

文章编号: 1000-8055(2008)04-0771-06

# 内喷管单元间隙对塞锥换热的影响

韩 非, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘 要:** 为了解内喷管单元间隙对塞锥换热的影响, 建立塞式喷管发动机的三维计算模型, 采用数值模拟的方法对不同背压不同冷却剂流量下的塞锥进行换热研究, 得出不同工况下的冷却剂温升、压降以及壁面温度、压强和热流密度的分布情况, 其中着重研究了内喷管单元间隙对塞锥换热的影响. 计算结果表明: 由于受单元间隙的影响, 造成沿宽度方向上塞锥壁面的压强、热流密度和温度的大小分布不均, 并且随着环境压强的降低, 单元间隙的影响有减弱趋势.

**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

中图分类号: V434.14

文献标识码: A

## Effects of gap between nozzles on plug heat transfer characteristics

HAN Fei, LIU Yu

(School of Astronautics,

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

**Abstract:** To understand the effects of gap between nozzles on plug heat transfer characteristics, three dimension computational models of plug nozzle were established and studied numerically. Heat transfer characteristics of plug with different ambient pressure and different coolant flow rate were investigated. The results of coolant heat pick-up and pressure loss, wall temperature, pressure and heat flux distribution were obtained, especially the effects of gap between nozzles on plug heat transfer characteristics. The results show that: due to the effect of gap between nozzles, the distribution of pressure, heat flux and temperature along the width of plug is different. With decrease of ambient pressure, this effect becomes weaker.

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

对于多单元并采用圆转方内喷管的塞锥而言, 单元间隙和出口圆角会影响塞锥的外流场, 进而影响塞锥的换热, 造成沿塞锥宽度方向上的壁面压强、温度和热流密度的大小分布不同. 文献[1-3]分别采用数值模拟和试验的手段对环排塞式喷管和圆锥形塞式喷管的换热特性进行了研究. 文献[4]对二维型面的塞式喷管发动机进行了换热特性的研究. 本文则对三单元圆转方内喷管

及其塞锥建立三维计算模型, 重点研究不同工况下塞锥的换热特性以及内喷管单元间隙和背压对其的影响.

## 1 换热模型与数值方法

本文研究的塞式喷管发动机采用再生冷却, 氢为冷却剂, 并对塞锥进行逆流冷却(冷却剂流动方向与燃气流动方向相反). 冷却通道采用铣槽式

收稿日期: 2007-04-04; 修订日期: 2007-11-21

基金项目: 国家“863”基金资助项目(863-2-1-3-1)

作者简介: 韩非(1977), 男, 博士生, 内蒙古呼和浩特人, 研究领域为航空宇航推进理论与工程.

结构并选用不锈钢材料,加工时先在内壁上铣出冷却通道而后通过焊接工艺与不锈钢外套连接.图 1 为塞锥冷却通道截面简图,图 2 为塞锥冷却通道三维效果图.

