

地外天体起飞时进入喷管内部激波对 喷管的力、热效应

贺卫东^{1,2}, 党海燕²

(1 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 中国航天科工飞航技术研究院 北京特种机械研究所, 北京 100143)

摘 要: 为研究激波进入喷管内部对发动机喷管产生的力、热效应,对喷管与起飞平台基面之间的羽流场进行了大量的仿真计算,着重分析了不同导流型面、不同起飞偏角情况下,进入喷管内部激波对喷管产生的力、热综合效应,激波在喷管内部的分布形态,并给出了激波移出喷管的条件.结果表明:当激波进入喷管内部但不产生激波贴壁现象时,激波不会对喷管内壁产生附加的力、热冲击;当激波进入喷管内部且产生激波贴壁现象时,在激波贴壁区产生一定的附加力矩和附加热流.该结论对探测器结构布局的设计具有重要的指导作用.

关 键 词: 激波; 喷管内部; 力、热效应; 附加力矩; 附加热流

中图分类号: V434

文献标志码: A

Force and heat effect of shock wave in nozzle interior on nozzle for celestial body outside earth taking off

HE Wei-dong^{1,2}, DANG Hai-yan²

(1. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Beijing Institute of Specialized Machinery, Aerodynamic Technology Academy
of China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100143, China)

Abstract: In order to study the force and heat effects of the shock wave on nozzle, numerical simulation was carried out. The effects of force and heat on the nozzle, and the distribute pattern of the shock wave inside the nozzle were mostly analyzed when the probe rose in different flow deflectors and rising angles. The condition for the shock wave to leave from the interior of nozzle was achieved. When the shock wave entered the interior of nozzle but did not cling to the wall of nozzle, the extra force and heat was not generated. But when the shock wave in the interior of nozzle clung to the wall of nozzle, the extra force and heat was generated in the wall-clinging area. The conclusion makes contribution to the structural layout design of the probe.

Key words: shock wave; nozzle interior; force and heat effect; extra moment; extra heat flux

随着载人航天、深空探测的发展,越来越多涉及到探测器的地外天体起飞.探测器发动机(下文简称发动机)喷管喷射的羽流对上升级产生的气

动力干扰,均对探测器的起飞稳定性造成非常不利的影响,为减弱这一不利影响,需要在起飞平台上设置导流装置.但由于探测器尺寸、质量、重心

等的限制,发动机喷管出口平面与起飞平台基面的距离较小,羽流冲击起飞平台(包括导流装置)所形成的激波进入喷管内部,对喷管可能产生一定的影响。

Matkins 等^[1]针对“Apollo”登月舱升级发动机进行了羽流试验,试验获得了喷管出口平面与起飞平台基面的相对距离确定、相对角度改变情况下激波进入喷管内部的情况,包括喷管内不同扩张比位置的压强分布、激波对发动机推力的影响等,但没有给出激波对喷管产生的力、热的影响。Marichalar 等^[2]对登月舱的羽流冲击影响进行了研究,但未对激波进入喷管内的影响进行探讨。而国内对于激波进入喷管内的相关研究尚鲜见到相关报道。

为了研究激波进入喷管内部对喷管性能产生的影响,本文针对某探测器在不同导流型面下激波进入喷管内部的流场进行了大量的仿真计算分析,仿真结果对探测器结构布局的设计具有重要的指导作用。

1 几何结构及计算参数

探测器从起飞平台起飞,发动机喷管出口平面与起飞平台基面之间的距离定义为 L ,在探测器起飞过程中,两者之间的距离 L 逐渐增大,由于各种扰动,可能产生绕探测器质心的起飞偏角 θ 。图 1、图 2 分别是平板导流(即无导流)和内凹面导流情况下的 L, θ 示意图。

