

基于地外天体起飞的真空羽流导流技术 仿真与试验研究

叶 青¹, 舒 燕¹, 张旭辉¹, 邢卓异¹, 王黎珍¹, 贺碧蛟²
(1. 中国航天科技集团有限公司
中国空间技术研究院 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;
2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对着航天器发动机羽流导流问题, 基于工程经验提出了四种典型导流装置型面(包含内凹槽形式和导流锥形式等), 利用计算流体动力学/直接模拟蒙特卡罗(CFD/DSMC)耦合方法, 对起飞过程中羽流导流带来的气动力和气动热效应进行了数值模拟, 并对不同导流装置情况下羽流场激波、航天器表面压强和热流密度分布规律进行了分析, 给出了四种导流装置的导流效果评价。最后以导流锥形式开展试验, 对仿真算法进行了验证。结果表明: 羽流导流并没有导致发动机燃烧不稳定; 综合考虑航天器羽流和发动机安全性, 大导流锥导流的方案最优; 在导流锥附近的激波位置及形态和仿真一致, 仿真与试验的变化趋势一致, 仿真算法可信, 数据规律可以作为工程参考。

关 键 词: 深空探测; 载人航天; 地外天体起飞; 羽流导流; CFD/DSMC 耦合方法

中图分类号: V430 **文献标志码:** A

Research on simulation and test of vacuum plume diversion technique based on vehicles taking off outside the earth

YE Qing¹, SHU Yan¹, ZHANG Xuhui¹, XING Zhuoyi¹,
WANG Lizhen¹, HE Bijiao²
(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering,
China Academy of Space Technology,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China;
2. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In view of the problem of limitations on engine plume diversion, based on engineering experiences, four typical molding surfaces of diversion devices (including form of inner groove and form of diversion cone) were proposed to carry out numerical simulation of the aerodynamic and aerothermal effects caused by plume diversion during take-off using the coupling simulation method of computational fluid dynamics (CFD) and direct simulation of Monte Carlo (DSMC), and analyze the plume field shock wave and spacecraft surface pressure and heat flow density distribution law, thereupon the evaluation on diversion effects of the four diversion devices was presented, and finally tests in the form of diversion core were conducted to verify the simulation algorithm. The result show that the engine is stable with

the plume diversion, the scheme of the large diversion core is optimal considering the space-craft plume and engine safety, the shock near the diversion core is the same as the simulation, the variation trend of simulation and test is consistent, the algorithm is credible and the law can be applied in engineering.

Key words: deep space exploration; manned space mission; vehicles taking off outside the earth; plume diversion; CFD/DSMC coupled method

随着载人航天和深空探测的发展,探测器的地外天体任务越来越复杂,涉及到地外天体起飞的发射越来越多^[1-2]。航天器基于地外天体起飞时,发动机喷流经地外天体表面反射作用到航天器底面,会在狭小空间内产生强烈的气动力、热效应,从而影响到航天器起飞的稳定性和表面热防护。为了研究起飞过程中导流装置对航天器起飞的影响,须开展基于地外天体起飞羽流导流的力热效应研究,为后续航天器起飞任务提供支撑。

对于真空羽流导流问题,目前主要有两种解决思路:一种是使用类似于 Apollo 登月舱的内凹槽形式^[3],将力和热集中到内凹槽内;另一种是使用类似火箭(导弹)发射常用的导流锥形式,将羽流向外排导。

Apollo 登月舱两级分离期间,上升级发动机工作时在狭小空间产生了强烈的羽流喷焰和回流,将对下降级顶板和上升级底部产生很高的压力和热流影响,因此,为保证航天器任务顺利开展,须设置导流装置来进行引流,如图 1 所示,将高温高压气流引导至安全的地方和空间进行排放。针对真空羽流导流的难题,Apollo 登月舱在下降级上采用内凹槽的导流装置。

