流动区和介于两者之间的过渡流区,并伴随非平衡化学反应和多种激波产生等,所以羽流流动模拟仿真极其复杂而困难,对实际问题往往采取分区简化计算的方法。

国外对羽流流场的研究开始于20世纪60年代初期,但是由于羽流问题的复杂性及当时计算条件的限制,人们只能采用简单的试验和半经验的工程算法。常用的包括:Hill-Jarvinen模型^[14],Simons模型^[15]和特性算法(MOC)^[16]等。其中Simons方法最为简单,计算量最少,可快速计算熵核心区和边界层膨胀区的羽流流动特性,为工程设计提供依据,目前仍有较多应用。

这些简化模型都是基于连续流基础推导出的^[17-18],没有考虑热边界层效应和边界层内的亚声速部分的影响,不能确定羽流和飞行器相互作用最严重的区域,无法提供包含在电流中的离子能量分布信息。因此这些简化模型都不适合计算过渡流区和自由分子流区。

为计算羽流流场中至为关键的过渡流区和自由分子流区,1970年,Bird首先提出DSMC法^[19],并将其引入羽流领域^[20]。这种方法的特点是在线计算时间长,对计算机要求高。1987年,Doo和Nelson率先将其应用于小型双组元发动机喷嘴内部流动的数值模拟^[21]。随后,Furlani和Lordi用多个CPU将每个单元内的分子碰撞与运动并行处理,将计算时间减少了7倍^[22]。之后,经过研究人员对该算法的不断改进,使得该方法具有了应用于三维非平衡复杂流动的基础。1999年,Gimelshein率先建立了多原子分子之间的内能转换模型,称为离散能量DSMC模型^[23]。2001年Gallis用DSMC法数值求解含颗粒较少的稀薄气流场,仅考虑气相对颗粒相的单向动量和热量传递^[24]。在此基础上考虑颗粒相对气相流场的影响,即为气体-颗粒的双向作用模拟方法,2004年Burt使用双向作用模型模拟了非平衡气流和稀疏颗粒组成的两相流场,并将Gallis模型中的单原子气体扩展到双原子气体^[25]。这些相关理论都获得了很好的试验验证。

国外针对发动机羽流数值模拟问题的研究开展得比较早,开发了一系列基于DSMC算法的模

拟计算软件,其中比较典型的通用计算软件有:由美国约翰逊航天中心(Johnson Space Center)的LeBeau等人开发的DAC(DSMC Analysis Code)软件^[26-28],由俄罗斯理论与应用机械研究所(the Institute of Theoretical and Applied Mechanics)的Ivanov等人开发的SMILE(Statistical Modeling In Low-density Environment)软件^[29],由美国Cornell大学的Dietrich和Boyd等人开发的MONACO计算软件等^[30-31]。

目前,DSMC法是国内应用最广泛的羽流场数值模拟方法。北京航空航天大学已自主开发出基于DSMC方法的两相羽流场计算通用软件PWS(Plume Work Station),计算结果与试验测量值符合较好。

由于羽流场的复杂性,不太适合采用单一的计算方法获得较高的计算效率和精度。因此,各种算法的结合是今后的发展方向。比如,DSMC法对计算机资源的高要求限制了它在连续流区域的应用,因此,该方法的应用通常限于过渡区和稀薄气体流动。当流体密度较大时,CFD法比DSMC法具有更高的计算效率。因此,在分析具有多种流动方式的羽流时,将这两种方法相结合是目前被人们广泛采用的一种计算方式,即用CFD法计算连续流区域,然后将计算结果作为输入条件,采用DSMC法计算过渡区和稀薄气体区。1993年,Penko等人针对热氮向真空中喷射形成的羽流采用此方法计算了压力分布并与实验结果进行比较。之后,Giordano等人针对ESA飞行器简化模型进行实验^[32],并采用CFD/DSMC/TPMC三种方法相结合,分别对连续流区、过渡流区和自由分子区的流动特性进行数值模拟。结果比较表明,这种结合算法对于羽流分析和飞行器结构优化具有较大优势。Gatsonis和George等人采用CFD/DSMC法联合数值模拟小型姿控发动机羽流特性^[33-34],模拟结果与飞行器上进行的实时测量以及地面试验吻合较好。