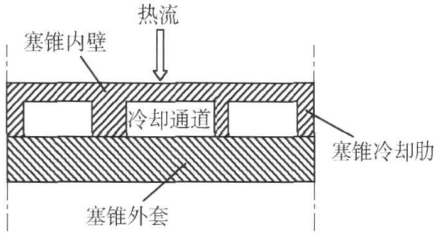


图 1 塞锥冷却通道截面图

Fig. 1 Section of plug cooling channel

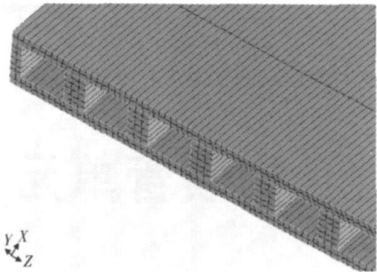


图 2 内壁 冷却通道 外套三维效果图及网格

Fig. 2 Liner cooling channel outwall 3D model and grid

图 3 是截短了 60% 后的塞锥结构及尺寸示意图,塞锥型面方程(单位: mm)为

$$(x - 2\,364.7)^2 + (y - 3\,927.461)^2 = 3\,928^2$$

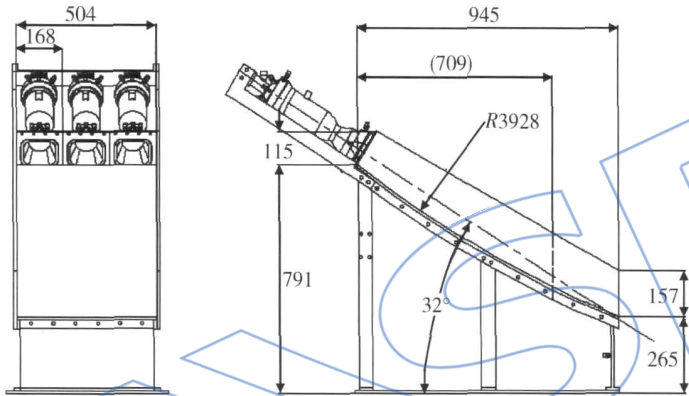


图 3 60% 截短后塞锥的结构示意图(单位:mm)

Fig. 3 Layout of plug nozzle (Unit: mm)

表 1 给出了塞锥的主要工作参数,其中所列冷却剂流量为三单元总流量,选取 0.4 kg/s 和 1.3 kg/s 进行计算,塞锥工作背压分别选取 101 325 Pa(地面工况)和 3 000 Pa(设计点工况),即一共针对 4 种工况进行计算.

表 1 塞锥主要工作参数

Table 1 Operating parameters of plug

| 工作参数           | 数 值            |
|----------------|----------------|
| 室压/MPa         | 3. 67          |
| 室温/ K          | 3 400          |
| 冷却剂流量/ (kg/ s) | 0. 4/ 1. 35    |
| 冷却剂入口压强/ MPa   | 6. 2           |
| 工作背压/ Pa       | 101 325/ 3 000 |

对于三维带冷却的塞锥模型,主要划分为 4 个区域:热燃气流动区、内壁(包括冷却肋)区域、冷却液流动区、外套区域.计算时是按整场(即计算域为燃气-内壁-冷却剂-外套)计算,耦合求解燃气与壁面的对流换热、壁面的导热、冷却液与

壁面的对流换热.控制方程为 Navier Stokes 方程与导热方程,湍流模型采用标准  $k-\epsilon$  双方程模型.空间上采用一阶迎风格式离散控制方程(包括动量方程、连续方程、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,在时间项上采用隐式方法求解.相比之下,从内喷管出口流出的燃气的温度和静压都降低了许多,所以辐射热流对塞锥的影响要比内喷管小的多,因此本文没有考虑塞锥的辐射换热.计算主要是利用商用 FLUENT 软件来完成.

2 边界条件与计算网格

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.

对于内喷管的冷却,可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, 本文也采用逆流的冷却方式, 冷却液从塞锥截断处的冷却通道流入, 对塞锥壁面进行冷却, 而后从塞锥入口处的冷却通道流出.

如图 4 所示, 塞锥计算的边界条件为: 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; 冷却液流动区, 在冷却通道入口给出质量流率入口条件、在冷却通道出口给出压力出口条件等. 其它边界条件如图所示. 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.

