

文章编号: 1000-8055(2006)04-0778-6

不同压比下冷却剂流量对塞锥再生 冷却换热的影响

韩 非, 刘 宇, 李军伟

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了解塞式喷管发动机高低空不同的再生冷却换热特性, 分别对二维型面内喷管和塞锥建立计算模型, 采用数值模拟的方法, 得出内喷管的冷却换热结果和出口参数, 重点研究了塞锥在地面和设计点工作时的不同换热特性及其冷却剂流量的影响。计算过程中采用二阶迎风格式离散控制方程。计算结果表明: 地面工况下, 冷却剂流量的改变对塞锥和塞锥底部壁面的压强、热流密度和温度的影响较大, 高空环境下, 冷却剂流量的改变对塞锥和塞锥底部壁面的压强、热流密度的影响较小; 在冷却剂流量相同的情况下, 塞锥和塞锥底部在地面工况下的壁面温度要远高于在高空环境下的温度; 在相同工况和相同冷却剂流量的情况下, 塞锥壁面上的温度要远高于塞锥底部壁面上的温度。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 液体推进剂火箭发动机; 塞式喷管; 再生冷却; 数值模拟; 热流密度

中图分类号: V 434. 14

文献标识码: A

Compare of plug nozzle's heat transfer characteristics in different opertoin condition and with different coolant flow rate

HAN Fei, LIU Yu, LI Jurr wei

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To understand the different heat transfer characteristics of regenerative cooling in plug nozzle at different operating conditions, computational model of two dimensional plug nozzle and internal nozzle were established and numerical simulation was employed. Heat transfer results of the internal nozzle and the parameter distribution at the outlet were obtained. Flowfield and heat transfer characteristics of the plug at different operating conditions with different coolant flow rates were investigated. For calculation, governing equations were discretized with second order upstream scheme. The results show that at sea level, coolant flow rate affects the plug pressure, heat flux and temperature; at design operating condition, coolant flow rate has no effect on pressure and heat flux on the plug wall. With the same coolant flow rate, plug temperature at sea level is higher than that at design operating condition; under the same operating condition, ramp temperature is higher than the plug base temperature.

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engines; plug nozzle; regenerative cooling; numerical simulation; heat flux

收稿日期: 2005-11-28; 修订日期: 2006-04-10

基金项目: 国家 863 基金资助(863-Z-1-3-1)

作者简介: 韩非(1977-), 男, 内蒙古呼和浩特人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

在对塞式喷管发动机诸多方面的研究中,冷却换热特性的研究是其中重要的一环。由于与内喷管相比,塞锥的流动和换热更为复杂,所以目前对塞锥换热特性的研究较少。Boman 和 Wang T. S. 采用数值模拟的方法分别研究了环排塞式喷管再生冷却的特点(文献[1])和塞锥壁面温度的分布情况(文献[2])。Vuilamy 采用热成像法得到了塞锥表面的温度图像,并估算出了热流密度分布(文献[3])。文献[4]是通过数值模拟的方法比较了多个压比下的塞锥的换热特性,但没有考虑冷却剂流量的影响。在实验测量难以实现的情况下,利用数值模拟的方法对塞锥的换热特性进行研究是必要的手段之一。本文就是通过数值模拟的方法研究了在设计点和地面工况下塞锥壁面的换热特性以及冷却剂流量的影响。

1 换热模型与数值方法

本文研究氢氧塞式喷管发动机的再生冷却换热,采用液氢作为冷却剂。冷却结构的截面如图1所示。加工时,先在内壁上铣出冷却通道,然后镀上外套。设计时冷却槽数恒定,沿塞锥冷却槽等宽,沿内喷管冷却槽先宽后窄,然后再变宽,在喉部处最窄。在计算过程中考虑:由燃气向内壁的对流换热和辐射换热;通过内壁的热传导;由内壁向冷却液的对流换热。由于燃烧室内壁的温度与热流密度的分布未知,需要耦合求解燃气与壁面的对流、壁面的导热、冷却液的对流。控制方程为 Navier-Stokes 方程,湍流模型采用 SST (Shear Stress Transport) $k-\omega$ 双方程模型,求解辐射换热方程时采用 DO (Discrete Ordinates Method 离散坐标模型) 辐射模型。