发动机喷管的相关参数如表 1 所示。

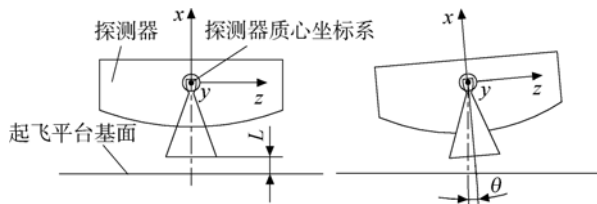


图 1 平板导流示意图

Fig. 1 Schematic diagram of plane deflector

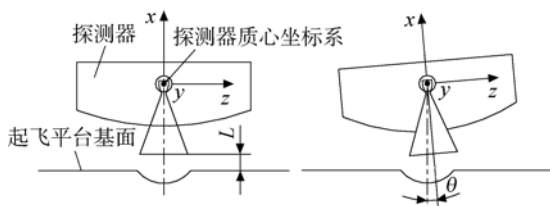


图 2 内凹面导流示意图

Fig. 2 Schematic diagram of concave deflector

表 1 喷管参数

Table 1 Nozzle parameters

性能参数	数值
燃烧室总温 T_0/K	3040
燃烧室总压 p_0/MPa	0.8
喷管喉部直径 d/mm	50
喷管出口直径 D/mm	580
燃气比热比 γ	1.258
燃气摩尔质量 $M/(\text{kg/mol})$	21.04

2 仿真模型的建立

2.1 仿真方法及其验证

探测器地外天体起飞时,其环境接近于真空状态,燃气从喷管喷出后,无干扰的迅速膨胀,呈球状扩散,扩散区域大大增加,密度急剧下降,流动状态经历了从连续流区至过渡流区,最终到达稀薄流区的过程。求解 Navier-Stokes (N-S) 方程的 CFD 方法在连续流区得到了广泛应用^[3-5],但不适用于过渡流和稀薄流区,虽然 DSMC (direct simulation monte carlo) 方法能够适用于包含连续流区在内的整个流动区域,但 DSMC 方法对计算机资源的高要求限制了它在连续流区的应用,因此,CFD/DSMC 耦合仿真方法则是较为有效的方法,即 CFD 方法计算连续流区,DSMC 方法计算过渡流和稀薄流区。该耦合仿真方法是目前国内真空羽流场仿真领域普遍采用、较为可靠的方法^[6-13]。

对于连续流和稀薄流分界面的判断,其依据是当地克努森数 Kn ,其定义为气体分子平均自由程 λ 和特征长度 l 的比值,即 $Kn = \lambda/l$ 。对于伴随自由界面的在真空中发生的高超声速流动,宏观量梯度的特征长度与分子平均自由程可比,此时可采用的当地宏观量梯度为密度梯度,即 $l = \rho/(d\rho/dx)$ 。根据钱学森对气体稀薄程度的划分^[8],在本文计算中,采用 $Kn \geq 0.01$ 为连续流与稀薄气体流分界面的判断依据。

前期采用该耦合仿真方法,进行了羽流导流缩比试验工况的仿真。图 3 为流场形态对比图,图中 p 表示压力,由此可见,仿真的流场形态和激波位置与试验结果一致性较好。图 4 为喷管上方底板上的压力数据比较,仿真结果和试验数据吻合较好,两者相对误差在 25% 以内。