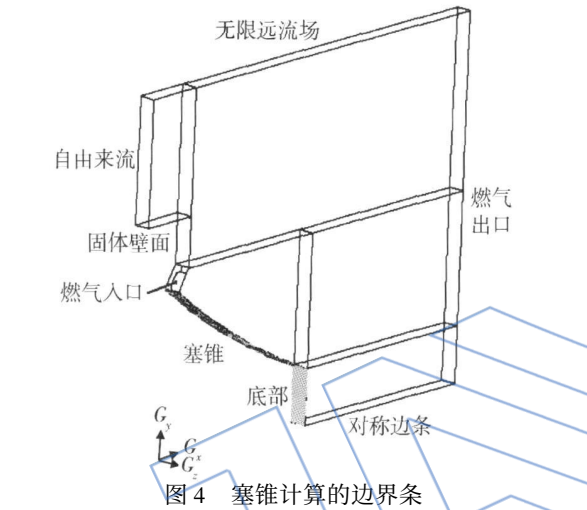


Fig. 4 Boundary conditions of plug computational model

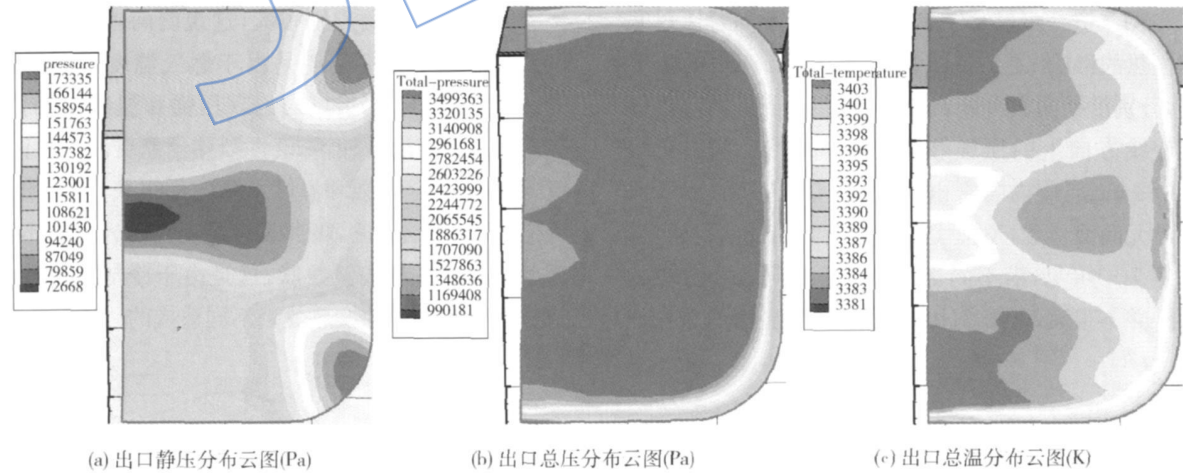


图 5 内喷管出口流场的计算结果  
Fig. 5 Contour of internal nozzle outlet

计算结果表明, 由于单元间隙的存在与内喷管出口圆角的影响, 使得沿塞锥宽度方向上的壁面压强、热流密度和温度的大小分布并不相同. 图 6 是背压分别为 101 325 Pa 与 3 000 Pa 的工况下

对模型进行网格划分时, 分为燃气流动区、内壁、冷却肋、冷却通道、外套几个区域依次进行划分, 均为结构化六面体网格. 壁面附近网格适当加密, 并采用标准壁面函数. 塞锥上的具体网格数和加密比例见表 2, 划分网格后的三维模型如图 2 所示.

表 2 塞锥网格数的划分  
Table 2 Grid of plug

| 工作参数        | 数 值         |
|-------------|-------------|
| 塞锥轴向(加密比例)  | 50(1.05 双向) |
| 底部高度        | 20          |
| 冷却通道高(加密比例) | 6(1.2 双向)   |
| 冷却通道宽(加密比例) | 8(1.2 双向)   |

### 3 算结果及分析

#### 3.1 内喷管的计算结果

由于内喷管和塞锥是分开计算的, 所以首先要对内喷管进行流场的数值模拟, 从而获得内喷管出口流场的参数. 由于对称性, 我们选取了半个单元进行计算. 图 5 是计算后的内喷管出口静压、总压与总温的分布云图.