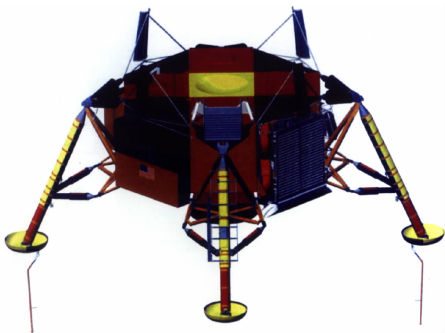


图 1 Apollo 任务使用的内凹槽
Fig.1 Inner groove of the Apollo misson

国内运载、导弹发动机燃气射流导流也采用导流装置,导流型面主要采用圆锥形、楔形等形式,如图 2 所示。

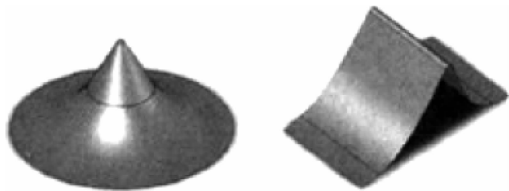


图 2 运载和导弹使用的导流锥
Fig.2 Diversion cone of the launcher and missile

目前,国外对羽流导流的研究主要集中在导流装置受到的热效应和冲击^[4],国内贺卫东等分析了羽流导流对激波以及力热效应的影响^[5-8]。胡旭坤和肖泽娟等分析了羽流导流试验技术和搭建^[9-12]。对羽流导流的研究方法主要有数值仿真、地面试验和飞行试验三种,考虑到数值仿真精度不高,地面试验真空度难以保持,而飞行试验成本太高,本文主要采用数值仿真结合试验验证来开展研究。

1 研究模型

1.1 起飞模型

航天器在地外天体起飞可看做是航天器基于起飞平台的起飞,其中涉及到航天器、起飞平台和发动机的相对位置和姿态,如图 3 所示。

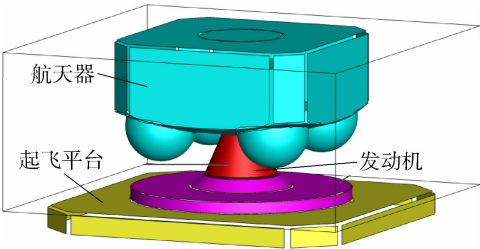


图 3 起飞模型示意图
Fig.3 Schematic of taking-off model

1.2 羽流导流模型

根据调研文献,本文提出了四种羽流导流装置形式,分别是无导流形式、内凹槽形式(类似于 Apollo)、大导流锥和小导流锥形式,安装时内凹槽和导流锥的中心轴与航天器中心轴重合,如图

4 所示。

- 1) 无导流:起飞平台不安装导流装置;
- 2) 内凹槽导流:按 Apollo 尺寸缩比,安装在起飞平台上表面;
- 3) 导流锥导流:圆锥构形,安装在起飞平台上表面,依据工程经验设计了两种尺寸的导流锥。

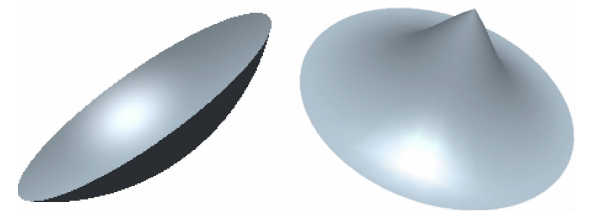


图 4 内凹槽和导流锥示意图

Fig. 4 Schematic of the inner groove and division cone

2 研究方法

2.1 数值仿真方法

钱学森最先根据稀薄程度将稀薄气体(不包括连续流)流动分为三大领域,即滑流领域、过渡领域和自由分子流领域。滑流归属于连续流,过渡流和自由分子流归属于稀薄流。

从国内外文献来看,Bird 早在 20 世纪 60 年代就提出了稀薄流计算的直接模拟蒙特卡罗(DSMC)方法^[13]。George 采用计算流体动力学/直接模拟蒙特卡罗(CFD/DSMC)方法数值模拟了以二氧化碳为推进剂的真空羽流^[14],并与试验进行了对比。程晓丽和唐振宇等进行了高空羽流场的 DSMC 仿真计算和试验研究^[15-18]。

对于羽流导流热力热效应分析,涉及发动机喷管内部及近场连续流动、导流装置上强冲击和反射、羽流回流区过渡流和自由分子流等多个流态和过程,比较复杂,需使用 CFD 和 DSMC 方法相耦合的方法来进行分析。对于发动机喷管内流和羽流近场,采用较为成熟的 CFD 方法能有效进行数值分析。

数值仿真时发动机内流属于连续流区(即 CFD 计算域),航天器底面和起飞平台属于非连续流区(即 DSMC 计算域),计算域如图 5 所示。

本文采用商业软件 FLUENT 作为 N-S(Navier-Stokes)方程求解器。湍流模型选择 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,其参数为 FLUENT 默认。Courant 数设置为 0.4。通量格式使用 Roe 格式。根据流场 Kn 作为连续流态失效判断准则,将此处的 CFD 的流场结果作