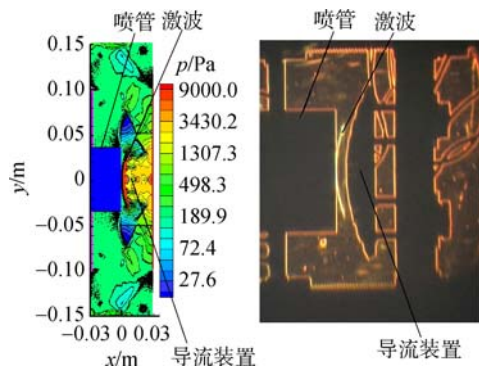


图3 流场形态对比

Fig. 3 Comparison of flow field pattern

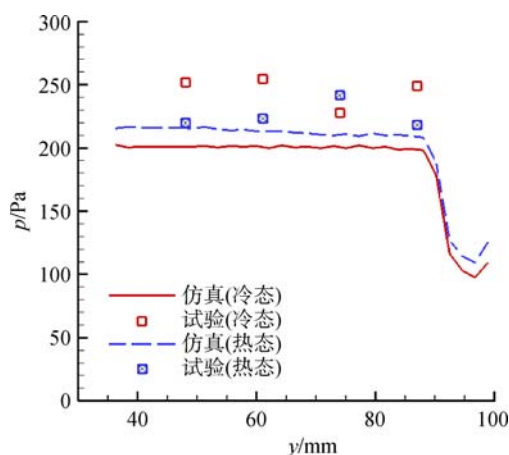


图4 试验数据对比

Fig. 4 Comparison of experiment data

2.2 仿真模型

为判定喷管内部区域的流动特性,首先对整个模型进行了仿真,计算模型主要包括:探测器、导流装置、起飞平台基面等.通过网格无关性检查,确定计算区域内的网格总数约为100万,具体计算模型如图5所示.

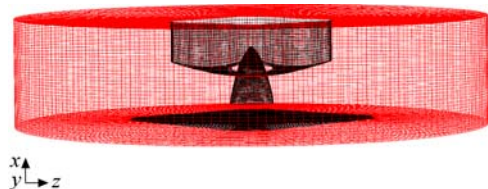


图5 计算模型

Fig. 5 Computational grid

边界条件设置:燃烧室入口作为计算区域的入口,设定为压力入口边界,探测器、导流装置、起飞平台基面等均设定为无滑移壁面边界,计算区域的外边界设定为压力出口边界.

在具体求解时,采用耦合隐式算法,离散时采用有限体积法;计算收敛精度均小于 10^{-3} .根据发动机的性能参数设置计算入口的总温、总压、各燃气组分质量分数以及羽流的材料特性;根据外部真空环境条件设置计算出口的环境压力和温度.

图6是平板导流 $L=300\text{ mm}$, $\theta=0.5^\circ$ 时, $y=0\text{ mm}$ 对称面上的温度 (T) 云图.高速羽流冲击到起飞平台,在起飞平台上方形成激波,对起飞平台产生较强的力、热冲击,同时羽流从起飞平台上反射,作用在探测器上,在其底部产生一定的力、热冲击.由于起飞平台与喷管出口平面较近,对喷管流动产生较强的影响,激波推进到喷管内部.当探测器存在起飞偏角时,流场显出明显的不对称.

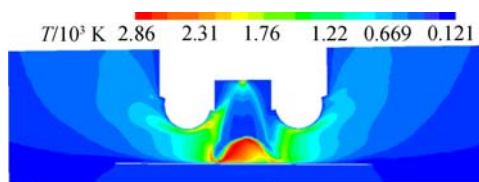
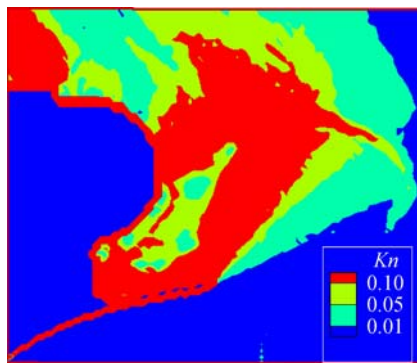
图6 $y=0\text{ mm}$ 对称面上的温度云图Fig. 6 Nephogram of temperature at $y=0\text{ mm}$ symmetrical plane

图7为典型工况下的 Kn 云图, $Kn < 0.01$ 的区域处于喷管内部以及喷口至起飞平台的锥形区域内,因此,仿真计算过程中选取的 CFD/DSMC 分界面为:喷管壁面、从喷口开始至起飞平台上表面具有一定半角的圆锥面,如图8所示.