采用时间相关法求解无化学反应的稳态输送方程组,采用控制体积法离散,在空间上采用二阶迎风格式离散耦合方程(连续方程、动量方程、能量方程)的对流项,二阶中心差分离散粘性项,然后求解湍流方程和辐射方程,采用隐式方法离散时间项。

2 边界条件

塞式喷管发动机的内喷管一般膨胀比都较小,喷管内气体处于欠膨胀工作状态,出口压强高于环境压强,出口处气流除固体壁面附近外都为超声速,环境压强不会影响喷管内的流场。所以在数值模拟过程中,可以把内喷管和塞锥分开处理,着重考虑塞锥上的流动。

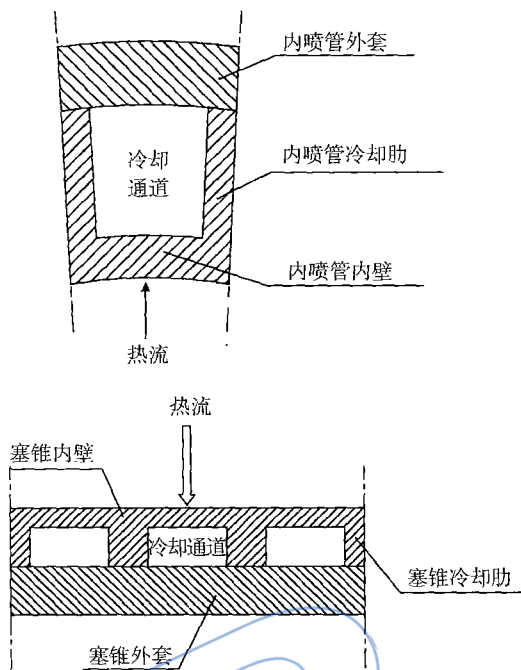


图1 内喷管与塞锥冷却结构截面图

Fig. 1 2D heat transfer model of internal nozzle and plug nozzle

对于内喷管的冷却,一般采用逆流冷却的方式,即冷却液的流动方向和燃气流动方向相反。冷却液从内喷管出口的冷却通道流入,从燃烧室头部的集液环流出。在塞锥的冷却中,一般采用顺流的冷却方式,即冷却液的流动方向与燃气流动方向一致。冷却液从塞锥入口的冷却通道流入,对塞锥冷却,在截断处拐向塞锥底部,从塞锥底部的集液环流出。

内喷管边界条件:在燃气流动区要给出压力入口条件、压力出口条件(对于超声速一律外推)、对称条件;在冷却液流动区,要给出质量流率入口条件、压力出口条件等。

塞锥边界条件:在燃气流动区要给出压力入口条件(由内喷管出口参数提供)、自由来流边界条件,下游出口边界条件如果超声速一律外推,对称条件;在冷却液流动区要给出质量流率入口条件、压力出口条件等。

与燃气和冷却液接触的壁面为无滑移耦合壁面,与环境接触的壁面假设为绝热壁面。

3 计算结果与分析

3.1 算例介绍与计算网格

内喷管为长方形喉部、长方形出口,喉部尺寸为 4×60 mm,面积比为 5.48,内壁厚 0.8 mm;冷

却通道高 1.5 mm; 外套厚 2.0 mm, 冷却剂为液氢, 逆流冷却; 内壁材料选取铅铜, 外套为电镀镍。

塞锥截断率 40%, 底部高度 0.066 1 m, 塞锥高度 0.304 m, 塞锥长度 0.589 m, 总膨胀比 80, 总设计压比 1 192. 699; 内壁厚 1 mm, 冷却通道高 2 mm, 外套厚 2.5 mm, 冷却剂为液氢, 顺流冷却; 内壁材料选取铅铜, 外套为电镀镍。燃烧室工作参数: 燃烧室压强 3. 67 MPa, 温度 3 458 K, 混合比 5. 8; 燃气比热比 1. 208 1, 定压比热 3 729. 8 J/kg·K, 分子量 12. 927 g/mol; 设计高度为 23. 77 km, 总设计压比为 1 192. 699。图 2 是内喷管与塞锥的尺寸示意图。

根据发动机的结构尺寸建立二维计算模型, 并分别对内喷管和塞锥划分网格。主要分为 4 个区域进行划分: 热燃气流动区、内壁区域、冷却液流动区、外套区域。在内喷管喉部和壁面附近网格适当加密。