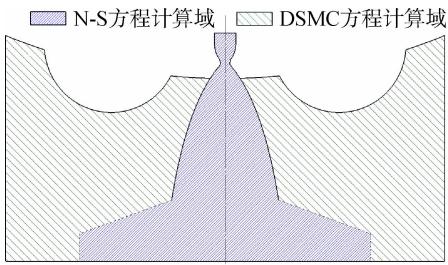


图 5 CFD 和 DSMC 计算域示意图

Fig. 5 Schematic of the CFD and DSMC computational domain

为 DSMC 计算的入口条件,对于过渡流和自由分子流领域采用 DSMC 进行数值计算。此外,由于 DSMC 方法计算量和内存需求大,在应用上受到了一定程度的限制。使用并行计算可以很好地解决 DSMC 方法对计算速度和内存的需求问题,可以在较快的时间内得到较高精度的数值仿真结果。

喷管入口设置为压力入口边界条件,总压为 0.8 MPa,总温为 3040 K;喷管壁面和导流机构表面为绝热无滑移壁面;轴对称计算中发动机中轴线为轴对称边界;根据对称性,三维计算只需计算一半区域即可;真空边界认为粒子逃逸;固体表面温度取为 300 K,热适应系数统一取为 1;起飞平台认为是一个平板,导流装置固定在起飞平台上,边界条件如图 6 所示。

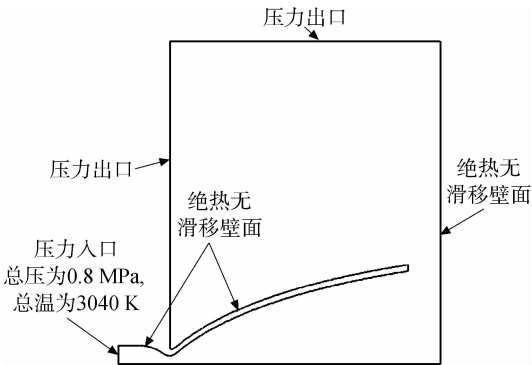


图 6 边界条件示意图

Fig. 6 Schematic of the boundary conditions

2.2 试验验证方法

试验在北京航天试验技术研究所的 GS-3 高空模拟试车台内进行,主要针对大导流锥状态开展试验。航天器安装在真空舱内的承力架上,导流装置和起飞平台安装在底部的位姿调整装置上,通过调整底部的位姿平台来模拟航天器、发动机与起飞平台的相对位置。航天器内部通过加热片确保推进剂温度和压力传感器温度。

在试验过程中发动机通过地面试验台发控制指令点火。通过真空泵引射和液氢热沉吸附来保证真空度接近真空。

地面试验原理见图 7,压强测点(P1~P40)分布见图 8。采用北京威斯特中航科技有限公司的压力传感器,测量不确定度在 1% 以内。通过在航天器底部布置压力传感器来测量航天器底部的表面压强分布,通过数据采集系统来收集,最后通过数据分析来完成对数值模拟算法的修正。

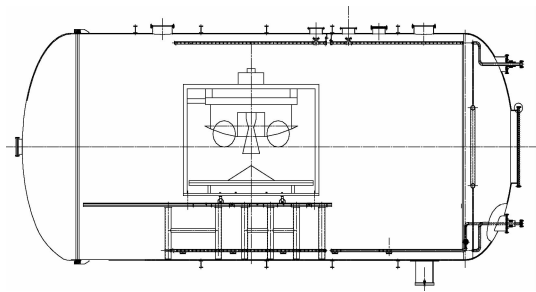


图 7 地面试验示意图
Fig. 7 Schematic of ground test

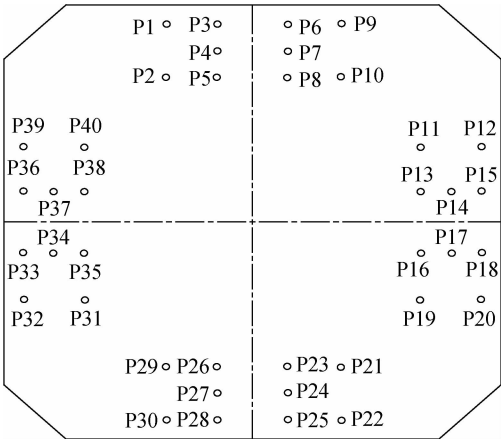


图 8 压力传感器安装位置示意图

Fig. 8 Schematic of the pressure sensor mounting position

3 分析结果

航天器在进行地外天体起飞时,产生的高温高压气流通过导流装置进行排导,在这一过程中,导流装置直接影响发动机的压强、热流密度分布以及激波位置。基于以上因素,结合 CFD 和 DSMC 耦合计算方法,以期得到导流装置对羽流导流影响的变化规律。