图7 Kn 云图Fig. 7 Nephogram of Kn

根据确定的分界面,获得分界面的表面方程,并将其输入到 CFD 计算文件中,获得分界面,包括三维网格坐标、密度、压力、温度、速度、所有组分的摩尔分数等信息,用于 DSMC 仿真计算的来流面参数,即 DSMC 入口参数.图9、图10即是采

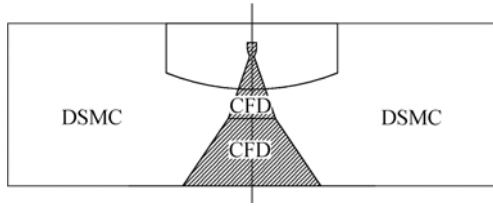


图 8 仿真分区示意图

Fig. 8 Schematic diagram of divisiory region for simulation

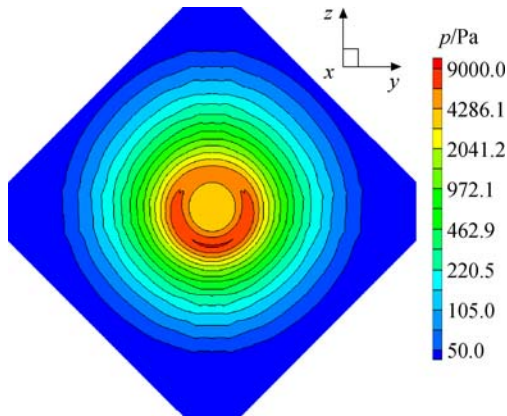


图 9 羽流对起飞平台的压力云图

Fig. 9 Pressure nephogram of plume on the rising pad

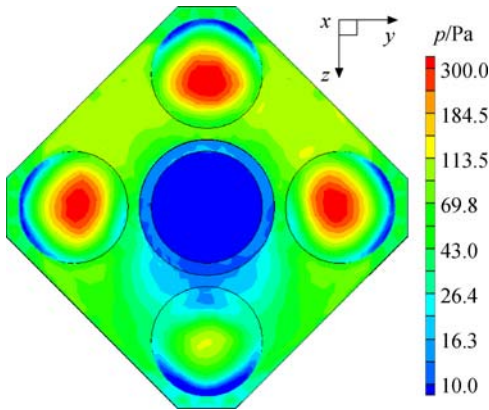


图 10 羽流对探测器的压力云图

Fig. 10 Pressure nephogram of plume on the probe

用 CFD/DSMC 耦合方法获得的羽流对起飞平台和探测器底面产生的压力云图。鉴于本文重点对喷管内激波进行仿真研究,因此对于喷管内部以及喷管出口处的流场仿真计算,采用 CFD 方法进行。

2.3 控制方程

喷管内的羽流场采用求解三维非定常雷诺平均 N-S 方程的方法进行数值仿真,其控制方程^[14-15]如下:

质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

能量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j E) = -\frac{\partial q_i}{\partial x_i} - \frac{\partial p u_i}{\partial x_i} + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

湍流模型采用 RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$ 双方程湍流模型,其控制方程^[14-15]如下:

湍流动能方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = \\ \frac{d}{dx_j} \left[\Gamma_k \frac{dk}{dx_j} \right] + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \epsilon \end{aligned} \quad (4)$$

湍流动能的耗散率方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \epsilon) = \\ \frac{d}{dx_j} \left[\Gamma_\epsilon \frac{d\epsilon}{dx_j} \right] + C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - C_{\epsilon 2} \frac{\rho \epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (5)$$

其中

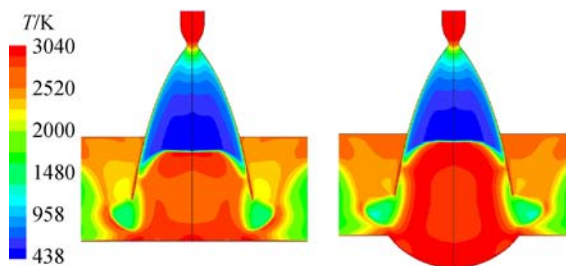
$$\tau_{ij} = -\frac{2}{3} \delta_{ij} \left[\rho k + \mu_t \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right] + \mu_t \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] \quad (6)$$