#### 3.2 塞锥的计算结果及分析

##### 3.2.1 内喷管单元间隙和背压对塞锥壁面换热的影响

塞锥壁面压强与温度的分布云图(冷却剂流量为 0.4 kg/s). 由图 6(a) 的内喷管出口-塞锥示意图以及图 6(b) 的温度云图可以看到, 沿 Z 轴正向(塞锥宽度方向)壁面温度逐渐增高. 温度较高的

壁面对应的是内喷管出口位置,居于塞锥中央温度次之的壁面对应内喷管出口圆角位置,温度较低的壁面则对应单元(内喷管)间隙.出口圆角的存在使得内喷管在其出口圆角处并未与塞锥壁面接触,造成该位置处塞锥壁面上的气流温度低于出口处壁面的气流温度,从而使得壁面温度也低

于出口位置对应的壁面温度.从内喷管出口流出的燃气膨胀到单元间隙一侧时,温度已经降低了许多,所以相比之下单元间隙对应的壁面温度也要比内喷管出口位置对应的壁面温度低许多.但随着背压的降低,间隙的这一影响有减弱的趋势.

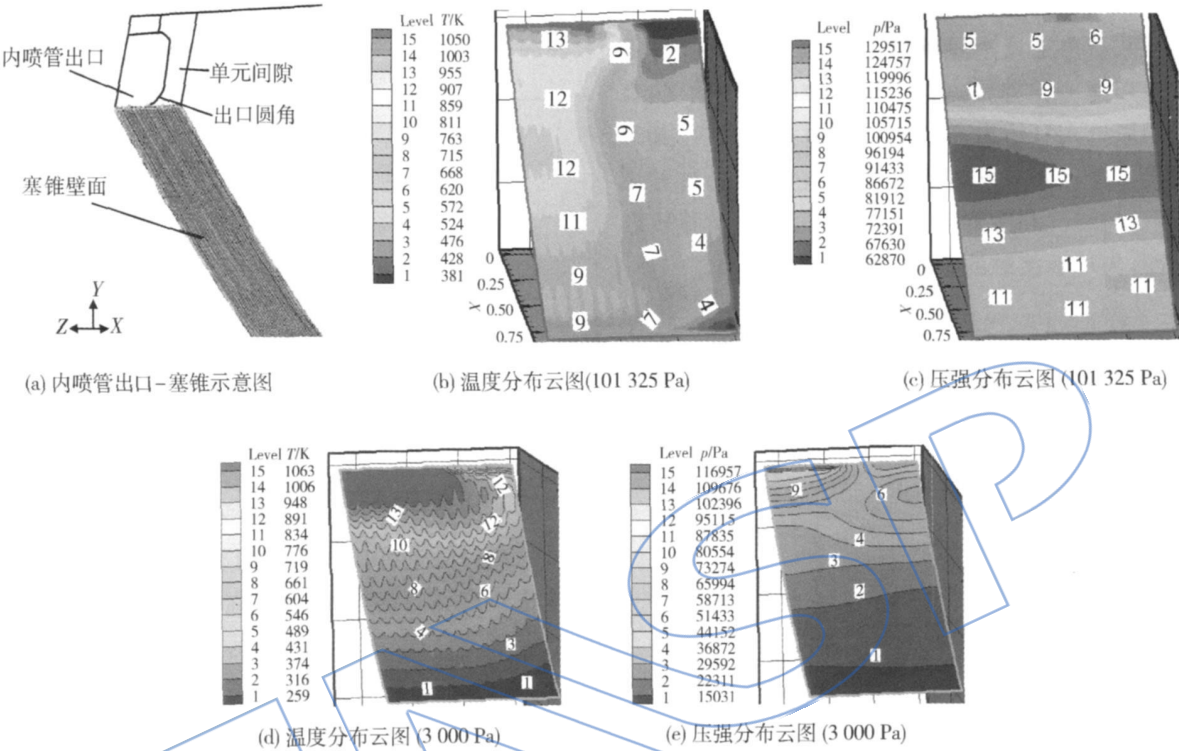


图 6 不同背压下塞锥壁面压强和温度分布云图( $m = 0.4 \text{ kg/s}$ )

