复燃对液体火箭返回阶段底部热环境的影响

李志鹏[1],包轶颖[2],孙培杰[2],王平阳[1]
(1.上海交通大学 机械与动力工程学院,上海200240;2.上海宇航系统工程研究所,上海201108)

摘　要: 为了研究垂直起降液体火箭在返回阶段发动机反向喷流及复燃对箭体着陆支腿和底部热环境的影响,建立了尾焰复燃、流场及光谱辐射计算模型。在国内率先对垂直起降液体火箭在返回阶段的箭体底部热环境进行了数值计算,流场计算采用商业软件,复燃反应使用有限速率化学反应模型;采用HITRAN数据库获得喷流气体组分的光谱吸收系数、正反光线踪迹法求解辐射传递方程。利用文献实验结果,对计算进行了验证并考察了复燃对底部热环境的影响。结果表明:复燃反应对包括箭体底面、侧壁面及着陆支腿的对流和辐射热流密度均会明显升高,最高可达80%以上。因此,研究成果适用于液体火箭返回阶段底部精细化热设计,且在设计过程中有必要考虑复燃的影响。

关键词: 液体火箭;返回;返流;复燃;有限速率化学反应
中图分类号: V 434　　**文献标志码:** A　　**DOI:** 10.19328/j.cnki.1006-1630.2020.01.014

Effects of Recrudescence on the Thermal Environment of the Bottom of a Liquid Rocket during Its Return Stage

LI Zhipeng[1], BAO Yiying[2], SUN Peijie[2], WANG Pingyang[1]
(1.School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2.Shanghai Institute of Aerospace Systems Engineering, Shanghai 201108, China)

Abstract: In order to study the effects of opposing jet and recrudescence of the engine of a vertical take-off and landing liquid rocket on the landing legs and the thermal environment of the bottom of the rocket body during its return stage, the calculation models for the tail flame recrudescence, flow field, and spectral radiation are established. The thermal environment of the bottom of a vertical take-off and landing liquid rocket during its return stage is numerically calculated for the first time in China. The flow field is calculated by using the FLUENT software, and the recrudescence reaction is obtained by the finite-rate chemical reaction model. The spectral absorption coefficient of the jet gas components is obtained by the HITRAN database, and the radiative transfer equation is solved by the positive and negative ray tracing method. The experimental results in literature are used to verify the results obtained in this paper, and the effects of recrudescence on the thermal environment of the bottom of the rocket are also investigated. The results show that the recrudescence reaction increases the convective and radiant heat flux densities of the bottom, side wall, and landing legs of the rocket body, and the maximum increase amplitude is up to 80%. Therefore, the research results of this paper are applicable to the fine thermal design of the bottom of the liquid rocket during its return stage, and it is also necessary to consider the effects of recrudescence in the design process.

Key words: liquid rocket; return; reflux; recrudescence; finite-rate chemical reaction

0　引言

随着航天发射任务的增多,世界主要航天大国都在考虑通过重复使用运载火箭的方式,降低发射成本的问题[1-2]。运载火箭实现重复使用的关键在于安全可靠的回收。目前运载火箭回收的主要途

收稿日期: 2019-10-09; **修回日期:** 2019-10-17
作者简介: 李志鹏(1994—),男,硕士研究生,主要研究方向为液体火箭底部热环境计算。
通信作者: 王平阳(1971—),男,副教授,主要研究方向为先进空间推进技术。

径有伞降回收和垂直返回。我国的“神舟”系列载人飞船返回舱的回收即采用的是伞降回收[3];而通过垂直返回回收运载器的方法则在麦道公司的“德尔塔快帆”(DC-X/XA)中得到了初步考验,SpaceX公司利用“猎鹰9号”运载火箭进行发射并垂直着陆成功回收。相比较而言,垂直返回技术可实现着陆地点的精确控制,能够很好地控制子级回收落点位置,并可极大降低发射成本[4]。但火箭垂直降落时,在很大的飞行马赫数条件下,发动机喷流受到下方来流的挤压而形成伴随复燃现象的反喷气流,将会直接冲击箭体底面以及着陆支腿,引起的热环境将更为严重和复杂。