式中 ρ 为密度, kg/m^3 ; u 为 x 坐标轴方向上的流体速度, m/s ; E 为单位质量的内能, J ; q 为热通量, $q = -\lambda \partial T / \partial x$, T 为温度, λ 为导热系数; k 为湍流动能, J ; ϵ 为湍流动能的耗散率; Γ 为输运特性的湍流耗散系数, $\Gamma_k = \mu_t / Pr + \mu$, $\Gamma_\epsilon = \mu_t / Sc + \mu$, 其中 Pr 和 Sc 为 k 和 ϵ 的湍流普朗特和斯密特数, 分别取 $Pr=1.0$, $Sc=1.30$, μ 为动力黏度; μ_t 为湍流黏度, 用式 $\mu_t = C_\mu \rho k^2 / \epsilon$ 来计算, 其中 C_μ 为模型常数, 取 $C_\mu=0.0845$, m^2/s ; δ_{ij} 为克罗内克算子; i, j 为坐标方向; $C_{\epsilon 1}$, $C_{\epsilon 2}$ 为模型常数, 分别取 $C_{\epsilon 1}=1.42$, $C_{\epsilon 2}=1.68$ 。

3 仿真结果及分析

3.1 激波移出喷管的条件

发动机喷管的超声速气流受到导流装置的阻挡,在导流装置的上方形成激波。初始状态下,喷管出口平面与起飞平台基面(导流装置安装基面)的距离 L 仅为 200mm ,对于平板导流和内凹面导流,激波均会进入喷管内部,如图 11 所示。

图 11 $L=200$ mm 时温度云图Fig. 11 Nephogram of temperature when $L=200$ mm

导流装置上方的激波由顶部的正激波和周围的斜激波组成,如同一顶帽子扣在导流装置.在 $L=200$ mm 时,由于激波进入喷管内部的距离较大,斜激波边缘与喷管内壁产生接触,从而在喷管内的近壁区产生环状的高热和高压区,如图 12、图 13 所示.当探测器产生起飞偏角时,喷管与导流装置失去对称性,激波在喷管内壁周围产生的高温、高压区亦不再对称,由此产生对喷管的附加力矩和附加热流 Q .

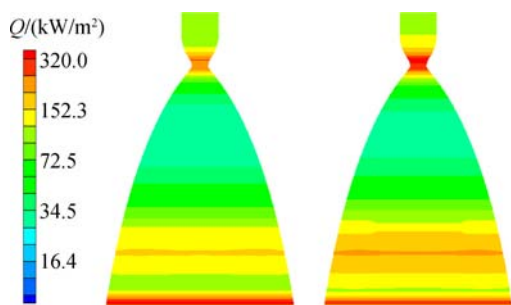


图 12 喷管的高热流区

Fig. 12 High heat flux region on the nozzle

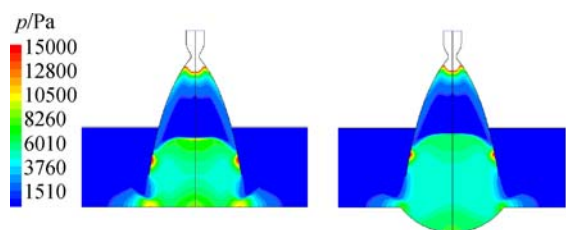
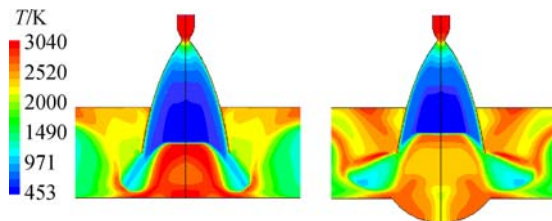
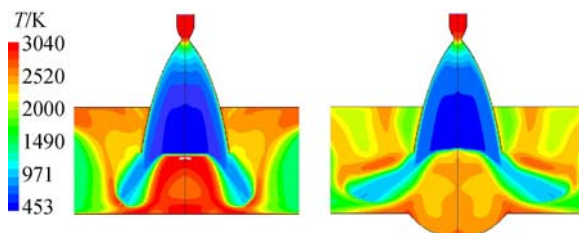


图 13 喷管的压力云图

Fig. 13 Nephogram of pressure on the nozzle

在 $L=300$ mm 时,激波依然处于喷管内部,激波边缘与喷管壁面的距离较远,不会在喷管壁面上产生高热区,喷管近壁区的燃气温度正常,如图 14 所示.