Fig. 6 Pressure and temperature contour of plug wall in different operation conditions( $m = 0.4 \text{ kg/s}$ )

图 7 进一步显示了单元间隙以及不同背压对塞锥换热的影响.图 7 是在背压为 101 325 Pa 的工况下,分别沿平面  $Z = 83 \text{ mm}$ 、平面  $Z = 3 \text{ mm}$  与塞锥壁面交线方向上的压强和温度分布曲线.其中交线  $Z = 83 \text{ mm}$  对应内喷管出口位置,交线  $Z = 3 \text{ mm}$  对应单元间隙位置,  $X$  轴代表塞锥壁面沿轴向上的长度.从图 7(a)可见,沿不同交线方向上压强大小分布的差距并不很大,可图 7(b) 与图 7(c) 却显示两者在热流密度和温度值上差别很大,这说明两者热流密度以及温度的差异主要还是由于燃气温度不同造成的.低空环境下,塞锥壁面出现压强和温度的峰值,随着飞行高度的增加,峰值逐渐移出塞锥.高空环境下,沿塞锥壁面压强和温度下降的都快,没有出现峰值.另外由图可见,塞锥壁面温度分布云图上不同程度的出现条状或波纹状,这是由于冷却肋和冷却通道对塞锥壁面的换热效果不同造成的.

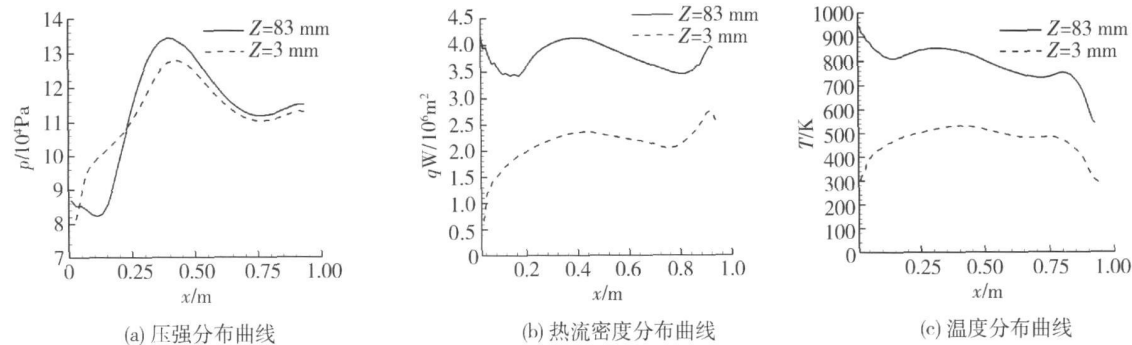


图 7 沿不同交线方向塞锥壁面压强、热流密度与温度分布曲线( $m = 0.4 \text{ kg/s}$ , 101 325 Pa)

Fig. 7 Pressure, heat flux and temperature distribution along plug wall( $m = 0.4 \text{ kg/s}$ , 101 325 Pa)

3.2.2 内喷管单元间隙和背压对塞锥冷却通道换热的影

响

表 3 所列 4 种工况下塞锥冷却剂温升和冷却通道压降的计算结果. 由于沿冷却通道高度方向上冷却剂温度大小分布并不一致, 贴近内壁的冷却剂温度要高于冷却通道中心处的冷却剂温度, 所以本文中冷却剂温升的结果是通过对冷却通道出口温度按质量流量的大小取平均得来的, 即假设冷却剂从冷却通道流出后已经有了较为充分的混合. 冷却通道压降的计算, 即考虑了局部损失, 同时也考虑了沿程损失.

