

遨游太空卫星发动机羽流数理建模与计算分析

马肇祺¹ 李浩婷² 陈欣怡³ 刘桓妤⁴

1 中国农业大学 2 中国人民大学附属中学 3 北京市第六十六中学 4 北京城市学院

DOI:10.12238/acair.v2i2.7349

[摘要] 2023年春,我们拜访了遨游太空发源地——西昌卫星发射中心。高大的发射塔架环抱着乳白色的巨型运载火箭,一起耸立在发射场上。一声“点火!”令下,火箭发射场随即喷射出橘红色的火焰犹如一条威力无比的长龙拔地而起,传来连绵不绝的巨大轰鸣,直上云天。现代化测量通信设备,每时每刻都在精确地测定、记录和报告着飞行速度、高度和姿态。最后在茫茫的天际里,火箭穿出大气层……助推器分离……整流罩分离……火箭卫星箭舱分离……环绕卫星体的太阳能电池帆板展开锁定,形成图1所示的板舱结构卫星航天器顺利进入环绕地球飞行的椭圆轨道,整个过程见图1(a)所示,运行在距离地面最近700公里以上的椭圆型低地球轨道飞行环境^[1-5]。诸如此类航天任务的执行,开启了中国一代又一代航天器的太空之旅、星空探索以及各种飞行试验,灿烂辉煌一生。诸如北斗卫星三号导航系统全球组网成功,丈量地球惠及民生保卫国家安全;中国空间站天宫建成遨游太空,航天员驻留太空科学研究;嫦娥奔月、祝融探火、“羲和”逐日,走出地球探索太阳系奥秘。这一系列经历,引起了我们对空间站、卫星遨游太空赖以运行的发动机原理、喷流/羽流空间环境变化的遐思与探究兴趣^[6-12]。

[关键词] 卫星; 发动机; 燃气羽流污染; 数理建模; 计算分析

中图分类号: S219.031 **文献标识码:** A

Mathematical Modeling and Computational Analysis of Engine Plumes for Space Exploration Satellites

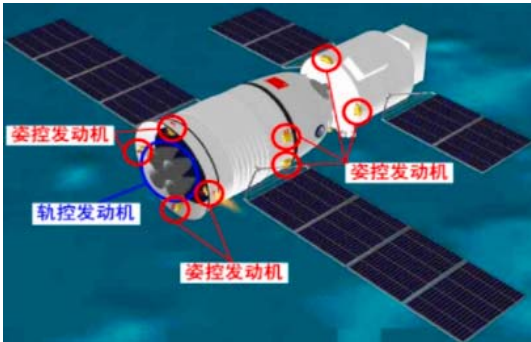
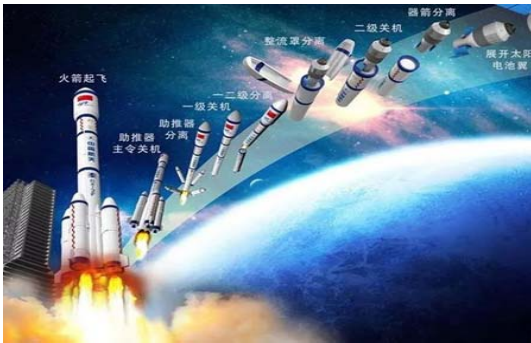
Zhaoqi Ma¹ Haoting Li² Xinyi Chen³ Huanyu Liu⁴

1 China Agricultural University 2 The High School Affiliated to Renmin University of China

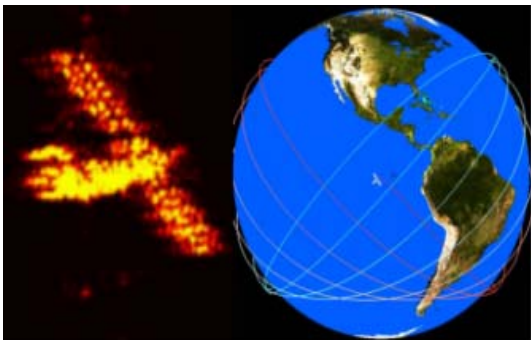
3 Beijing No.66 Middle School 4 Beijing City University

[Abstract] In 2023 spring, we visited the birthplace of space exploration, Xichang Satellite Launch Center. Tall launch pylons encircle the milky giant launch vehicle, standing together on the launch site. With a“Light it up!” Command, Orange Flames shot out of the rocket launch site like a mighty dragon rising from the ground. There was an endless roar that reached the sky. Modern measuring and communication equipment is used to accurately measure, record and report flight speed, altitude and attitude at all times. Finally, in the vast sky, the rocket out of the atmosphere... Booster separation Fairing separation... Separation of rocket satellite capsuleThe solar panels surrounding the satellite body are locked to form the module structure shown in Figure 1. The satellite spacecraft successfully enters into an elliptical orbit around the earth, as shown in Figure 1(a), an elliptical low-earth orbit environment operating more than 700 km from the ground^[1-5]. The execution of such space missions has opened up generations of Chinese spacecraft for space travel, exploration of the starry sky, and various flight tests, with a brilliant and brilliant life. For example, the Beidou-3 navigation system has been being successfully integrated into a global network to measure the benefits of the Earth to the People's livelihood and safeguard national security; the Chinese space station Tiangong has been building to travel in space, and astronauts have been stationing in space science researches; Chang'e flew to the moon, Zhu Rong (God) explored fire, and “XI he” walked out of the earth every day to explore the mysteries of the Solar System. This series of experiences has sparked our contemplation and interest in exploring the engine principles and changes in the jet/plume space environment that space stations and satellites rely on to operate in space^[6-12].