国内外对于火箭底部热环境的研究从未间断过。美国在研制土星I(1965)[5]、大力神III(1970,1972)[6-7]的过程中,就通过地面风洞试验研究了上升阶段底部不同区域加热热流呈现的变化趋势。国内起步较晚,北京空间动力研究院(2002)[8]、国防科技大学(2002)[9]、上海交通大学(2009)[10]、北京航空航天大学(2011)[11]等分别利用数值模拟方法对高空过渡区羽流热效应进行了分析。之后,Wang[12]利用计算流体动力学(CFD)方法,对美国麦道公司设计的DC-X火箭返回着陆过程在没考虑复燃的情况下,对底部四喷管喷流流场及其对底部辐射和对流加热进行了分析。Devir等[13]对上升段考虑复燃的喷流流场和热效应进行了数值模拟,红外辐射强度的计算结果与测量吻合较好。国内近些年针对火箭喷流的复燃现象也开展了数值研究:刘尊洋等[14]使用有限体积法研究了上升段复燃对液体火箭尾焰光谱和波段红外辐射强度的影响;蔡红华等[15]对地面阶段的液氧煤油发动机尾焰复燃反应前后对于平板壁面的冲击特性的影响开展了研究。

目前国内外针对运载火箭的底部热环境研究较多,涉及复燃效应较少,并且集中在上升阶段,关于返回阶段复燃热现象及其对底部热环境影响规律的研究未见文献报道。本文采用数值分析方法,建立了相应的流场、复燃、热辐射计算模型,对垂直起降液体火箭在返回阶段的发动机反向喷流及复燃现象进行数值模拟,并考察复燃喷流对箭体侧面和底部以及着陆支腿的综合热效应及影响规律,为精细化热设计提供参考依据。

1 计算模型

1.1 流动模型及算法

采用的控制方程为三维、雷诺平均Navier-stokes方程,其基本形式如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t}+\frac{\partial F}{\partial x}+\frac{\partial G}{\partial y}=\frac{\partial F_{\mathrm{v}}}{\partial x}+\frac{\partial G_{\mathrm{v}}}{\partial y}+S \qquad (1)$$

式中:Q为守恒变量;t为时间变量;F、G为无粘通量,F_{v}、G_{v}为粘性通量;S为源项。

流场计算采用FLUENT软件,基于密度基的显式格式,耦合求解连续方程、能量方程和组分输运方程,湍流模型采用标准κ-ε两方程模型,喷管壁面采用标准壁面函数。

1.2 有限速率化学反应模型

尾焰的复燃反应主要发生在近场混合区域,该区域流速为超声速,故选有限速率化学反应模型[14]。根据Arrhenius定理来描述化学反应源项,其中第r个反应的方程式为

$$\sum_{i=1}^{N}\nu_i' M_i \underset{k_{\mathrm{b}}}{\overset{k_{\mathrm{f}}}{\rightleftharpoons}} \sum_{i=1}^{N}\nu_i'' M_i \qquad (2)$$

式中:N为系统中化学物质数目;ν_i'为反应物i的化学计量系数;ν_i''为生成物i的化学计量系数;M_i为第i种组分的符号。

根据Arrhenius定理,正向化学反应速率为

$$k_{\mathrm{f}}=A_{\mathrm{r}}T^{n}\exp(-E_{\mathrm{r}}/RT) \qquad (3)$$

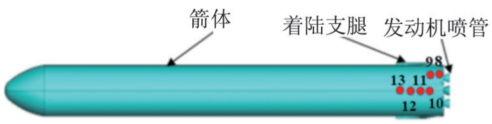
式中:A_{r}为指前因子;n为温度指数;E_{r}为活化能;R为通用气体常量。A_{r}与k_{f}的量纲相同,为$\mathrm{cm^3 \cdot mol^{-1} \cdot s^{-1}}$。