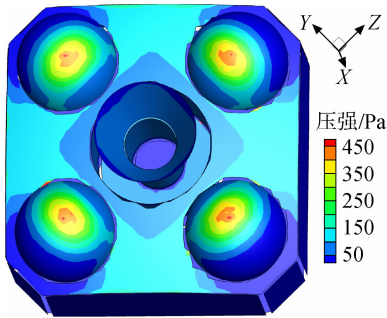
3.1 仿真结果

3.1.1 不同导流装置对航天器力热的影响

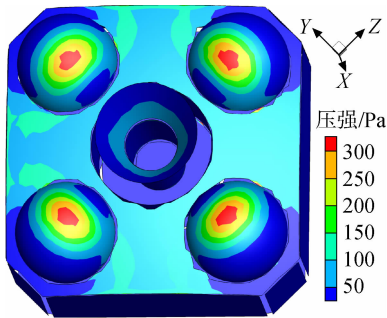
不同导流装置的航天器底部的压强云图和热流

密度(q)云图如图 9 和图 10 所示。分析数据可知:

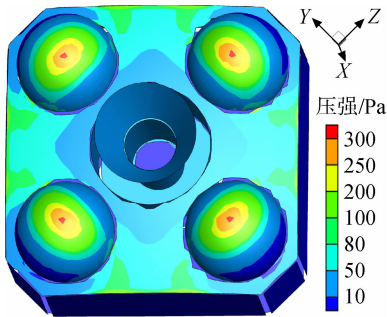
1) 分析四种导流装置导流后航天器底部的压强极值和热流密度极值,无导流最大,其次是内凹槽,然后是小导流锥,最小的是大导流锥,表明



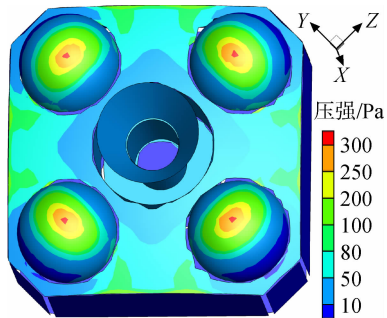
(a) 无导流



(b) 内凹槽导流



(c) 小导流锥导流



(d) 大导流锥导流

图 9 不同导流装置对应的航天器底部压强云图
Fig. 9 Pressure under the spacecraft with different diversion devices

导流锥导流对航天器底部的高压高热气流有疏导作用,且在一定尺度内导流锥尺寸越大,疏导作用越明显。

2) 分析四种导流装置导流后羽流对航天器的扰动力和扰动力矩,无导流最大,其次是内凹槽,然后是小导流锥,最小的是大导流锥,且在一定尺度内导流锥尺寸越大,扰动力和扰动力矩越小,对姿态的稳定性而言最优。