[Key words] Satellite, Engine, Gas Plume Pollution; Mathematical Modeling; Computational analysis



(a) 卫星航天器发射与在轨飞行姿/轨控发动机工作原理



(b) 板舱结构卫星航天器轨道转移工作环境

图1 卫星航天器发射入轨低地球轨道飞行环境示意图

我们知道，卫星在轨运行时，依靠太阳能电池帆板吸收太阳能转化为电能存储在电池中，为航天器提供电能。当火箭穿过大气层时，会产生美丽的羽流效果，这种类似于太空水母的效果曾被许多人捕捉到，如图2(a)所示火箭发射所产生的气体在空间

形成了一个羽状物，图2(b)所示对处于燃气羽流流场的航天器表面产生撞击污染影响工作寿命^[1,7~15]。

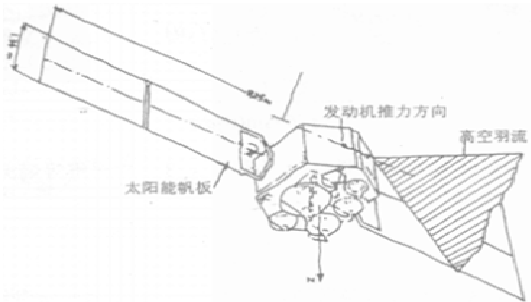
因为航天器运行环境的特殊性以及飞行成本的昂贵，研究人员无法在实际环境中进行实验，同时用来模拟羽流场的风洞又难以对高真空环境进行模拟，所以真空羽流场的实验研究一直难以进行，仅有少数实验研究报道^[13,14]。如何解决该项问题？研究人员通过数理建模计算分析，预测高空飞行可能发生的各种状况，以便在地面对飞行器进行改造和调试，制定飞行器详细准确的飞行计划。较成功模拟真空羽流场的数值方法是直接模拟蒙特卡洛(DSMC)方法^[1,3,8~16]，但由于其计算量大，计算时间长，难以对稠密连续流区气体流动问题模拟，需要发展适于多流区多层次流动过程的模拟方法。



(a) 太空烟羽



(b) 卫星太阳能电池帆板



(c) 发动机羽流实验

图2 卫星发射烟羽视图与发动机羽流对太阳电池帆板撞击污染实验模拟示意图

为建模计算这类复杂多场耦合流动变化过程，需分别使用

求解连续流的N-S方程、适于模拟高稀薄过渡流区和自由分子流区的DSMC方法,以及中间过渡带两者耦合的数值模拟技术^[1, 13, 15, 16],进行较为精细的数学物理建模与计算,还需要考虑图3所示卫星不同位置安装的姿/轨控发动机产生的多组分燃气混合物羽流场影响。虽然多种羽流场看似复杂难解,但我们只需通过数学、物理可计算建模,将其分解为不同的模型、施以不同的方法来求解,便可化繁为简,逐个切入,从而解决庞杂的工程学术问题。其中具体的技术路线概括为:首先使用已经发展较为成熟的N-S方程数值求解方法,计算仿真喷管内流场;之后如果喷管出口附近流动处于近连续滑移流,需要使用滑移流修正的N-S方程有限差分方法解决;喷口往后进入航天器工作的真空环境,视为稀薄羽流场,在羽流核心区 and 远场过渡区分别采用轴对称和三维DSMC方法模拟;而在喷管内连续介质流与喷管外羽流场之间的过渡区,因N-S方程求解失效和DSMC模拟困难,需要找到N-S方程的失效界面,采取两者杂交的耦合算法^[1, 13, 15-16];为研究多个发动机同时工作的羽流污染问题,可采取非结构网格生成技术模拟卫星复杂外形。基于上述技术路线的实施,需要研究建立高真空环境羽流对太阳能电池帆板污染效应计算方法。以下稍加详细介绍中国空气动力研究与发展中心有关科学家团队使用该化整为零、由简及繁的技术路线,开展数理建模,发展数值计算方法及其与图2(c)所示实验验证结合,用于计算揭示遨游太空的卫星发动机羽流变化过程。

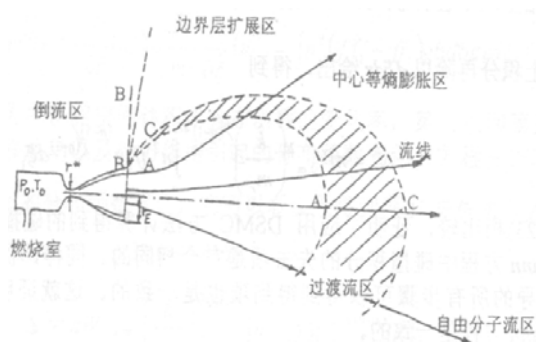


图3 卫星姿/轨控发动机与在轨飞行真空环境羽流流场区域划分示意图

1 使用N-S方程求解喷管内流场

纳维尔-斯托克斯(Navier-Stokes, N-S)方程依赖建立所研

究宏观流动变量如密度、压力、速度和温度变化率或通量之间的关系,来描述流体的运动,是一种较为成熟描述连续介质流动的数学物理控制方程。卫星姿控发动机气流密度很高,满足N-S方程适用条件。为了简化计算,可假设发动机燃烧室圆柱形药柱,空气通过燃料通道流入,在进气道末有一后向台阶,形成气流回流区以提供火焰稳定燃烧的必要条件,燃料圆柱末端已经燃尽,收敛段的气体压力和温度稳定且成分均匀,燃烧产物充分混合,可视为单一气体组成的热完全气体,并假定喷管内部的气体流动呈轴对称几何形状,喷管室前气体流动状态稳定,压力、温度和速度等参数在通过轴线的每个平面内有相同的分布规律,可以用轴对称计算模型准确描述管内气体的流动特征,最终得到可压缩牛顿流体轴对称N-S方程。计算需考虑精度和模拟时的分辨率,通常采用二阶有限差分格式。这里采取了我国空气动力学领域著名科学家张涵信院士提出的时空二阶精度的隐式混合通量NND迭代算法^[17-19],保证了计算的精度、效率和稳定性。