在 $L=400$ mm 时,激波仅有顶部边缘处于喷管内部,与喷管壁面的距离较远,不会在喷管壁面上产生高温区如图 15 所示.随着发动机喷口与着

图 14 $L=300$ mm 时温度云图Fig. 14 Nephogram of temperature when $L=300$ mm图 15 $L=400$ mm 时温度云图Fig. 15 Nephogram of temperature when $L=400$ mm

陆器顶面距离的增加,激波的位置逐渐向喷管出口方向移动,当 $L \geq 500$ mm 时,激波完全移至喷管外部.

3.2 激波对喷管产生的力热综合效应

根据前面的分析,当 $L=200$ mm 时,激波会进入喷管内部并产生贴壁现象.表 2 是喷管内激波对喷管内壁产生影响的统计数据表,包括激波距离喷喉的位置 D_{sw} 、激波产生的附加力矩 T_y 、附加热流 Q .

表 2 激波位置以及激波产生的力、热影响

Table 2 Effect of position, force and heat of shock wave

导流 型面	工况	$D_{sw}/$ mm	$T_y/$ ($N \cdot m$)	$Q/$ (kW/m^2)
平板	200-0	546.4	0.00	203
	200-0.5	553.6	4.58	227.7
	200-1	556.3	4.59	224
	200-3	628.9	3.14	247
	200-5	612.4	0.136	235
内凹面	200-0	443.4	0.00	353.3
	200-0.5	501.9	18.25	366.8
	200-1	528.1	25.7	314.8
	200-3	548.8	31.92	343.7
	200-5	575.5	54.53	338.1

注:表中工况用 $L-\theta$ 表示,如 200-1 表示 $L=200$ mm, $\theta=1^\circ$; D_{sw} 是指激波最上沿与喉部平面的最近距离.

图 16 是 $L=200\text{ mm}$ 时,不同 θ 下的 D_{sw} 分布,由此可见:在 $\theta \leq 5^\circ$ 范围内,随着 θ 的增大,激波呈现远离喷喉的趋势.平板导流、内凹面导流工况下的 D_{sw} 的最大值分别 $628.9, 575.5\text{ mm}$,相比内凹面导流,平板导流各偏角工况下的激波位置更远离喷喉,这是由于内凹面导流对羽流形成的积聚作用明显强于阻止作用.

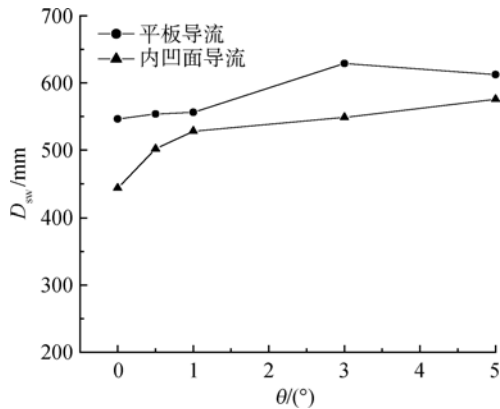


图 16 激波位置的分布

Fig. 16 Distribution of shock wave position

图 17 是 $L=200\text{ mm}$ 时,激波产生的附加力矩分布,由此可见:在 $\theta \leq 5^\circ$ 范围内,随着 θ 的增大,内凹面导流工况下激波产生的附加力矩逐渐增大,在 $\theta=5^\circ$ 时附加力矩达到 $54.53\text{ N}\cdot\text{m}$;而平板导流工况下激波产生的附加力矩则呈现先增大后减小的趋势,在 $\theta=1^\circ$ 时达到最大值 $4.59\text{ N}\cdot\text{m}$,当 θ 增大至 5° 时,附加力矩减小至 $0.136\text{ N}\cdot\text{m}$.相比内凹面导流,平板导流工况下的激波引起的喷管内壁附加力矩较小.