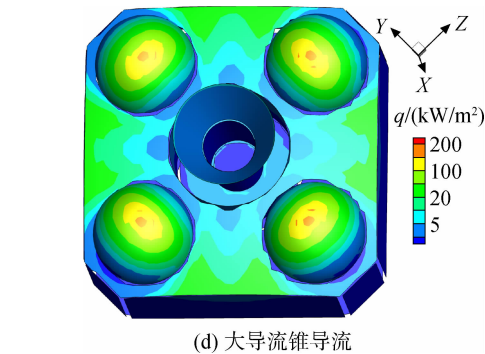
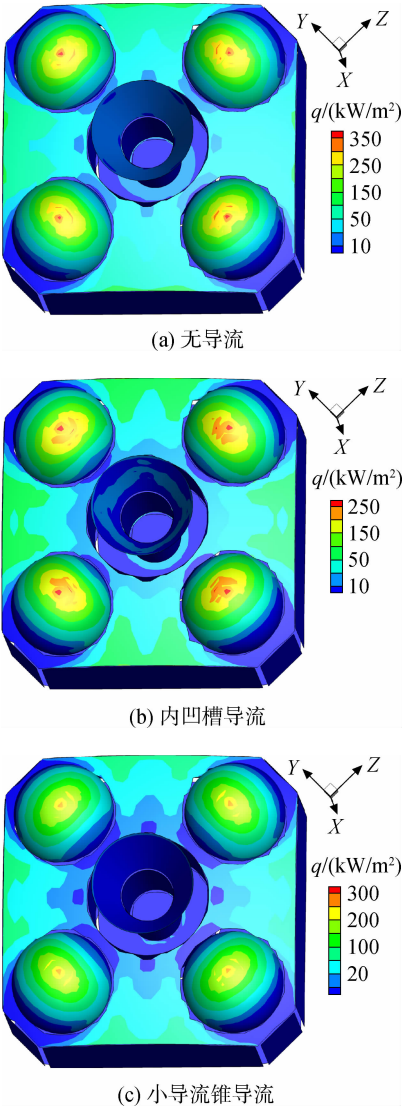


图 10 不同导流装置对应的航天器底部热流密度云图
Fig. 10 Heat flux under the spacecraft with different diversion devices

3) 综合分析航天器底部的压强、热流密度以及航天器受到的扰动力和扰动力矩,如表 1 所示,大导流锥是最优的羽流导流方案。

3.1.2 不同导流装置对发动机的影响

不同导流装置的真空羽流压强、温度以及马赫数云图如图 11~图 13 所示。分析数据可知:

1) 四种导流装置导流后激波形态基本一致,激波均未进入喉部,发动机激波前流场也基本一致,表明羽流导流并没有导致发动机燃烧不稳定。

2) 四种导流装置对发动机内流场的压强和温度影响基本可忽略,但导流锥导流形式下,发动机出口附近流场有明显向外扩散的趋势,发动机出口附近高压高温区域减小。

3) 四种导流装置对发动机内的激波位置有一定影响,如表 2 所示,内凹槽导流的激波位置离发动机喉部最远,大导流锥导流的激波位置离发动机喉部位置最近,从发动机安全性来看,内凹槽导流使激波位置向发动机出口方向移动,内凹槽导流方案最优。

3.2 仿真与试验结果对比

选取大导流锥状态开展试验,航天器、发动机以及导流装置均按照 1 : 1 比例,试验过程中真空

表 1 压强、扰动力、扰动力矩和热流密度极值统计
Table 1 Statistics of the pressure, disturbing force, disturbing torque and heat flux

导流装置	扰动力/N	扰动力矩/(N·m)	压强极值/Pa	热流密度极大值/(kW/m ²)
无导流	320.4	0.52	450	390
内凹槽导流	244.4	0.42	350	290
小导流锥导流	199.1	0.28	320	270
大导流锥导流	97.7	0.19	300	190