在得到求解喷管内流动的数值方法后,卫星姿控发动机喷管外形可采用代数网格生成方法,根据流动特征调整布置计算网格疏密程度。完成准备工作后,通过流场差分计算,得到边界条件,最终得到物面、入口与出口边界条件和喷管内流动对称条件,共同约束流场的边界,根据当地克努森数自动划分沿喷管轴向连续流和滑移流应用区域。数值试验结果表明,当流场收敛之后,边界的不同处理方式一般对结果计算精度没有影响。

2 基于物面边界滑移流理论的N-S方程解算器求解喷管出口附近流场

卫星姿控发动机工作于距地面近地点数百公里到远地点两万公里的高真空环境,发动机推力不足或喷管与喷口流动参数改变,会影响喷口附近的气体流动,呈现介于连续流和稀薄气体之间的近连续滑移效应严重。分析表明,如若此时仍采取喷管内的连续介质流动数值求解方法,会造成极大误差。是否能继续采用连续流计算方法的判据为当地流动的Knudsen(克努森数 Kn_{loc})大小,即气体分子平均自由程 λ 和宏观流动特征长度 L 的比值 Kn_{loc} 数进行羽流场区域划分,若 $0.01 < Kn_{loc}$,根据实验和Boltzmann方程气体动理论统一算法^[19-21]评估,流场已进入滑移流区,在工程应用中需要对N-S方程进行速度滑移和温度跳跃的边界条件修正后,可继续使用该方程进行求解。

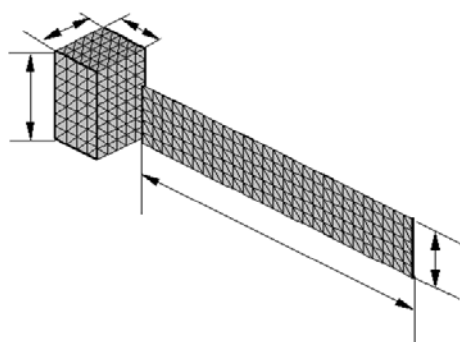
查阅文献学习到,连续流N-S方程并不能适用于所有流场情况,当 $Kn_{loc} > 0.1$ 时,气体流动已进入稀薄过渡区流动领域,整个流场表现为较强的稀薄气体分子间断粒子效应,遵循连续介质各向同性变化特点的N-S方程失效。同时,在稀薄过渡区气体非平衡流动中,推导N-S方程所用的数值模拟假设也完全失效;在高真空超音速环境中,尾迹流场的气流膨胀为低压低密度稀薄流,N-S方程失效。由此可见,模型和方程成立有前提假设条件,若假设有偏差但相近则可修正继续使用,这就是所谓的小扰动理论处理方法,若相差过大则需要新的数理建模与算法设计,另起炉灶更换新的建模算法。

同时,DSMC方法在模拟稀薄气体非平衡流中表现更卓越,但

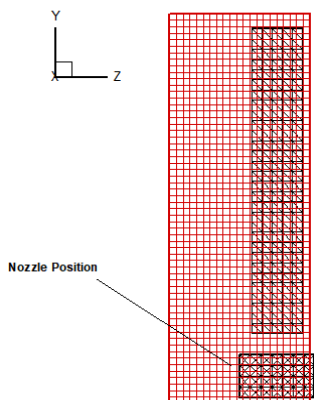
因其计算代价过高,并不适用于所有流区,特别是连续流区或近连续滑移流区,故要发挥两种计算方法各自的优势,在中间过渡流区发展耦合算法^[1,13~16]。

3 DSMC方法模拟喷管外部稀薄羽流场

卫星姿控发动机燃气从燃烧室经喷管喷出,在高真空环境形成外部羽流场,经历了从近连续滑移过渡流区到自由分子羽流区的转变,连续介质假设彻底失效,故要采用基于微观分子概率统计理论的直接模拟MonteCarlo(DSMC)方法进行计算分析^[4,5,7,14~19,34,35]。从20世纪50年代起,人们开始将稀薄气体动力学中发生的现象视为某一随机过程,采用基于概率理论的Monte Carlo方法求解,获得了较好的效果^[36,37]。DSMC方法用有限个仿真分子代替大量真实气体分子,将位置坐标、速度分量和内能储存在计算机中,通过模拟仿真分子因运动与边界和其他分子的碰撞,数值不断更新,最终通过统计网格内仿真分子的运动状态实现真实气体流动的模拟。图4绘出卫星与太阳能电池帆板羽流场DSMC仿真计算网格布局^[17~20],其中,所需求解的物理空间被划分为不大于分子平均自由程量级的网格,且网格内分子不能过少,以保证统计具有真实的物理意义。这种将气体分子运动与碰撞划分为前后两步的处理方法称为解耦,可使复杂问题得到有效简化,这也是处理复杂物理问题的一种手段。经实验验证,DSMC方法可准确模拟稀薄气体过渡流问题,并已在宏观应用方面发挥了出色的作用。