计算过程中, 低温氢气和铅铜热物性参数随着温度而变化, 可取若干离散点的数据拟合成温度的函数, 便于使用。

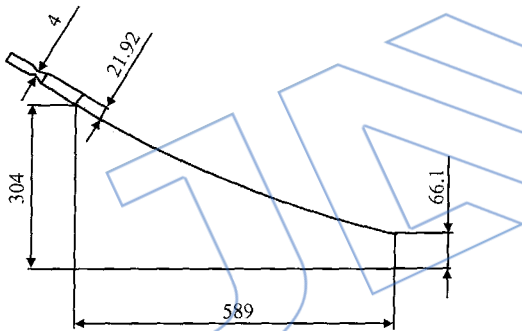


图 2 内喷管与塞锥的尺寸示意图(单位:mm)
Fig. 2 Layout of internal nozzle and plug nozzle
(Unit:mm)

3.2 计算结果与分析

3.2.1 内喷管换热结果及其出口参数

图 3 是沿内喷管轴线方向上的壁面热流密度和温度的分布图。图中横坐标代表内喷管轴线, 正向指向内喷管出口, 坐标原点位于内喷管喉部, 纵坐标代表热流密度和温度。在图 3b 的温度分布图中, T_{gw} 代表气壁(与热燃气接触的壁面)温度, T_{lw} 代表液壁(与冷却剂接触的壁面)温度。

本算例选取的内喷管喉部尺寸较小, 喉部换热热量很高。为了保证发动机能在安全温度范围内正常工作, 选取了较高冷却剂流量对内喷管进行冷却。从图中可见, 在喉部处热流密度和温度都达到了最高, 喉部处的气壁温度达到了 700 K。

在内喷管出口处燃气温度下降, 热流密度和温度都达到了最低。

由于内喷管工作在欠膨胀状态下, 出口压强高于 1 个大气压, 从内喷管流出的气体沿塞锥壁面可以继续膨胀。出口处气流超声速流动, 不管发动机工作在地面还是设计点处, 出口参数不会受外流场的影响而发生变化。在本算例中, 塞锥入口参数取内喷管出口核心流参数的平均值作为入口边界条件。

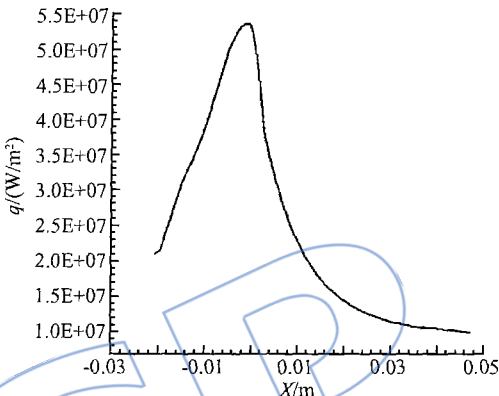


图 3a 沿内喷管轴线气壁上热流密度的分布

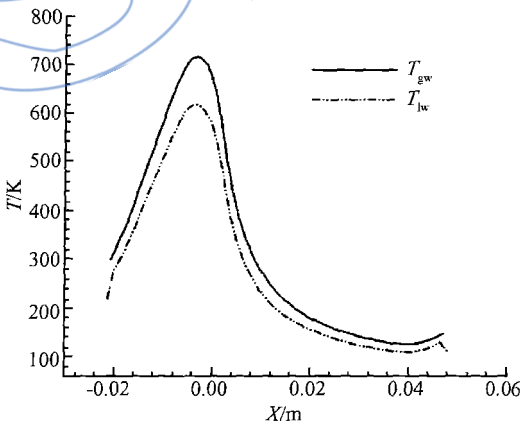


图 3b 沿内喷管轴线气壁和液壁上温度的分布

图 3 内喷管沿轴线方向上壁面的热流密度和温度的分布情况

Fig. 3 Heat flux and temperature distribution on internal nozzle surfaces

3.2.2 塞锥在高空和低空环境下
换热特性的比较

图 4、图 5 是模拟地面和设计工况下采用不同流量的冷却剂冷却塞锥时所得的沿塞锥壁面压强、热流密度和温度的分布结果。在此塞锥模型中, 壁厚选取 1 毫米。地面工况下($NPR=36.22$, $H=0$), 从内喷管出口流出的气体在自由边界和塞锥壁面的影响下, 是一个压缩、膨胀, 再压缩、再