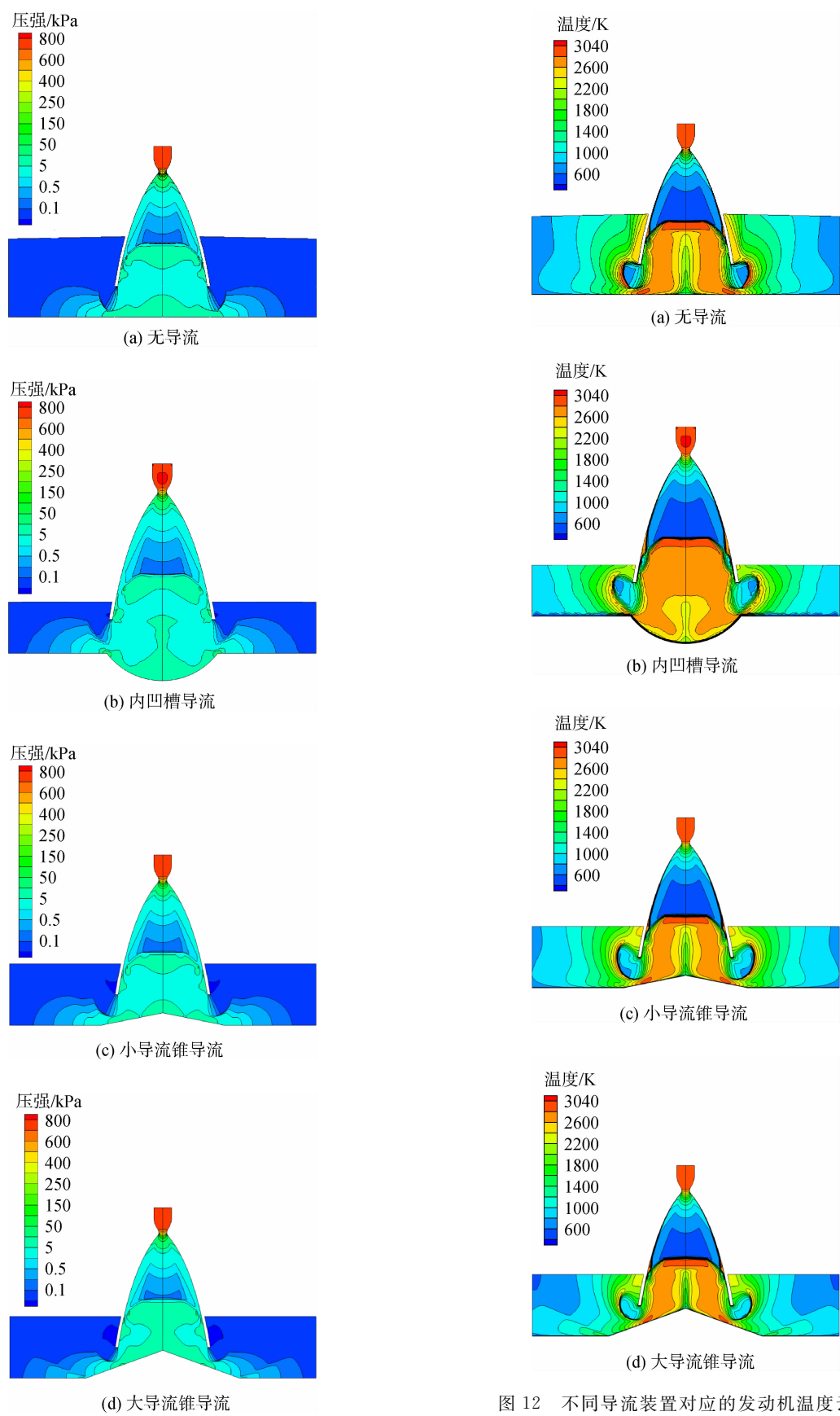


图 11 不同导流装置对应的发动机压强云图
Fig. 11 Pressure contour with different diversion devices

图 12 不同导流装置对应的发动机温度云图
Fig. 12 Temperature contour with different diversion devices

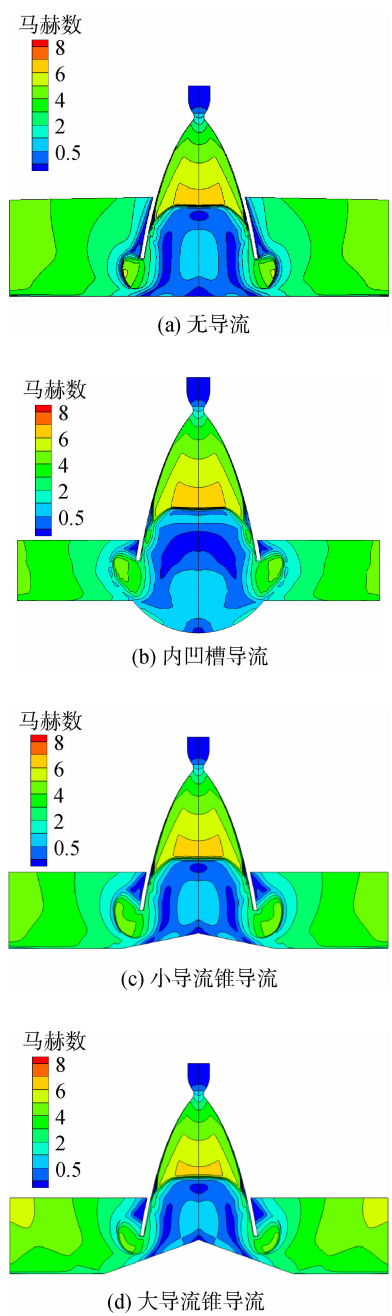


图 13 不同导流装置对应的发动机马赫数云图
Fig. 13 Mach number contour with different diversion devices