(a) 卫星与太阳能电池帆板计算建模简化外形



(b) 板舱结构卫星羽流场计算区域与网格划分

图4 卫星与太阳能电池帆板羽流场DSMC仿真计算网格布局

气体分子间的动能与内能转换是通过碰撞实现的。卫星姿控发动机羽流在高真空环境下的表现,因流体膨胀密度减小、温度降低,此时分子的碰撞不能使分子动能与内能变化守恒,造成热力学非平衡效应。羽流场内,分子振动能处于未激发态,此时气体分子动能分为平动能和转动能,非弹性碰撞中,两者参与能量转换,因此只需考虑分子的转动能非平衡。为此,需要给出相应的Larsen-Borgnakke能量传递模型。计算部分主要有两个步骤,首先碰撞总能量在分子对的平动能与总转动能中分配,之后总转动能再在两分子间分配,最终可以得到分子碰撞后的相对速度。

4 N-S/DSMC耦合算法模拟卫星羽流场

前文述及,为了开展卫星姿控发动机燃气混合物羽流对太阳电池帆板与卫星体表面的撞击污染流场计算研究,计算模型设置为数米尺度的长方体卫星和长十三余米宽两余米的太阳电池帆板,发动机安装于卫星外表面某典型位置,见图5所示计算区域与网格划分示意图。因N-S方程的局限性和DSMC方法的计算量大在不同实际条件的弊端,依靠单一一种计算方法难以对上述姿控发动机巨大羽流场进行模拟,需发展基于连续流N-S方程计算与稀薄流DSMC直接统计模拟相结合的流场分区耦合计算技术。对于连续流到稀薄流中间的过渡区流动,采取上述两种建模方法耦合的计算途径是最实用且效率最高的。但要在同一个流场使用两种方法来开展耦合计算,就要保证前后流场的一致性。在耦合的接口界面上,求解到的信息需要交换,实现双向信息传递,才可使计算得以持续稳定收敛^[15,16]。N-S/DSMC耦合算法需要适当选取DSMC方法计算区域,避免出现计算结果中参数不连续现象。选择DSMC计算区域时应根据DSMC和N-S方程结果使用判断连续流方程失效的方法来选取。

以上研究解决了羽流在发动机内外巨大物理空间流动传输时的计算问题,但本研究的核心是羽流对太阳能电池帆板的污染情况,还需要研究羽流污染流场的一体化模拟方法。羽流场污染主要为贴近卫星体表面的羽流倒流区和贴近太阳能电池帆板的高稀薄羽流粒子撞击区,该两区域羽流流场密度极低,可认为是自由膨胀的气体。此空间因为羽流与壁面撞击问题的复杂性和羽流流场本身不均匀以及发动机排出燃气的多种组分复杂性,故需采取三维DSMC模型便于更详细准确的观察。

5 混合物羽流撞击卫星体或太阳电池帆板表面沉积污染计算模型

完成上述算法建模过程后,就可开展羽流污染区的模拟了。卫星所在轨道环境压力很低,混合物燃气羽流高超声速传输扩散到远场区太阳能电池帆板和倒流区卫星表面沉积污染,已经在足够低密度高真空环境,可近似堪称分子流撞击。羽流分子沉积在太阳能电池帆板上增加了物面对阳光的吸收,羽流粒子沉积污染,透射率减小,太阳能电池帆板光电效应下降,恶性循环,导致太阳能电池帆板功率逐渐下降、卫星动力不足、卫星偏轨,寿命到期,所以遨游太空卫星发动机羽流巨大流场的数理建模

与污染分析是瓶颈,需要重点研究。我们知道类卫星航天器姿轨控发动机强烈的燃烧化学反应产生膨胀气体向外排气推动卫星前进,并维持巨大推力,所产生的燃气羽流并不能简单视为理想气体,现实情况是由多组分构成的混合气体,该研究中的双组元燃料 $CH_3N_2H_3$ 和 N_2O_4 ,燃烧产物为 CO 、 N_2 、 H_2O 、 NO 和 N_2O 五组元混合物^[1, 13, 15]。

DSMC模拟过程中,所要确定的宏观流动变量则要按照各组元在混合气体中所占的份额进行统计,得出混合气体的特征量平均值进行计算。那么在计算过程中要满足怎样的条件呢?下面我们将对宏观流动量的模拟准则进行介绍。

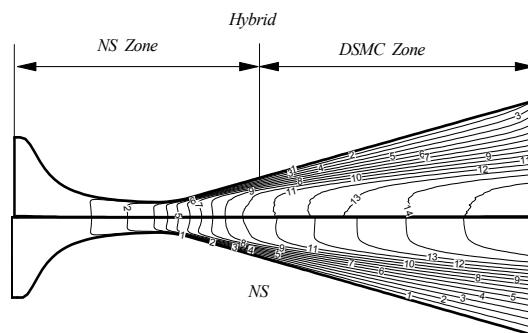
混合气体首先要遵守的是热力学参数准则,推导公式可以得到混合气体的热运动速度平均值、气体的平均温度、平均质量密度、比热容和有效自由度,约束了混合气体的热力学参数。其次要遵循的是微观条件下的统计模拟准则,研究可以得到两个分子间的碰撞频率、平均距离从而得到总碰撞数,再计算得到碰撞时间间隔、分子平均热运动速度,从而得到分子平均自由程,而有了混合气体的分子平均自由程,则可通过与特征尺度 L 的比值,计算出描述气体流动的稀薄程度 Kn 数,从而代入实际的计算得值。最后的步骤则是统计计算混合气体局域宏观流动量,在DSMC方法中,要通过多次仿真实验来统计平均结果趋于稳定。在统计取样稳定后,便可取样平均计算得到宏观流动量:气体密度和宏观速度,以及温度:气体平动温度、转动温度和振动温度等。此过程也可以得到粒子撞击物面后反射前后能量的差值,计算出污染造成的影响程度。