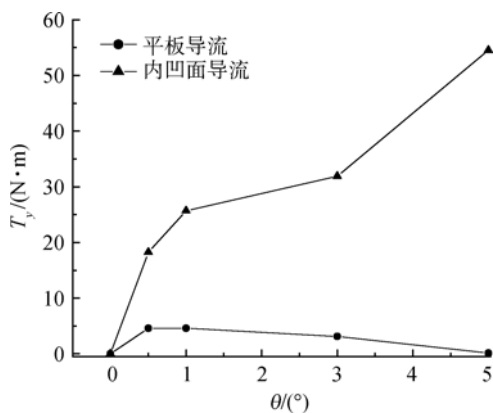


图 17 附加力矩分布

Fig. 17 Distribution of extra moment

图 18 是 $L=200\text{ mm}$ 时,激波产生的附加热流分布,由此可见:在 $\theta \leq 5^\circ$ 范围内,随着 θ 的增

大,附加热流没有特别明显的变化趋势,内凹面导流的附加热流在 325 kW/m^2 上下波动,最大值为 366.8 kW/m^2 ,而平板导流的附加热流在 225 kW/m^2 上下波动,最大值为 247 kW/m^2 .相比内凹面导流,平板导流工况下的激波产生的附加热流较小.

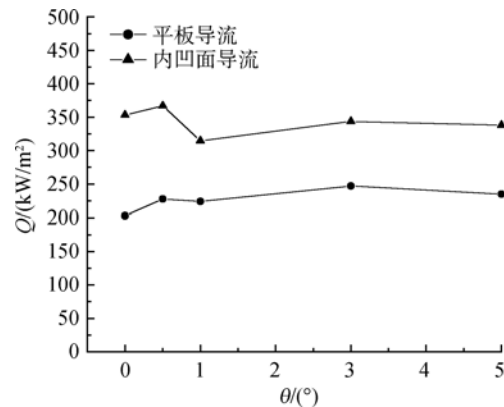


图 18 附加热流分布

Fig. 18 Distribution of extra heat flux

3.3 激波对喷管的影响分析

喷管内部激波不贴壁的情况下,喷管近壁区的燃气温度约为 1300 K ,为确保喷管的正常工作,需在喷管内部涂覆抗烧蚀涂层,以此承受燃气在发动机整个工作时间内的高温冲击.当喷管内部存在激波时,激波贴壁区的燃气温度为 $2000\sim 3000\text{ K}$,尽管温度值大于正常的燃气温度,但其作用时间较短.根据探测器发动机推力的建立时间 (0.2 s),以及探测器起飞至 $L=300\text{ mm}$ (即起飞 100 mm) 所需的时间 (0.01 s),高温燃气的作用时间为 0.3 s .根据地面发射的经验,没有抗烧蚀涂层的铝合金 (熔点为 930 K) 承受导弹发射过程 ($0.5\sim 1\text{ s}$) 约为 2000 K 高温的冲击而不会破坏,由此来看, 0.3 s 的 $2000\sim 3000\text{ K}$ 高温燃气不会破坏喷管内壁的防烧蚀涂层.

喷管内部的贴壁激波在产生附加热的影响同时,会对喷管产生附加力影响,当探测器存在起飞偏角时,由此产生的附加力矩将对探测器的起飞稳定性产生不利的影响,即使平板导流情况下产生 $4.59\text{ N}\cdot\text{m}$ 的附加力矩对于真空失重状态下的探测器也是不可忽视的.

4 结 论

通过对不同导流型面、不同起飞偏角情况下激波进入喷管内部的仿真分析,得出如下结论:

1) 当喷管出口平面与起飞平台基面之间的距离较近时,激波会进行喷管内部,并产生激波贴壁现象,随着两者间距的增加,激波逐渐移出喷管;

2) 当激波进入喷管内部但不产生激波贴壁现象时,激波不会对喷管内壁产生力、热冲击;

3) 当激波进入喷管内部且产生激波贴壁现象时,在激波贴壁区产生一定的附加力和附加热流,当探测器与起飞平台产生偏角时,喷管内的贴壁激波产生附加力矩,对探测器的起飞稳定性产生不利的影响;