膨胀的过程,并在塞锥壁面上形成反射激波。气流流经反射激波时,在塞锥壁面的对应位置上,出现压强峰值(图4a),这样势必引起塞锥壁面对应位置处热流密度和温度的升高(图4b和图4c),出现热流密度和温度的峰值。

与地面工况相比,设计工况($NPR=1192$, $H=23.77\text{km}$)下由于环境压强较低,从内喷管出口流出的气体在塞锥上以膨胀为主,塞锥壁面上没有反射激波,使得沿塞锥壁面的压强持续下降,没有出现压强峰值(塞锥入口段的压强峰值是由于塞锥型面设计时假设内喷管出口为均匀流造成的)。在塞锥上部压强较高,热流密度也较高,但沿塞锥壁面下降很快,也没有出现峰值。从图5a看出,当流量取 4 kg/s 时,沿塞锥轴线从0到 0.1 m 的位置,压强从 $1.0\times 10^5\text{ Pa}$ 降到 $4.0\times 10^4\text{ Pa}$,而热流密度也从 $1.06\times 10^7\text{ W/m}^2$ 降到 $4.0\times 10^6\text{ W/m}^2$ 。所以气壁温度(图5b)也只是在接近塞锥入口处出现了峰值,随后便持续下降。

工作在地面和设计工况下的塞锥,由于环境压强的改变使得两者呈现出不同的换热特点。如图4c与图5b,比较两者壁面温度的分布情况,除了在地面时壁面温度出现了峰值,还有一个明显的区别:当采用相同冷却剂流量时,地面工况下的塞锥壁面温度要远高于设计工况下的壁面温度。

3.2.3 冷却剂流量对塞锥换热的影响

在设计工况下,环境压强很低,冷却剂流量的改变对塞锥壁面压强的影响很小,压强几乎不变(图5a)。由图4a的计算结果看,在地面工况下,对于不同的冷却剂流量,塞锥壁面上的压强分布也不相同,这是由于塞锥的流动状况较为复杂,流经塞锥的燃气经历不断的压缩和膨胀,其过程更接近于非稳态,在不同时刻塞锥壁面的压强分布是不相同的。所以当采用不同流量的冷却剂分别进行数值模拟时,从计算结果看,压强分布也不相同。

图4b和图5a分别表示在地面和设计工况下塞锥壁面热流密度的分布情况。由图可见,随着冷却剂流量的增加,换热效果加强,热流密度随之增大。但在设计工况下,由于壁面压强的变化不大,所以热流密度的变化也不大。地面工况下,压强分布的不同导致沿塞锥壁面热流密度的分布也不相同。与设计工况相比,在采用相同冷却剂流量的情况下,地面工况下壁面的热流密度要高。图4c和图5b分别表示在地面和设计工况下塞锥壁面温度的分布情况。从图上可以看到,塞锥壁