6 卫星羽流数理建模计算与实验验证分析

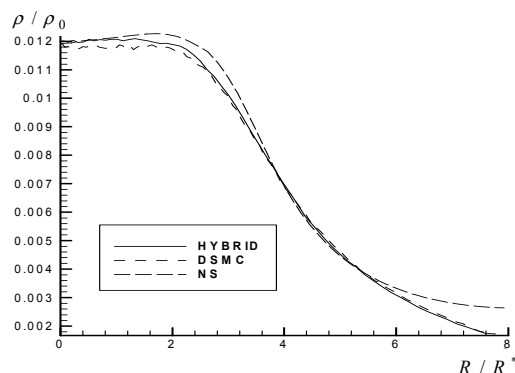
在完成对遨游太空在轨飞行卫星姿控发动机燃气从燃烧室经喷管压缩、膨胀加速,以高超声速喷出形成羽流场,经历多流区流动直到与太阳能电池帆板作用全过程的数理建模,采用N-S方程与DSMC方法耦合模拟,这样的化整为简,将复杂物理空间的流动问题化成可计算模型,并简化处理使运算量减小,得以用现实计算条件可以实现。其可信度与准确性,需要与其它已成熟的方法软件计算、相关实验数据对比分析,验证确认此种方法的科学合理可行性。经这样的数理建模、算法程序计算实现与验证改进,就可逐渐发展一套用于有效模拟我国在轨运行卫星发动机多组元混合物羽流场及其与卫星体、太阳能电池帆板表面羽流粒子沉积污染效应的N-S/DSMC耦合算法^[13~16]。本节首先在拟定有关计算比较对象,开展上述研究方法国内外相关理论计算及实验对比分析,验证所发展计算方法可靠性基础上,分别对安装在某在轨卫星不同位置两个10N推力的双组元($CH_3N_2H_3 / N_2O_4$)姿控发动机,燃烧室压力设置 $P_0 = 0.85 \times 10^6 Pa$ 、总温 $T_0 = 1200 K$,产生五组元混合物羽流在卫星体和太阳能电池帆板表面沉积分布计算分析。

根据文献^[1, 7~11, 22]介绍拟定姿控发动机尾喷管内流场算例:总压 $P_0 = 0.5 \times 10^5 Pa$ 、总温 $T_0 = 1000 K$,图5绘出了上述N-S/DSMC耦合算法与DSMC软件、N-S方程计算结果的比较情况。

可看出,图5(a)绘出的喷管内流场上、下半平面马赫数分布,N-S/DSMC耦合算法与N-S方程计算结果整体较吻合,流动参数分布变化趋势一致,只是在喷管扩张段稀薄气体效应较为严重的出口壁面附近流场,上半平面的N-S/DSMC耦合算法结果显示了更强的稀薄非线性非平衡流动特点。图5(b)给出喷管出口处沿径向的密度分布N-S/DSMC耦合算法与DSMC、N-S方程^[20]三种计算结果的定量化比较,显示出在姿控发动机尾喷管出口处,N-S/DSMC耦合算法结果与DSMC模拟结果一致性很好,且该耦合算法得到的流场分布较DSMC结果有更高的流动分布分辨率,但与N-S方程计算结果存在一定的明显差别,表1列出了该耦合算法结果与DSMC仿真的最大与最小偏差分别为1.26%与4.13%,然而耦合算法结果与N-S方程计算偏差最大达20%,说明在喷管出口附近因空气流动稀薄,N-S方程有限差分求解失真,证实耦合算法求解高真空环境卫星发动机羽流流场结构的正确可靠性;在喷管中心线附近的核心区,三种结果变化趋势吻合,而在进入喷管壁面边界层,N-S方程结果偏差较大,说明在喷管出口边界附近气流稀薄程度很高,N-S方程计算失真,该图进一步证实了前述研究方法用于计算姿控发动机尾喷管内流场的准确性。



(a) 喷管内流场马赫数分布N-S/DSMC耦合算法与N-S方程计算结果比较



(b) 喷管出口密度分布N-S/DSMC耦合算法与DSMC、N-S方程计算结果比较

图5 姿控发动机尾喷管流场N-S/DSMC耦合算法与DSMC软件、N-S方程结果比较

表1 姿控发动机喷管出口密度分布N-S/DSMC耦合算法、N-S方程与DSMC软件结果比较

与 DSMC 软件结果比较	用于卫星羽流污染数值模拟计算的 N-S/DSMC 耦合算法结果	N-S 方程计算结果
与 DSMC 结果最小偏差	1. 26%	2. 37%
与 DSMC 结果最大偏差	4. 13%	19. 87%

为了将上述N-S/DSMC耦合算法与低密度风洞对10N姿控发动机尾喷管羽流场实验测量比较验证,拟定图2(c)所示10N发动机羽流流场试验状态 $P_0 = 0.1 \times 10^6 \text{ Pa}$ 、 $T_0 = 773 \text{ K}$ 、流动介质氮气 N_2 ,试验中采用皮托管对流场压力分布进行测量^[22]。针对该实验状态,采用上述耦合算法与来自俄罗斯科学院新西伯利亚理论物理与计算数学研究所开发研制的高空羽流污染数值模拟的SMILE国际软件^[12]分别对该喷管的羽流流场结构进行了数值模拟,图6绘出发动机喷管羽流流场压力沿轴线分布N-S/DSMC耦合算法结果与风洞实验数据比较情况。可看出,在羽流轴线上,两种方法得到的流场结构数值结果压力分布趋势上完全一致,量值上也很吻合。对相同的风洞试验状态,采用俄罗斯软件SMILE进行了计算,图7是该发动机喷管出口下游近场核心区羽流流场数密度等值线云图和羽流轴向不同位置 $X=0.5$ 、 40 mm 沿径向数密度与压力分布轮廓线耦合算法计算结果与国外SMILE软件结果比较情况。可看出,两种计算结果等值线结构在空间上的分布基本上完全一致,而且本文介绍的耦合算法结果较SMILE软件对远场羽流流场计算具有更高的分辨率。从图7(b)反映出,在空间上的流场数密度、压力分布,两种途径得到的计算结果差不多完全一致。该算例的计算比较进一步证实了上述耦合算法建模过程途径方法用于计算遨游太空的卫星等航天飞行器姿轨控发动机喷管羽流流场的准确可靠性。