表 3 不同工况下塞锥冷却剂温升和冷却通道压降

Table 3 Results of coolant heat pick up and pressure loss

| 工作参数           | 数 值     |         |
|----------------|---------|---------|
| 冷却剂流量/( kg/ s) | 0.4     | 1.35    |
|                | 101 325 | 101 325 |
| 背压/ Pa         | 3 000   | 3 000   |
|                | 306     | 109     |
| 冷却剂温升/ K       | 267     | 81      |
|                | 0.143 2 | 0.134 4 |
| 冷却通道压降/ MPa    | 0.742 9 | 0.614 2 |

图 8 显示了 4 种工况下冷却通道内液壁的温度云图. 比较表 3、图 8 可见, 由于受到单元间隙的影响, 沿塞锥宽度方向冷却通道液壁温度大小分布不均, 但随着飞行高度的增加, 间隙的影响逐渐减弱. 在低空环境下, 塞锥受热状况恶劣, 冷却剂吸收的热量较多, 所以冷却剂在冷却通道内的温升也较高, 随着飞行高度的增加, 塞锥受热减弱, 冷却剂吸热量减少, 温升也随之降低, 达到一定高度以上, 塞锥受热状况不再变化, 冷却剂吸热量和温升也不再变化. 另外沿塞锥宽度方向上, 由于塞锥壁面受热不同, 冷却剂吸热量也不同, 所以沿塞锥宽度方向不同冷却通道内的冷却剂温度和温升也不同, 并且随着飞行高度的增加, 这一现象逐渐减弱. 随着冷却剂流量的增加, 冷却剂温升逐渐降低. 图 9 是不同工况下冷却通道内静压分布云图. 上文中提到, 不同高度上的冷却剂温度不同, 所以冷却剂密度不同, 造成冷却通道内压强分布不同, 冷却通道内的压强损失也不同, 但是一定高度以上, 冷却剂温度不再变化, 冷却通道内压强分布和压力损失也基本不变. 另外图上显示, 沿塞

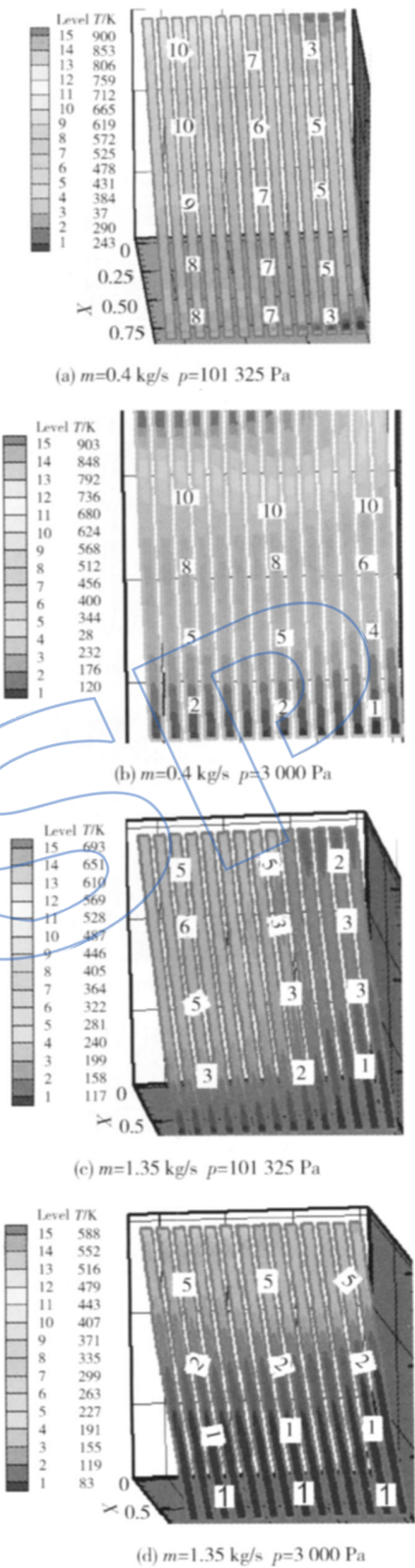


图 8 不同工况下冷却通道内液壁温度分布云图

Fig. 8 Temperature contour of cooling channel in different operation conditions

锥宽度方向上, 冷却通道内的压强分布和压力损失也不相同, 这也是由于宽度方向上冷却剂的温

度和密度不同造成的,并随高度的增加,这一现象也逐渐减弱.