1.3 光谱辐射模型及算法

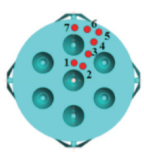
气体辐射光谱模型建立在给定流场的基础上,采用HITRAN数据库获得喷流气体的光谱辐射特性,考虑谱线的碰撞展宽效应和多普勒展宽效应,以每25 $\mathrm{cm^{-1}}$为间隔,获得了窄谱带内的平均光谱吸收系数。采用正、反光线踪迹法结合Fortran语言编程求解辐射传递方程。该方法是从传统的光线踪迹法演化而来,其主要思想是:通过正向跟踪过程寻找羽流对考察点有红外辐射贡献的所有光学行程,然后通过反过程确定这些光学行程发射能量对测点的贡献。具体算法见文献[16]。

1.4　物理模型及计算条件

计算采用的全箭几何模型如图 1 所示,喷管喉部直径 80 mm。上升阶段火箭底部 7 台发动机同时工作。返回阶段火箭底部只有中心 1 台发动机间歇性工作,其余发动机全部关机,通过 3 次点火关机逐步减速制动,并在第 3 次关机后展开支腿落地。



(a) 正视图



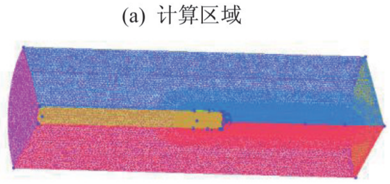
(b) 后视图

图 1　火箭结构模型示意图

Fig.1　Schematic diagram of the rocket structure model

由于返回的箭体只是一级,并考虑到箭体外部结构轮廓和发动机喷管布置位置的对称性,仿真模型采用周向 1/4、圆柱段部分箭体、计算区域和网格划分如图 2 所示。

(a) 计算区域



(b) 流场网格划分

图 2　计算区域及流场网格划分

Fig.2　Calculational region and mesh generation of the flow field

箭体圆柱段部分为 19 m,尾部流场长度 16 m,流场径向半径 8 m。边界条件设置如下:喷管喉部为压力入口,压强为 11.171 MPa,温度为 3 548 K;右侧黄色边界表示来流面,自由来流马赫数为 4.83,来流速度方向与喷管燃气方向相反,来流面也设置为压力入口;左侧和上方蓝色边界为压力远场,压强为 1 626 Pa,温度为 226 K;喷管和箭体以及支腿外壁面为 293 K 绝热边界;下方黑色一侧为对称边界。

流场区域的网格划分如图 2(b),由于支腿结构的复杂性,采用非结构化网格结合局部加密方式,并进行了网格无关性验证。计算从喉部开始,主要气体组分及摩尔分数见表 1。反应机理数据见表 2,其中,M 为第三体,不参与化学反应。

表 1　主要组分的摩尔分数

Tab.1　Mole fractions of the major species

组分	喉部	环境来流
H_2O	0.266	—
CO_2	0.068	—
CO	0.172	—
H_2	0.122	—
O_2	0.002	0.078
N_2	0.332	0.922
NO	0.003	—