在轨卫星姿控发动机燃烧室混合燃料 $\text{CH}_3\text{N}_2\text{H}_3$ 与 N_2O_4 完全燃烧,将产生五组元混合物燃烧产物各组元流动参数。根据燃烧反应方程式中燃烧产物的比例和各组元的内自由度,可给出混合气体的整体平均分子量 $\bar{m} = 26.30579$,比热比 $= 1.340997$ 。为了验证本文介绍的耦合算法对揭示五组元混合物羽流污染计算的准确性^[1,13,15,20],研究对象设置为10N卫星姿控发动机喷管扩张段呈圆弧状,形成激波,沿壁面作用,产生复杂波系,影响出口参数,导致更多分子扩散回流造成严重污染。为了考察燃气混合物羽流经喷管喷出,其羽流流场变化过程及其对太阳能电池帆板和卫星体表面沉积污染影响分布情况,使用轴对称DSMC方法计算喷管出口外的近场核心区羽流流场。为了节省计算时间,该区羽流流场可分为两步计算。第一步,羽流近场计算。这一区域气流密度较高,计算时间较长。第二步,羽流中场计算。为了节约三维DSMC方法计算时间,在获得第一步计算结果基础上,扩大轴对称DSMC方法计算区域,使该区域包含羽流中场区和小部分倒流区。这里取羽流近场核心区计算范围:轴向 300 mm 、径向 100 mm ,流动介质五组元混合气体,以便验证近场

核心区轴对称与三维DSMC方法计算衔接的可行性,图8绘出羽流近场核心区计算得到的数密度与温度流场等值线云图分布。图中显示出,近场核心区羽流DSMC方法模拟结果与喷管内流场N-S方程计算结果在喷管出口前后光滑连接,说明文献[1,13,15,35]设计的喷管内流场N-S方程解算器与近场核心区轴对称DSMC耦合算法的科学合理与工程实用。可看出在轴对称计算区域的前边界($X=0 \text{ mm}$),喷管唇口处气流密度较高,分子数流量较大,随着距羽流对称轴距离增加,羽流膨胀很快,且回流速度分量较小,流量迅速下降,在 100 mm 范围内流量变化了4个量级。在该区上边界($R=100 \text{ mm}$),随着核心区膨胀影响逐渐增大,流量沿 X 方向不断增加,变化了1个量级。在该区后边界($X=300 \text{ mm}$),流量变化不大,在同一个量级内。同时也看出在激波压缩区,流量达到最大。上述计算结果与理论预测吻合,进一步证实羽流近场核心区使用所发展的轴对称DSMC方法与羽流远场区使用三维DSMC方法计算结果光滑衔接与分区耦合计算技术的正确选择与高精度。

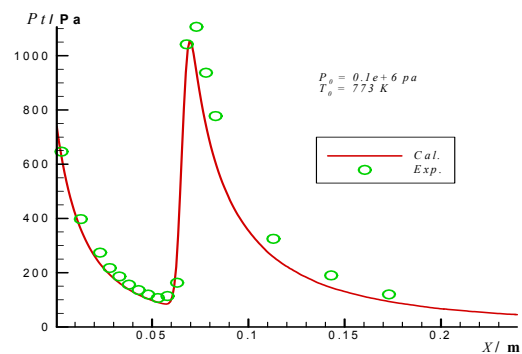
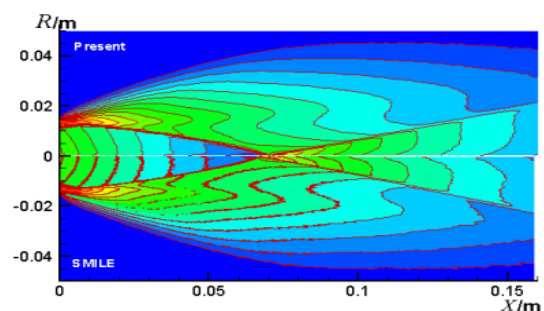
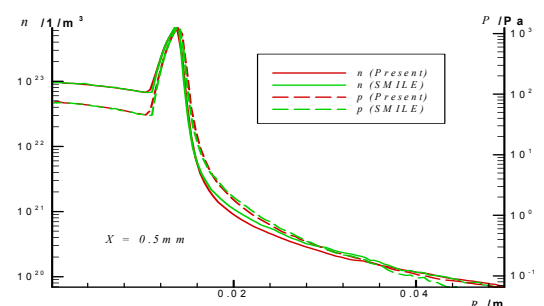
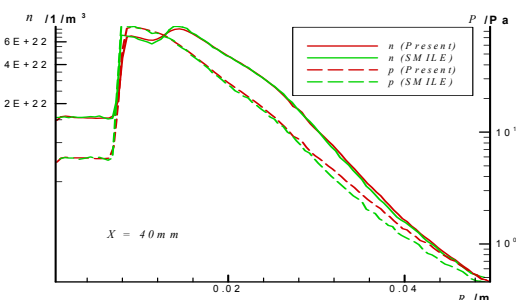