在电推进发动机羽流场计算时,其稀薄等离子体羽流的潜在污染比中性气体羽流更严重,已经成为性能提高和扩大应用的障碍。因此,有必要对其进行详细研究,但由于稀薄等离子体的复

杂性,采用传统动力论方法和单一粒子模拟方法都不能有效模拟其流动。目前,稀薄等离子体的稳态流动和电推进发动机羽流场大都采用 DSMC 方法与网格粒子仿真 (PIC, Particle in Cell) 相结合的研究方法^[35-36]。该方法由 Gatsonis 首先提出,可获得与试验数据一致性较高的仿真结果。其中,DSMC 用于求解羽流场中中性原子的运动以及各类粒子间的碰撞作用^[37]。PIC 则用于求解等离子体中的自感电场对带电粒子运动的影响。由于电推进发动机羽流场中等离子体模型需要考虑交换电荷碰撞、变化的电子温度和背景气体效应。因此,将两种方法结合起来才可完整求解电推进发动机羽流场中稀薄等离子体运动的整个过程。对多种电推进发动机羽流的模拟实践表明,该方法对等离子体参数的模拟计算结果和试验测量结果符合性很好。

3 结束语

空间发动机羽流地面试验是进行空间羽流特性和羽流污染必不可少的重要手段。本文总结了国内外羽流地面试验的关键技术、发展状况,并介绍了与羽流地面试验相关的数值模拟技术的发展,可为未来羽流地面试验台的建设和空间发动机羽流研究提供借鉴。

参考文献:

- [1] HUFENBACH B, DETTLEFF G, BOETTCHER R D, et al. European activities in plume testing, AIAA 97-33[R]. USA: AIAA, 1997.
- [2] 程晓丽,李明智,毛铭芳,等.高空羽流场的 DSMC 计算和试验研究[J].空气动力学学报,2002,20(1): 9-14.
- [3] 陈琳英,宋仁旺.离子推力器羽流特性及其污染分析[J].上海航天,2005(4): 36-40.
- [4] 范周琴.电推进发动机羽流场 DSMC/PIC 混合算法研究[D].长沙:国防科技大学,2006.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 郭霄峰.液体火箭发动机试验[M].北京:中国宇航出版社,2005.
- [8] ANDREW D K. An overview of ground based spacecraft thruster interaction studies: facility design issues, AIAA 00-0463[R]. USA: AIAA, 2000.
- [9] DETTLEFF G, KLAUS P. Initial experimental results from the new DLR-high vacuum plume test facility STG, AIAA 93-3297[R]. USA: AIAA, 1997.
- [10] GEORG D, KLAUS P. Initial experimental results from the new DLR-High vacuum plume test facility STG, AIAA 97-3297[R]. USA: AIAA, 1997.
- [11] 张建华,贺碧蛟,蔡国飙,等.卫星姿控发动机喷管羽流撞击效应试验[J].空气动力学学报,2007,25(2): 250-255.
- [12] 肖泽娟,程惠尔,周伟敏,等.空间发动机羽流场的试验研究[J].空气动力学学报,2008,26(4): 480-485.
- [13] 王文龙,周建平,蔡国飙,等.羽流效应地面模拟试验系统关键技术发展[J].航空动力学报,2012,27(4): 900-906.
- [14] HILL J A F, DRAPER J S. Analytical approximation for the flow from a nozzle into a vacuum[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1966, (3): 1552-1554.
- [15] SIMONS G A. Effect of nozzle boundary layers on rocket exhaust plumes[J]. AIAA Journal, 1972, 10(11): 1534-1535.
- [16] HOFFMANN R J, KAWASAKI A, TRINKS H, et al. The CONTAM 3.2 plume flow field analysis and contamination prediction computer program: analysis model and experimental verification, AIAA 85-0928[R]. USA: AIAA, 1985.
- [17] COOPER B P J. Computational scheme for calculating the plume backflow region[J]. Journal of Spacecraft, 1979, 16(4): 284-286.
- [18] JENINS R M, CIUCCI A, COCHRAN J E J. Simplified model for calculation of backflow contamination from rocket exhausts in vacuum[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(2): 265-270.
- [19] BIRD G A. Direct simulation of the Boltzmann equation [J]. Physics of Fluids, 1970,13(11): 2676-2679.
- [20] BIRD G A. Breakdown of continuum flow in free jets and rocket plumes[C]// 12th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics. [S.l.]: [s.n.], 1980: 681-694.
- [21] DOO Y C, NELSON D A. Direct Monte Carlo simulation of small bipropellant engine plumes, ADA177079 [R]. USA: ADA, 1987.