面的温度随着冷却剂流量的增加而降低,在采用相同冷却剂流量的情况下,地面工况下壁面的温度高于设计工况下的壁面温度。

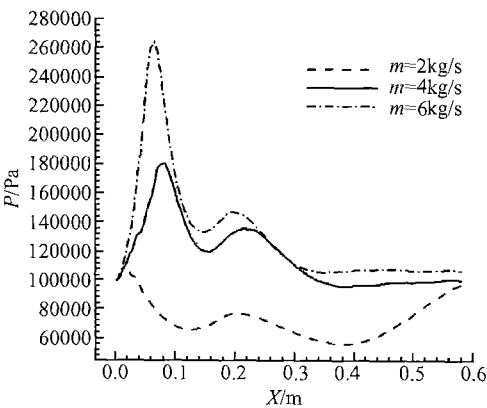


图4a 塞锥壁面压强分布

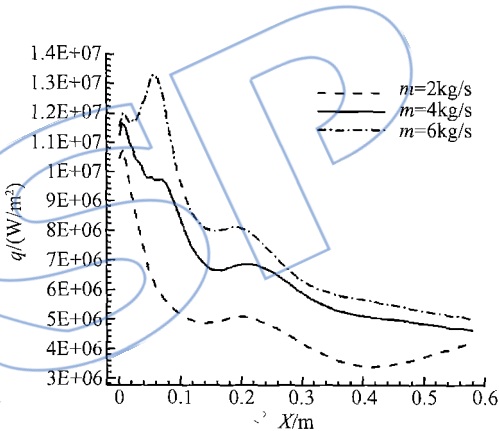


图4b 塞锥壁面热流密度分布

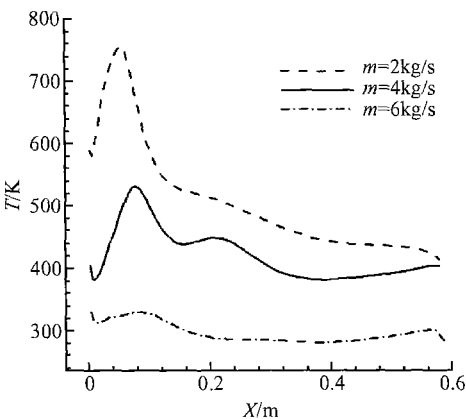


图4c 塞锥壁面的温度分布

图4 地面工况下($NPR=36.22$, $H=0$)冷却剂流量对塞锥壁面压强、热流密度和温度分布的影响

Fig.4 Pressure, heat flux and temperature distribution on plug surface with different coolant flow rate at sea level

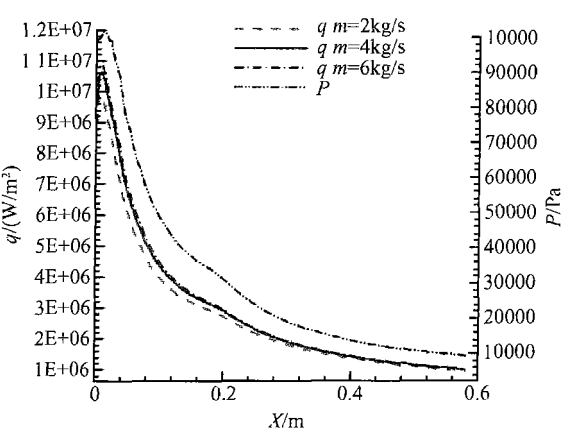


图 5a 塞锥壁面压强及热流密度分布

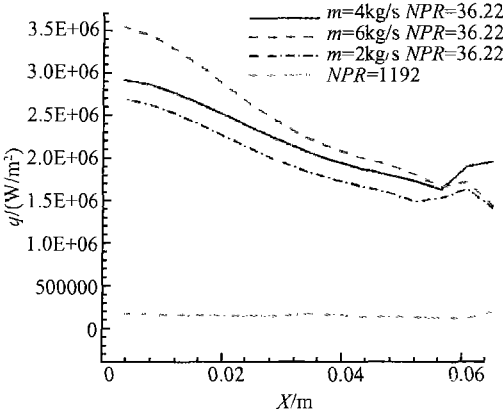


图 6a 底部壁面上的热流密度分布

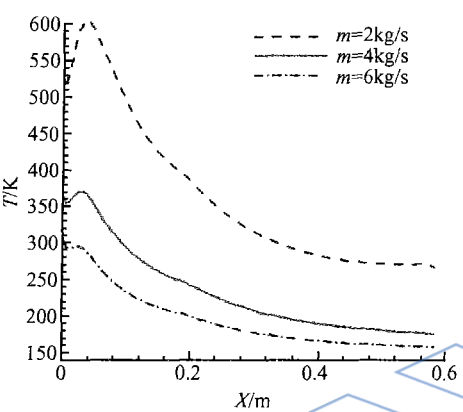


图 5b 塞锥壁面的温度分布

图 5 设计工况下 ($NPR=1192, H=23.77\text{ km}$) 冷却剂流量对塞锥壁面压强、热流密度和温度分布的影响

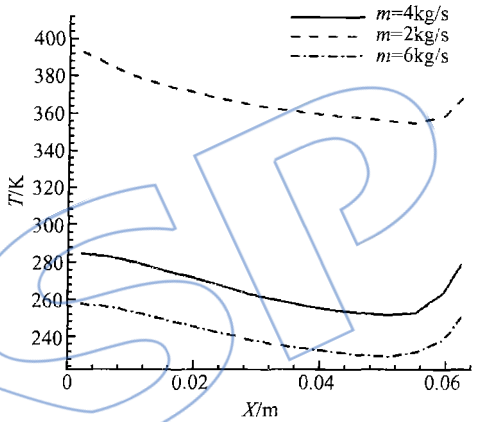


图 6b 地面工况下底部壁面上的温度分布 ($NPR=36.22$)