图6 发动机喷管羽流流场压力沿轴线分布N-S/DSMC耦合算法与风洞实验比较



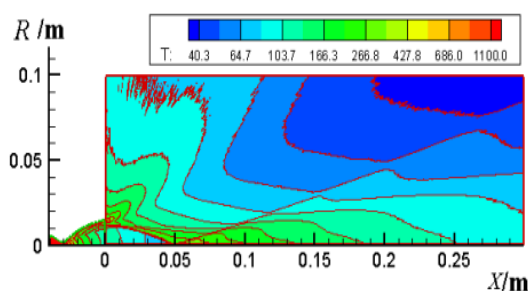
(a) 羽流近场核心区N-S/DSMC耦合算法与国外SMILE软件数密度结果比较



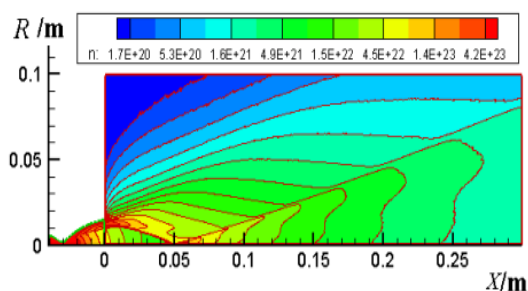


(b)羽流场轴向不同位置 $X=0.5、40\text{mm}$ 沿径向数密度与压力耦合算法与SMILE软件结果比较

图7 发动机羽流场轴向不同位置沿径向数密度与压力N-S/DSMC耦合算法与SMILE软件结果比较



(a)羽流近场核心区温度等值线云图分布



(b)羽流近场核心区数密度等值线云图分布

图8 五组元混合气体羽流场N-S/DSMC耦合算法计算近场核心区数密度与温度等值线分布

经过上述计算与实验结果比较与应用检验实践,证实所开展建模算法N-S方程与DSMC方法间耦合杂交算法对模拟多组元混合物羽流污染等的可行性和准确性,比较了我国东方红卫星姿控发动机产生的混合物羽流场对卫星的污染作用,运用了化难为易,从简化到复杂、一般到特殊,通过已知结果对模型验证,计算未知场景抓主忽次的科研方法。

7 结论与展望

维系我们日常工作生活的卫星航天器在轨飞行赖以依靠的发动机燃气高真空环境羽流属于典型多物理场多流区非平衡跨流域混合物流动问题,通过数理可计算建模,发展求解发动机喷管内流场轴对称N-S方程隐式混合通量数值格式;建立基于一阶、二阶滑移边界条件修正的N-S方程解算器与连续流方程失效判断参数计算方法;通过研究适于发动机喷管高真空环境燃气

羽流DSMC方法,建立用于卫星在轨飞行与再入发动机羽流污染模拟计算的轴对称、三维流场DSMC仿真方法。通过开展卫星羽流污染流场多区域、多物理场分区耦合计算研究,可发展有效模拟多组元混合物羽流场DSMC模拟计算平台。通过将所发展卫星羽流污染数值计算方法用于姿控发动机尾喷管内流场及羽流撞击效应计算与国内外相关理论计算软件、风洞实验数据比较分析,证实本文数值计算方法与程序软件用于在轨卫星姿控发动机羽流污染研究正确可靠性。通过对姿控发动机燃烧所产生五组元混合物羽流对太阳能电池帆板与卫星体沉积污染计算验证与应用分析,揭示了真实气体多组元混合物羽流对太阳能电池帆板与卫星体等沉积污染影响规律。至此,体验了卫星羽流污染数值模拟的全过程,从燃气发动机喷管内流动到形成羽流和帆板、卫星壁面碰撞作用计算建模,使用N-S方程和DSMC耦合算法可以高效快速完成计算,解决了发动机内外多流区羽流污染数值预示实际问题,可直接应用于“东方红系列”卫星羽流侵蚀污染影响与防护设计工程应用问题。

展望未来,上述数理建模与算法尚有诸多改进完善之处,需要未来进一步深化;多组元燃气羽流对各组分权重因子的精细化模拟也需要进一步研究;其次在自由分子流状态中,试验粒子蒙特卡洛(TPMC)方法计算效率高,能更好解决航天飞行器轨控发动机羽流污染问题,将此种方法进一步发展应用于实际计算。

致谢本工作得到中国空气动力研究与发展中心国家计算流体力学实验室李志辉研究员及“航天再入跨流域空气动力学研究团队”的指导与帮助,特此感谢。

【参考文献】

- [1] Zhihui Li, Zhonghua Li, Junlin Wu, Aoping Peng. Coupled N-S/DSMC Simulation of Multi-Component Mixture Plume Flows. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(3): 672-689.
- [2] 李志辉, 吴俊林, 彭傲平, 等. 天宫飞行器低轨控空气动力学特性一体化建模与计算研究[J]. *载人航天*, 2015, (2): 106-114.
- [3] 梁杰, 李志辉, 杜波强, 等. 真实气体效应对MSL火星进入气动特性的影响研究[J]. *航天返回与遥感*, 2017, 38(4): 8-17.
- [4] 方方, 田园, 赵攀, 等. 空间返回航天器气动外形设计与需求分析[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(05): 816-825+815.
- [5] 李志辉, 石卫波, 唐小伟, 等. 天宫一号再入回放[J]. *科学世界*, 2018, 236(10): 106-112.
- [6] 李浩婷, 单守义, 张延芬, 等. 遥望星空大型航天器回家之路[J]. *文汇*, 2020, 36(1): 132-145.
- [7] Dettleff G., *Plume Flow and Plume Impingement in Space Technology*, Progress in Aerospace Sciences, 28, 1991.
- [8] 蔡国飙, 王慧玉, 祖国君, 等. 真空小喷管羽流场的Monte Carlo直接模拟[J]. *推进技术*, 1997, (02): 44-49.
- [9] 黄琳, 任兵, 吴其芬. 姿控发动机高空羽流流场DSMC仿真及算法研究[J]. *国防科技大学学报*, 1998, (03): 17-20.
- [10] 程晓丽, 毛铭芳, 阎喜勤. 卫星变轨发动机羽流污染的研究[J]. *上海航天*, 2000, (05): 15-18.