表 2 发动机扩张段激波位置统计
Table 2 Statistics of shock wave position in engine expansion section

导流装置	激波位置到发动机喉部距离/mm
无导流	462
内凹槽	480
小导流锥	470
大导流锥	430

度维持在 20 Pa 以下。依据真实舱压条件对仿真模型进行了修正,试验后将压强测点的数据汇总,仿真与试验结果对比如下:

- 1) 高速摄影测得的发动机羽流场形态与仿真一致,如图 14 所示,点火过程中燃烧平稳,在导流锥附近的激波位置及形态和仿真一致。
- 2) 从压强数据的规律来看,如图 15 所示,仿真与试验的变化趋势一致,表明仿真算法可信。从量级上看,试验值偏小于仿真值,误差在 50% 以内,误差来源包括引流管的长度以及舱压不均匀等。

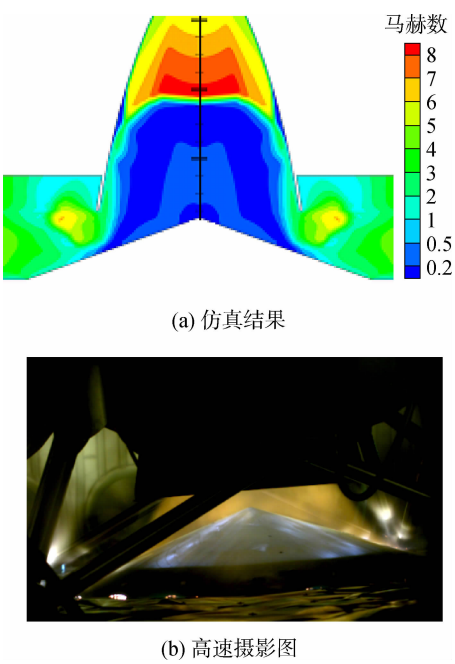


图 14 高速摄影与马赫数云图对比
Fig. 14 Comparison of the high speed photography and Mach-number contour

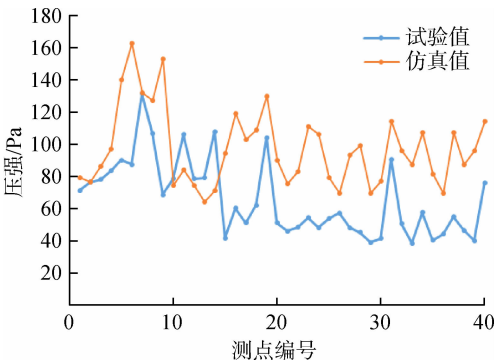


图 15 压强仿真与试验对比
Fig. 15 Comparison of pressure between simulation and experiment

4 结 论

本文针对航天器地外天体起飞出现的羽流导流难题,针对四种不同的导流装置基于 CFD 和 DSMC 耦合的方法给出了羽流导流热力热效应的仿真分析和试验结果,得到了如下结论:

1) 四种导流装置导流后激波形态未发生明显变化,激波均未进入喉部,发动机激波前流场与未导流前一致,表明羽流导流并没有导致发动机燃烧不稳定。

2) 综合分析航天器底部的压强、热流密度以及航天器受到的扰动力和扰动力矩以及发动机安全性,考虑到大导流锥方案虽然使激波位置向喉部移动,但是发动机并未出现燃烧不稳定,且从安全性来看只是相对不好,换来的优势是羽流热力明显减小,对航天器起飞的稳定性和热控更有利,因此大导流锥导流的方案最优。

3) 高速摄影测得的发动机羽流场形态与仿真一致,点火过程中燃烧平稳,在导流锥附近的激波位置及形态和仿真一致;从航天器表面的压强云图分布来看,仿真与试验的变化趋势一致,仿真算法可信,仿真获得的羽流导流数据规律可以作为工程参考。

参考文献:

[1] DETTLEFF G. Plume flow and plume impingement in space technology[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1991,28(1):1-71.

[2] 果琳丽,王平,梁鲁,等. 载人月面着陆及起飞技术初步研究[J]. 航天返回与遥感,2013,34(4):10-16.

GUO Linli,WANG Ping,LIANG Lu,et al. Preliminary research on manned lunar landing and lifting off technology[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing,2013,34(4):10-16. (in Chinese)

[3] BENNETT F V. Apollo experience report mission planning for lunar module descent and ascent[R]. Houston, US:Manned Spacecraft Center,1972.