- [22] FURLANI T R, LORDI J A. Implementation of the direct simulation Monte Carlo method for an exhaust plume flow field in a parallel computing environment, AIAA 88-2736[R]. USA: AIAA, 1988.
- [23] GIMELSHEIN S F, BOYD I D, IVANOV M S. Modeling of internal energy transfer in plume flows of polyatomic, AIAA 99-0738[R]. USA: AIAA, 1999.
- [24] GALLIS M A, TORCZYNSKI J R, RADER D J. An approach for simulating the transport of spherical particles in a rarefied gas flow via the direct simulation Monte Carlo method[J]. Physics of Fluids, 2001, 13(11): 3482-3492.
- [25] BURT J M, BOYD I D. Development of a two-way coupled model for two-phase rarefied flows, AIAA 04-1351 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [26] WILMOTH R G, CARLSON A B, LEBEAU G J. DSMC grid methodologies for computing low-density, hypersonic flows about reusable launch vehicles, AIAA 96-1812 [R]. USA: AIAA, 1996.
- [27] BOYLES K A, LEBEAU G J, LUMPKIN III F E. The use of virtual subcells in DSMC analysis of orbiter aerodynamics at high altitudes upon reentry, AIAA 03-1030 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [28] LEBEAU G J, BOYLES K A, LUMPKIN III F E. Virtual sub-cells for the direct simulation Monte Carlo method, AIAA 03-1031[R]. USA: AIAA, 2003.
- [29] IVANOV M S, MARKELOV G N, GIMELSHEIN S F. Statistical simulation of reactive rarefied flows: numerical approach and applications, AIAA 98-2669 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [30] DIETRICH S, BOYD I D. A scalar optimized parallel implementation of the DSMC method, AIAA 94-355[R]. USA: AIAA, 1994.
- [31] DIETRICH S, BOYD I D. Parallel implementation on the IBM SP-2 of the direct simulation Monte Carlo method, AIAA 95-2029[R]. USA: AIAA, 1995.
- [32] GIORDANO D, IVANOV M, KASHKOVSKY A, et al. Application of DSMC to the study of satellite thruster plumes, AIAA 97-2538[R]. USA: AIAA, 1997.
- [33] GATSONIS N A, NANSON A R, LEBEAU G J. Navier-Stokes/DSMC Simulations of cold-Gas nozzle/plume flows and flight data comparisons, AIAA 99-3456 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [34] GEORGE J D. A combined CFD-DSMC method for numerical simulation of nozzle plume flows[D]. USA: Cornell University, 2000.
- [35] 钱中, 王平阳, 杜朝辉. 稀薄等离子体羽流稳态流动粒子模拟[J]. 上海交通大学学报, 2009, 43(2): 165-168.
- [36] 尹乐, 周进, 杨乐, 等. 脉冲等离子体推力器羽流的粒子模拟[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(6): 6-9.
- [37] GATSONIS N, ZWAHLEN J, WHEELOCK A, et al. Pulsed plasma thruster plume investigation using a current-mode quadrupole probe method[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 243-248.

(编辑: 陈红霞)