4 结 论

本文建立了塞式喷管发动机的三维再生冷却计算模型,通过数值模拟的方法重点研究了单元间隙和不同背压对塞锥壁面换热、冷却通道换热的影响,并得出以下主要结论:

(1) 由于受单元间隙的影响,使得沿塞锥宽度方向上塞锥壁面的压强、热流密度和温度的大小分布不一致,进而造成沿塞锥宽度方向上冷却通道内的压强和压降大小不一致、冷却剂的温度和温升不一致,但随着飞行高度的增加,间隙影响逐渐减弱.

(2) 塞锥的受热状况受环境压强(背压)的影响,低空环境下,塞锥受热较严重,塞锥壁面出现了压强和温度的峰值,需要较大的冷却能力,高空环境下,塞锥受热减弱,塞锥壁面不再出现压强和温度的峰值,需要较小的冷却能力;低空环境下冷却剂温升较高,高空环境下冷却剂温升较低;由于不同飞行高度下冷却剂温度不同,密度也不同,所以冷却通道内的压降也不同.

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 X-33 base heating environment[ J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36( 6): 777-783.

[ 3 ] Kumakawa A, Tomita T. A study of plug nozzle rocket calorimeters[ R]. AIAA 96-2583, 1996.

[ 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.

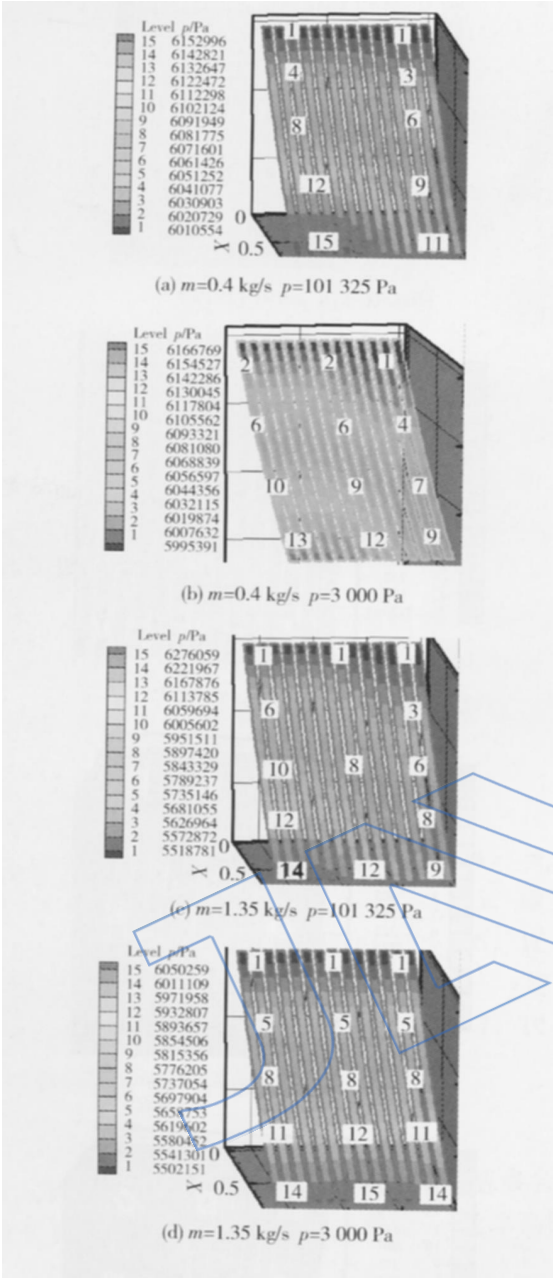


图 9 不同工况下冷却通道静压分布云图  
Fig. 9 Pressure contour of cooling channel in different operation conditions