[4] OH H,LEE J,UM H,et al. Numerical study for flame deflector design of a space launch vehicle[J]. Advances in Space Research,2017,59(7):1833-1847.

[5] 贺卫东. 发动机真空羽流导流热力热效应的 CFD/DSMC 耦合仿真及试验研究[D]. 北京:北京理工大学,2015.

HE Weidong. Numerical simulation and experiment research on force and heat effect vacuum plume with CFD & DSMC coupled method[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology,2015. (in Chinese)

[6] 贺卫东,党海燕. CFD/DSMC 耦合仿真方法在天基发射羽

流导流技术研究中的应用[J]. 导弹与航天运载技术,2015(2):53-57.

HE Weidong,DANG Haiyan. Application of CFD/DSMC coupling simulation method in the research of space-based launch plume diversion technique[J]. Missiles and Space Vehicles,2015(2):53-57. (in Chinese)

[7] 贺卫东,党海燕,鲁志刚,等. 基于地外天体起飞的真空羽流导引技术研究方案评述[J]. 航天器环境工程,2015,32(2):206-210.

HE Weidong,DANG Haiyan,LU Zhigang,et al. Review of the studies of vacuum plume diversion technique for probe taking off from celestial bodies outside the earth[J]. Spacecraft Environment Engineering,2015,32(2):206-210. (in Chinese)

[8] 贺卫东,党海燕,许明艳,等. 地外天体起飞过程真空羽流导流热力热效应研究[J]. 推进技术,2015,36(8):1151-1156.

HE Weidong,DANG Haiyan,XU Mingyan,et al. Research on impact and thermal effect of celestial takeoff vacuum exhaust plume[J]. Journal of Propulsion Technology,2015,36(8):1151-1156. (in Chinese)

[9] 胡旭坤,张登攀,张奎好. 羽流导流综合验证试验技术[J]. 火箭推进,2018,44(1):81-85.

HU Xukun,ZHANG Dengpan,ZHANG Kuihao. Test technology for plume flow guidance synthetical verification[J]. Journal of Rocket Propulsion,2018,44(1):81-85. (in Chinese)

[10] 肖泽娟,程惠尔,周红玲,等. 空间羽流试验台设计与系统测试[J]. 上海航天,2008(4):56-60.

XIAO Zejuan,CHENG Huier,ZHOU Hongling,et al. Design and testing of space plume experimental system[J]. Aerospace Shanghai,2008(4):56-60. (in Chinese)

[11] 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.

XIAO Zejuan,CHENG Huier,ZHOU Weimin,et al. Experimental investigation of the space thruster plume flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2008,26(4):480-485. (in Chinese)

[12] 肖泽娟,程惠尔,周红玲,等. 高空羽流试验系统和压力场的测量[J]. 上海交通大学学报,2007,41(9):1542-1545.

XIAO Zejuan,CHENG Huier,ZHOU Hongling,et al. An experimental system of high-altitude plume flow and the pressure field test[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University,2007,41(9):1542-1545. (in Chinese)

[13] BIRD G A. Approach to translation equilibrium in a rigid sphere gas[J]. Journal of Physics of Fluids,1963,6(10):1518-1519.

[14] GEORGE J D. A combined CFD-DSMC method for numerical simulation of nozzle plume flows[D]. New York: Cornell University,2000.

[15] 程晓丽,毛铭芳,阎喜勤. 小推力发动机高空羽流场数值模拟[J]. 空间科学学报,2002,22(3):261-267.

CHENG Xiaoli, MAO Mingfang, YAN Xiqin. Numerical investigations of a small thruster plume at high altitude [J]. Chinese Journal of Space Science, 2002, 22(3): 261-267. (in Chinese)

[16] 程晓丽, 李明智, 毛铭芳, 等. 高空羽流场的 DSMC 计算和实验研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(1): 9-14.

CHENG Xiaoli, LI Mingzhi, MAO Mingfang, et al. Experimental and numerical investigation of a high-altitude plume flow using DSMC method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(1): 9-14. (in Chinese)

[17] 程晓丽, 黄飞, 苗文博. 大推力发动机羽流效应的 DSMC 方法研究[R]. 西安: 中国力学大会, 2013.

[18] 唐振宇, 蔡国飙. 使用 NS-DSMC 耦合方法模拟发动机真空羽流流动[R]. 西安: 中国力学大会, 2013.

(编辑: 陈 越)