表 2　尾焰中主要复燃反应模型

Tab.2　Major recrudescence reaction models in the tail flame

反应方程	反应常数
$CO+OH=CO_2+H$	$2.3\times10^{10}T^{1.5}\exp(330/T)$
$CO+O+M=CO_2+M$	$8.8\times10^{-11}\exp(1\,800/T)$
$H_2+OH=H_2O+H$	$1.8\times10^{12}T^{1.3}\exp(-1\,530/T)$
$H_2+O=OH+H$	$1.8\times10^{11}T^{2.6}\exp(-2\,600/T)$
$H+O_2=OH+O$	$9.6\times10^{13}\exp(-6\,200/T)$
$H+H+M=H_2+M$	$5.2\times10^{-9}T^{-0.6}$
$H+OH+M=H_2O+M$	$8.8\times10^{-7}T^{-1.2}\exp(-250/T)$
$OH+OH=H_2O+O$	$6.1\times10^{11}T^{1.4}\exp(160/T)$
$O+O+M=O_2+M$	$3.1\times10^{-11}\exp(740/T)$
$N_2+O=N+NO$	$1.8\times10^{14}\exp(3\,160/T)$
$N+O_2=O+NO$	$2.7\times10^{-10}T\exp(-2\,700/T)$
$N+OH=H+NO$	$2.8\times10^{-10}T$
$N+O+M=NO+M$	$3.3\times10^{-9}\exp(120/T)$
$NO+NO=O_2+N_2$	$3.1\times10^{12}T^{0.5}\exp(2\,500/T)$

辐射计算模型选取底面半径、高分别为 8 m 和 21 m 的圆柱体区域内的尾焰进行红外辐射计算。对圆柱区域划分计算网格时,轴向、半径方向和圆周方向的节点数分别为 420、50 和 90。采用近似全光谱区间(波数 50~9 300 cm^{-1})结合窄谱带模型计算总辐射热流。

2 结果与分析

2.1 计算结果验证

根据文献[13]的实验模型和条件,采用前面建立的模型和算法,计算了火箭发动机尾焰流场及光谱辐射特性,并将1.5～5.5 μm光谱范围内的计算数据与该文献[13]中同光谱范围的实验数据进行了对比,结果如图3所示。可见,两者基本规律和辐射谱带基本一致,数值也比较接近,由于辐射特性的计算涉及湍流、复燃反应、气体吸收系数以及辐射传输方程求解等复杂过程,说明本文计算结果具有一定可信度。

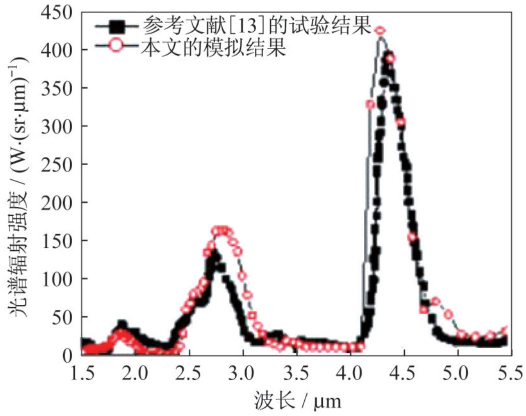


图3 本文模型与文献计算的光谱辐射强度

Fig.3 Spectral radiation intensities calculated by the present model and in literature

2.2 复燃对返回阶段尾焰流场特性的影响

根据前面的计算模型,计算了返回到距地面高度29 km处的复燃尾焰流场,穿过3个喷管对称面的截面温度分布如图4所示,其中上半部分为冻结流,下半部分为反应流。从图4可以看出:由于尾焰与空气来流发生复燃反应,原本更加扩张的尾焰得到了收缩,且在箭体底部产生了一定的高温区。