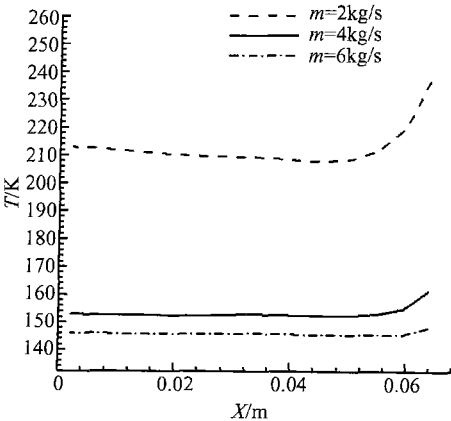


图 6c 设计工况下底部壁面上的温度分布 ($NPR=1192, H=23.77\text{ km}$)

图 6 塞锥底部壁面热流密度和温度的分布
Fig. 6 Heat flux and temperature on plug base surface with different coolant flow rate

3. 2. 4 冷却剂流量对塞锥底部换热的影响

图 6 是模拟沿塞锥底部高度上的热流密度和温度的分布。横坐标代表底部高度, 纵坐标代表热流密度和温度值。

图 6a 是塞锥底部壁面热流密度的分布情况。在设计工况下, 由于底部区域封闭, 压强变化不大, 冷却剂流量对热流密度的影响很小。地面工况下, 热流密度随流量的增加而增大。同时由图可知, 在采用相同冷却剂流量的情况下, 底部壁面的热流密度在设计工况下的值要远小于地面工况下的值。这也是由于设计工况下底部区域封闭, 壁面压强小于地面工况下的压强的原因所致。图 4b 与图 6a 相比, 在采用相同冷却剂流量的情况下, 底部壁面的热流密度远小于塞锥壁面上的热流密度, 这是由于无论是在地面还是设计工况下,

底部壁面上的压强都要小于塞锥壁面上的压强, 从而导致两者热流密度的差别。

图 6b 和图 6c 是地面和设计工况下塞锥底部

壁面上的温度分布情况。由图可见,随着冷却剂流量的增加,换热效果加强,壁面温度随之下降。在底部的下端,由于壁面上的压强较高,所以热流密度(图 6a)和温度也较高。从下端向上,壁面压强有所下降,热流密度和温度也有所下降,在接近底部上端时,又开始回升。总体来看,在设计工况下,由于底部压强封闭,沿着底部高度,壁面上的温度变化不大。在采用相同冷却剂流量的情况下,设计工况下底部壁面上的温度值(图 6c)要小于地面工况下的值(图 6b)。

4 结 论

本文建立了内喷管和塞锥的再生冷却换热模型,针对不同的冷却剂流量,模拟出在地面和设计工况下的换热结果,探讨了在不同工况下塞锥的换热特性以及流量的影响。通过对结果的比较和讨论,可得出以下几点结论:

(1) 地面工况下,冷却剂流量的改变影响塞锥壁面的压强、热流密度和温度的分布。设计工况下,环境压强较低,冷却剂流量对壁面热流密度的影响很小。

(2) 设计工况下,底部区域封闭,壁面压强不变,冷却剂流量的大小不影响底部壁面的热流密度。

(3) 在冷却剂流量相同的情况下,塞锥和塞锥

底部在地面工况下的壁面温度要远高于在高空环境下的温度;在相同工况和相同冷却剂流量的情况下,塞锥壁面上的温度要远高于塞锥底部壁面上的温度。

(4) 随着冷却剂流量的增加,换热效果加强,壁面温度下降。

(5) 冷却剂流量的分配:与塞锥相比,内喷管受热情况更为严重,应分配较大流量的冷却剂,塞锥则可分配相对较小流量的冷却剂,底部可分配更小流量的冷却剂。工况改变时,地面工况下应分配较大流量的冷却剂,高空环境下可分配较小流量的冷却剂。

参考文献:

- [1] Boman A, Bigert M. Plug nozzle cooling and performance study[R]. AIAA 95 3149, 1995.
- [2] Wang T S. Analysis of linear aerospike plume induced α 33 base heating environment[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(6): 777-783.
- [3] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European investigation of clustered plug nozzles[R]. AIAA 99 2350, 1999.
- [4] 李军伟, 刘宇, 覃粒子. 二维塞式喷管再生冷却换热的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(1): 147-153.
LI Junwei, LIU YU, QIN Lizi. Numerical simulation of regenerative cooling in two dimensional plug nozzles[J]. *Journal of aerospace power*, 2005, 20(1): 147-153.