4) 相同条件下,内凹面导流的激波推进喷管内深度及产生的附加力矩、附加热流均大于平板导流。

参考文献:

- [1] Matkins E H, Farrow K L. Summary of the altitude development testing of the Bell model 8258 rocket engine in the propulsion engine test cell[R]. Seattle, WA: ARO Incorporation, 1965.
- [2] Marichalar J, Prisbell A. Study of plume impingement effects in the lunar lander environment[J]. Journal of Scientific Computing, 1986, 7(1): 1-51.
- [3] 党海燕, 贺卫东, 鲁志刚, 等. 激波开盖中后盖开盖压力对前盖压力的影响研究[J]. 战术导弹技术, 2012(1): 54-57.
DANG Haiyan, HE Weidong, LU Zhigang, et al. Research on the effect for the opening-pressure of post-cover to the pressure of pre-cover in the shock wave opening[J]. Tactical Missile Technology, 2012(1): 54-57. (in Chinese)
- [4] 蓝仁恩, 党海燕, 周成康, 等. 舰载导弹意外点火燃气流对发射箱和导弹的冲击影响研究[J]. 战术导弹技术, 2013(1): 42-46.
LAN Renen, DANG Haiyan, ZHOU Chengkang, et al. The research of the impact of flow gas on the launch container and missile when shipborne oblique thermal launching missile ignites accidentally[J]. Tactical Missile Technology, 2013(1): 42-46. (in Chinese)
- [5] 周成康, 李晨, 党海燕, 等. 自排导热发射过程中燃气流对导弹弹体的载荷冲击特性研究[J]. 战术导弹技术, 2014(2): 34-37.
ZHOU Chengkang, LI Chen, DANG Haiyan, et al. Research of the loads characteristic of flow gas on the missile when the gas exhaust automatic[J]. Tactical Missile Technology, 2014(2): 34-37. (in Chinese)
- [6] George J D. A combined CFD-DSMC method for numerical simulation of nozzle plume flows[D]. New York: Cornell University, 2000.
- [7] Park J H, Baek S W, Kim J S. DSMC analysis of the interaction between thruster plume and satellite components[R]. AIAA-2002-0794, 2002.
- [8] 王平阳. DSMC 法模拟真空双组元发动机羽流及多股羽流的交会现象[D]. 上海: 上海交通大学, 2002.
WANG Pingyang. Study on the plume from bipropellant rocket engine and the interaction of multi-plume by DSMC method [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2002. (in Chinese)
- [9] 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, 19(4): 57-61.
CAI Guobiao, WANG Huiyu, ZHUANG Fenggan. Coupled numerical simulation with N-S and DSMC on vacuum plume[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(4): 57-61. (in Chinese)
- [10] 蔡国飙, 刘世俭, 王慧玉, 等. 真空羽流场的 DSMC 并行数值模拟[J]. 航空动力学报, 1999, 14(2): 113-119.
CAI Guobiao, LIU Shijian, WANG Huiyu, et al. DSMC parallel numerical simulation on vacuum plume[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 113-119. (in Chinese)
- [11] 王平阳, 鹿洪芳, 程惠尔. 双组元姿控发动机反流特性的 DSMC 模拟[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(4): 640-642.
WANG Pingyang, LU Hongfang, CHENG Huier. DSMC-simulation of plume backflow from bipropellant attitude control engine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(4): 640-642. (in Chinese)
- [12] 黄琳, 聂万胜, 陈伟芳. 姿控发动机高空羽流流场干扰效应的 DSMC 方法研究[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(1): 104-108.
HUANG Lin, NIE Wansheng, CHEN Weifang. Studying of multi-plume interference effects for attitude-control thruster with DSMC method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(1): 104-108. (in Chinese)
- [13] 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]. 国防科学技术大学学报, 1998, 20(3): 14-17.
HUANG Lin, REN Bing, WU Qifen. The study of DSMC method in the high-altitude plume flow field of attitude-control thruster[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1998, 20(3): 14-17. (in Chinese)
- [14] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2004.
- [15] 赵承庆, 姜毅. 气体射流动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998.

(编辑: 王碧琚)