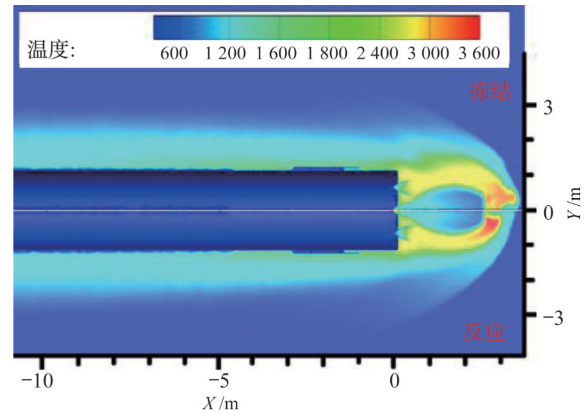
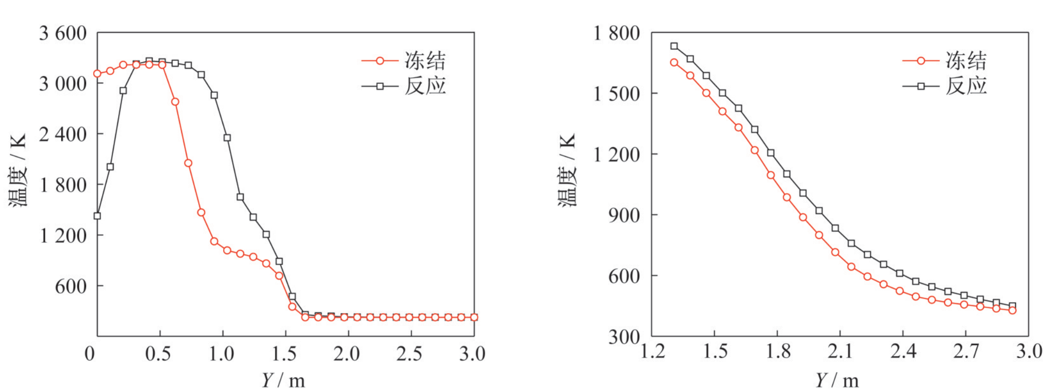


图4 复燃对尾焰温度分布的影响

Fig.4 Effects of recrudescence on the distribution of the tail flame temperature

为了对图4温度云图中的箭体底部高温区域以及着陆支腿附近的温度变化有更加直观的认识,截取箭体底部X=2.9 m截面和着陆支腿附近X=−2 m截面处径向温度变化规律,如图5所示。由图5(a)可知:径向0～0.3 m段的喷流位于对称轴附近,由于复燃反应导致底部喷流与低温环境气体卷吸作用,此段反应流温度略微低于冻结流;X=2.9 m截面径向0.3～1.5 m段的喷流,复燃反应较为充分,导致温度平均升高了约600 K;径向大于1.5 m区域没有明显复燃反应,所以,此处的温度与冻结流相比基本未发生明显变化。由图5(b)可知:在箭体着陆支腿附近,部分返流来源于复燃产生的高温燃气,导致温度高于冻结流约80 K。



(a) 箭体底部X=2.9 m截面　(b) 着陆支腿X=−2 m截面

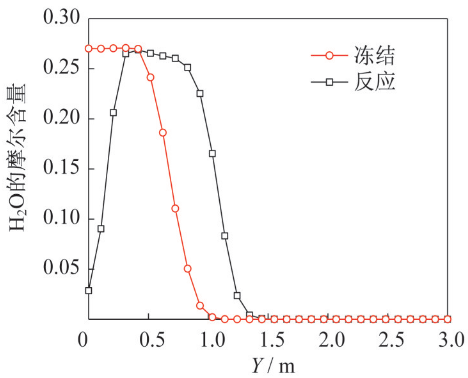
图5 复燃前后不同截面流场温度分布

Fig.5 Temperature distributions of the flow fields with different cross-sections before and after recrudescence

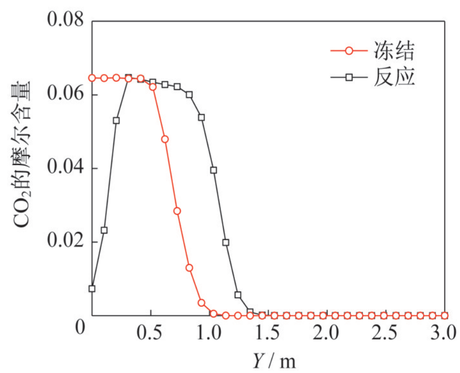
图 6 给出了考虑和不考虑复燃反应尾焰中主要反应产物 H_2O 和 CO_2 的分布情况。可见，考虑复燃反应的 $X=2.9$ m 截面处的径向区域的 H_2O 和 CO_2 的摩尔组分随着复燃反应而增大，可燃性组分降低。与图 5(a)尾焰温度分布规律近似，该段复燃反应速率沿径向随掺混程度发生变化，温度变化与复燃反应产物的变化相互验证。因此，在研究尾焰流场温度特性以及组分分布情况时需考虑复燃反应所带来的影响。