- [11] Ebrahimi H.B., Levine J., Kawasaki A., Numerical Investigation of Twin-Nozzle Rocket Plume Phenomenology. *Journal of Propulsion and Power*, Vol.16, No.2, pp.178-186, 2000.
- [12] Ivanov M.S., Bondar Y.A., General Description of the Statistical Modelling in Low-Density Environment (SMILE) System, Novosibirsk: Russian Academy of Sciences Siberian Branch Institute of Theoretical and Applied Mechanics, 2005.
- [13] 李志辉, 李中华, 杨东升, 等. 卫星姿控发动机混合物羽流场分区耦合计算研究[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(4): 483-491.
- [14] Boyd I.D., Penko P.F., Meissner D.L., et al. Experimental and Numerical Investigations of Low-Sensitivity Nozzle and Plume Flows of Nitrogen, *AIAA Journal*, Vol.30, 10, pp.2453-2461, 1992.
- [15] 李志辉, 杨东升, 李中华, 等. 燃气混合物羽流场N-S/DSMC耦合算法研究[C].//第十四届全国计算流体力学会议论文集. 2009: 223-230.
- [16] 李中华, 党雷宁, 李志辉. 高超声速化学非平衡流动N-S/DSMC耦合算法研究. *航空学报*, 2018, 39(10): 100-111.
- [17] 张涵信, 余泽楚, 陆林生. 求解N-S方程的一个简单隐式算法[J]. *空气动力学学报*, 1984, (04): 70-74.
- [18] 国义军, 张涵信, 高树椿, 等. 旋转钝锥高超声速绕流的数值模拟与定性分析研究[J]. *空气动力学学报*, 2000, (S1): 1-9.
- [19] 李志辉, 张涵信. 稀薄流到连续流的气体运动论统一算法研究[J]. *空气动力学学报*, 2003, (03): 255-266.
- [20] Zhi-Hui Li, Han-Xin Zhang. Study on Gas Kinetic Unified Algorithm for Flows from Rarefied Transition to Continuum. *Journal of Computational Physics*, Vol.193, pp.708-738, 2004.
- [21] Zhi-Hui Li, Wen-Qiang Hu, Ao-Ping Peng, Jun-Lin Wu, Chun-Hian Lee. Gas-kinetic unified algorithm for plane external force-driven flows covering all flow regimes by modeling of Boltzmann equation, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 92(8): 922-949, 2020.
- [22] 向立光, 舒海峰, 许晓斌. 高超声速风洞铰链力矩试验技术研究进展[J]. *实验流体力学*, 2022, 36(5): 57-68.
- [23] 李志辉, 梁杰. 跨流域空气动力学模拟“护驾”再入飞行器[J]. *科技纵览*, 2018, (8): 57-59.
- [24] 梁杰, 阎超, 李志辉, 等. 稀薄过渡流区横向喷流干扰效应数值模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(1): 27-33.
- [25] 李中华, 李志辉, 吴俊林, 等. 羽流中固体颗粒在真空环境下分布的数值仿真[J]. *固体火箭技术*, 2014, 37(6): 797-803.
- [26] 蔡国飙, 王慧玉, 庄逢甘. 真空羽流场的N-S和DSMC耦合数值模拟[J]. *推进技术*, 1998, (4): 57-61.
- [27] 李中华, 党雷宁, 李志辉, 等. 天宫飞行器过渡流区高超声速绕流N-S/DSMC耦合计算[J]. *载人航天*, 2020, 26(05): 543-549.
- [28] 张涵信. 求解气动方程的高阶精度格式及相关问题[D]. 第七届全国计算流体力学会议论文集, 1994.
- [29] Jun-Lin Wu, Zhi-Hui Li, Ao-Ping Peng, Xing-Cai Pi, Zhong-Hua Li. Numerical Study on Rarefied Unsteady Jet Flow Expanding into Vacuum Using Gas-kinetic Unified Algorithm, *Computers and Fluids*. Vol.155, No.20, pp.50-61, Sep., 2017.
- [30] Atkins H.L., Casper J., Nonreflective Boundary Conditions for High-Order Methods. *AIAA* 93-0152, 1993.
- [31] Verhoff A. Global Far-Field Computational Boundary Conditions for C-Grid Topologies. *AIAA* 95-2184, 1995.
- [32] 包庆军, 唐帅, 蒋得刚. 计算流体力学在暖通工程机电安装中的应用[J]. *模型世界*, 2023, (13): 52-54.
- [33] Xie F., S. Li Y., Z. Wang X., B. Wang Y., Lei G., Xing K., W. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of low pressure gas in slip flow regime, *Inter. J. of Thermal Sciences*, 124: 131-145, 2018.
- [34] Charles R.J., Charles D., Alex I., Ronald M.S., Return Flux Contamination of an Outgassing Spacecraft in Low Earth Orbit, *AIAA Paper No.93-0725*, 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV, Jan. 11-14, 1993.
- [35] 李中华, 梁杰. 高空羽流流场数值仿真[C].//论文集. 北京: 中国空气动力学学会, 2000: 206-211.
- [36] Parker J.G. Rotational and Vibrational Relaxation in Diatomic Gases, *Physics of Fluids*, Vol.24, 449-462, 1959.
- [37] Bird G.A. Approach to Translational Equilibrium in a rigid sphere gas, *Physics of Fluids*, Vol.6, 1518-1519, 1963.