2.3 复燃对返回阶段箭体表面热流密度的影响

为了得到复燃反应对返回阶段尾焰辐射特性对壁面热流的影响规律，在箭体底部、侧壁及着陆支腿上选取典型关注点，各点的位置如图 1 所示，从流场取出各点的对流热流密度，采用前面辐射模型计算关注点的辐射热流密度，如图 7 所示，在复燃反应的影响下，返回阶段箭体底面、侧壁面及着陆支腿上的对流和辐射热流密度均会明显升高。箭体底部的点 1～7 的对流热流密度均有所增大，最大对流热流密度可达 219 kW/m^2，最大增幅达 81%，最大辐射热流密度可达 38 kW/m^2，增幅较小，平均只有 3%；箭体底部侧壁和着陆支腿受复燃反应影响也较为激烈，底部侧壁上的测点 8 受复燃反应的影响，对流热流密度达 206 kW/m^2，增幅达 34%，辐射热流密度达 9 kW/m^2，增幅达 64%；位于着陆支腿上的测点 10～13，最大对流热流密度达 67 kW/m^2，最大增幅 11%，最大辐射热流密度达 4.8 kW/m^2，最大增幅 35%。



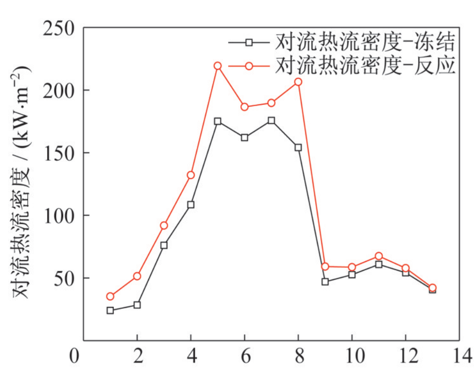
(a) 尾焰中H_2O的分布云图



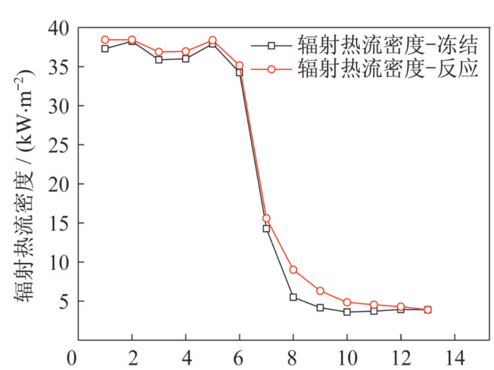
(b) 尾焰中CO_2的分布云图

图 6　箭体底部 X=2.9 m 截面处主要组分复燃前后对比

Fig.6　Comparisons of the main components before and after recrudescence at the section X=2.9 m from the bottom of the rocket



(a) 对流热流密度变化



(b) 辐射热流密度变化

图 7　各测点复燃反应前后热流密度情况

Fig.7　Heat flux densities of all measuring points before and after recrudescence

箭体在返回阶段,发动机反向喷流直接冲刷到箭体底面、侧壁面以及着陆支腿上,复燃导致冲刷到底部的喷流温度升高,对流热流基本呈线性增加;而复燃温度升高对气体光谱吸收系数的影响有限,所以相对对流来讲,辐射增幅有限。

3 结束语

本文建立了适用于液体火箭返回阶段发动机尾焰复燃流场的燃烧模型及光谱辐射模型,利用商业软件结合自编程序开展了相关计算,结果表明:复燃现象对火箭底部热环境的影响不应该被忽略。所得的主要结论如下:

1)建立了数理模型,编制热辐射计算软件,得到了光谱辐射特性在1.5～5.5 μm范围内变化的曲线,计算结果与文献实验测量结果符合较好,表明本文计算模型和算法可信。

2)复燃反应对尾焰流场特性影响较大,导致火箭底部区域CO_2、H_2O等燃烧产物浓度和相应区域的温度升高,如复燃区域温度平均升高约600 K,着陆支腿附近区域的温度平均升高约80 K,这使得无论火箭底部平面还是侧面,气体辐射加热都有所增强。

3)液体火箭在返回阶段,由于复燃反应,箭体底部关注点1～7的对流热流密度均有所增大,最大对流热流密度可达219 kW/m^2,最大增幅达81%,最大辐射热流密度可达38 kW/m^2。

4)在考虑复燃反应后,箭体侧壁和着陆支腿的热流密度显著增大,侧壁面上最大对流热流密度可达206 kW/m^2,相比不考虑复燃的情况增幅为34%,最大辐射热流密度达9 kW/m^2,增幅达64%;着陆支腿上的最大对流热流密度达67 kW/m^2,平均增幅达11%,最大辐射热流密度达4.8 kW/m^2,平均增幅达35%。

后续将设计地面实验乃至在轨实验测量,更加全面地验证和完善计算模型,从而为火箭底部精细化热设计提供更为准确的依据。

参考文献

[1] SIPPEL M, MANFLETTI C, BURKHARDT H. Long-term/strategic scenario for reusable booster stages [J]. Acta Astronautica, 2006, 58(4):209-221.

[2] 丁丰年,张小平,蔡会让.重复使用运载器推进系统方案初探[J].火箭推进,2000(1):1-12.

[3] 杨勇,王小军,唐一华,等.重复使用运载器发展趋势及特点[J].导弹与航天运载技术,2002(5):15-19.

[4] 汪小卫,张普卓,吴胜宝,等.运载火箭子级回收技术研究[J].航天返回与遥感,2016,37(3):19-28.

[5] PAYNE R G, JONES I P. Summary of SATURN I base thermal environment [C]// AIAA/NASA Flight Test Conference. 1965:1-20.

[6] KRAMER O G. Evaluation of thermal radiation from the TITAN III solid rocket motor exhaust plume [C]// AIAA 5th Thermophysics Conference. 1970: 1-9.

[7] KRAMER O G. TITAN III convective base heating from solid rocket motor exhaust plmes [C]// AIAA/SAE 8th Joint Propulsion Specialist Conference. 1972: 1-7.

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

[9] 陈伟芳,张志成,吴其芬.稀薄气体条件下Rayleigh-Benard系统稳定性的DSMC仿真研究[J].空间动力学学报,2002,20(2):211-216.

[10] 杨帆,王平阳,包轶颖,等.二级火箭喷流对底部热环境影响的数值模拟[J].上海航天,2009(5):46-51.

[11] 何小英,贺碧蛟,蔡国飙.直接模拟蒙特卡罗羽流模拟的两相作用模型[J].推进技术,2011,32(2):214-219.

[12] WANG T S. Delta clipper-experimental in-ground effect on base-heating environment [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1998, 12(3):343-349.

[13] DEVIR A, LESSIN A, LEV M, et al. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket MotorPlume [R]. AIAA 2001-0358, 2001.

[14] 刘尊洋,邵立,汪亚夫,等.复燃对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响[J].光子学报,2013,42(4):480-485.

[15] 蔡红华,聂万胜,丰松江.复燃对液氧煤油发动机尾焰冲击特性影响研究[J].推进技术,2016,37(10):1922-1927.

[16] 亓雪芹.飞机尾喷焰及导弹红外辐射特性的数值模拟[D].上海:上海交通大学,2004.