

文章编号: 1000-8055(2007)11-1947-07

轴对称喷管与圆转方喷管冷却换热特性的比较

韩 非, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了解和比较轴对称喷管与圆转方喷管不同的再生冷却换热特性, 分别对轴对称喷管(推力室)与圆转方喷管(推力室)建立计算模型, 通过数值模拟的方法重点研究和比较了轴对称喷管与圆转方喷管的流场、壁面热流密度和温度分布、冷却剂温升和冷却通道压降等换热特性。计算结果表明: 圆转方喷管由于型面不连续, 在转方位置后壁面出现了温度和热流密度的峰值, 从而导致沿周向壁面温度和热流密度的分布也不均匀。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 塞式喷管; 推力室; 再生冷却; 数值模拟; 换热

中图分类号: V434.14

文献标识码: A

Heat transfer characteristics of axis-symmetrical nozzle and RS nozzle

HAN Fei, LIU Yu

(School of Astronautics,

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

Abstract: To understand and compare different heat transfer characteristics of regenerative cooling in axis-symmetrical nozzle and round to square nozzle (RS nozzle), computational models of axis-symmetrical nozzle (thrust chamber) and RS nozzle (thrust chamber) were established. Numerical simulation was employed to investigate and compare fluid field, wall temperature, heat flux, coolant heat pick-up and pressure loss in the cooling circuit of axis-symmetrical nozzle and RS nozzle. The results show: In case of RS nozzle, because its contour is not continuous, peak values of wall temperature and heat flux exist at the location next to shape transformation, which leads to non-uniform temperature and heat flux distribution along the wall circumference.

Key words: aerospace propulsion system; plug nozzle; thrust chamber; regenerative cooling; numerical simulation; heat transfer

与轴对称喷管相比, 作为直排式塞式喷管主要部件的圆转方喷管, 由于其型面在转方之前为轴对称结构, 在转方之后变为带有四个圆角的矩形, 这样的设计是为了减小单元间隙带来的性能损失, 但其换热特性也与轴对称喷管有明显的区别。

对于轴对称喷管的研究很多, 但是对圆转方喷管的研究相对较少。文献[1]根据 Vulcain 发动

机的参数, 设计了轴对称塞式喷管, 并对内喷管的再生冷却进行了研究; 文献[2]对圆转方喷管的特点进行了论述; 文献[3]采用实验和数值模拟的方法比较了圆转方内喷管与轴对称内喷管的性能, 但是对两者的换热特性并没有做比较。本文就是着重研究和比较了轴对称喷管与圆转方喷管不同的再生冷却换热特性, 从而为圆转方喷管的设计

收稿日期: 2006-11-06; 修订日期: 2007-04-10

基金项目: 国家 863 基金(863-Z-1-3-1)

作者简介: 韩非(1977), 男, 内蒙古呼和浩特人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程的研究。

和试验提供参考.

1 换热模型与数值方法

本文研究的轴对称喷管(推力室)与圆转方喷管(推力室)的冷却方式都为再生冷却,冷却通道为铣槽式结构,截面为矩形,并且沿喷管轴线,冷却肋等宽.图 1 是圆转方喷管转方位置及其下游的冷却通道三维模型.

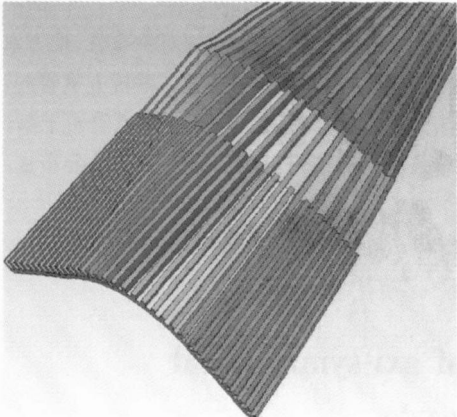


图 1 圆转方喷管冷却通道三维模型
Fig. 1 3D model of RS nozzle cooling channel

对于三维带冷却的喷管模型,主要划分为五个部分:燃气区、内壁区、冷却肋、冷却通道、外套,计算时按全场进行求解,即同时求解燃气与内壁的对流换热与辐射换热、内壁的导热、冷却剂与壁面的对流换热、外套的导热.控制方程为 N-S 方程与导热方程,湍流模型为 RNG $k-\epsilon$ 双方程模型,采用 DO(Discrete ordinates)模型求解辐射换热方程.求解时把空间离散成若干个方向,沿着离散方向直接对方程进行数值计算.计算主要是利用 FLUENT 软件来完成.计算过程中考虑到冷却剂物性随温度与压强的变化情况,把不同温度和压强下的物性参数拟合成温度与压强的函数,便于使用.

2 边界条件与网格划分

喷管冷却换热计算的边界条件:燃气流动区,

给出压力入口条件,压力出口条件(对于超声速一律外推);冷却液流动区,给出质量流率入口条件,压力出口条件;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;对称条件等.

划分网格时,对上节中提到的五个部分(燃气区、内壁、冷却肋、冷却通道、外套)依次进行划分.热燃气流动区采用非结构化的三棱柱体网格,其它区域全部采用结构化网格进行划分.为了能够模拟边界层的流动和换热,壁面附近网格适当加密,但同时为了避免在边界层内布置过密的网格数,计算中采用标准壁面函数.

3 主要尺寸与主要工作参数

本文所研究的喷管(推力室)都采用氢氧作为推进剂,并选用推进剂之一的氢作为冷却剂.再生冷却的氢氧推力室大都采用氢作为冷却剂,因为氢不仅有良好的冷却性能,而且通过冷却通道的压降损失也较低^[4].为加强换热,推力室内壁及冷却肋都选用了导热性较好的铝铜材料,外套材料为镍.表 1 列出了轴对称喷管(推力室)与圆转方喷管(推力室)的主要尺寸和主要工作参数,圆转方喷管的转方位置在 $Z=0.049\ 3\text{ m}$ 处.

4 结果及分析

4.1 轴对称喷管计算模型校验

为保证数值模拟的准确性,本文首先对轴对称喷管建立计算模型,通过计算结果与试验结果的比较来校验该计算模型.在轴对称喷管试车的过程中,冷却剂(氢)以逆流的方式对推力室进行冷却,即冷却剂从喷管出口位置流入冷却通道,从推力室头部位位置流出冷却通道,流动方向与燃气流动方向相反.试验人员对冷却通道入口和出口的冷却剂压强及温度进行了测量.图 2 便是由试验结果直接得来的冷却通道压降和冷却剂的温升情况,横坐标为发动机工作时间.

表 1 喷管(推力室)主要尺寸与工作参数
Table 1 Dimension and characteristics of thrust chamber

喷 管	推力室圆柱 段长度/mm	面积 比	内壁 厚/mm	冷却肋 宽/mm	推力室压 强/M Pa	推力室 温度/K	冷却剂流 量/(kg/s)
轴对称喷管	160	7	0.8	1.3	3.67	3 400	2.61
圆转方喷管	160	7	0.8	1.3	3.67	3 393	2.61

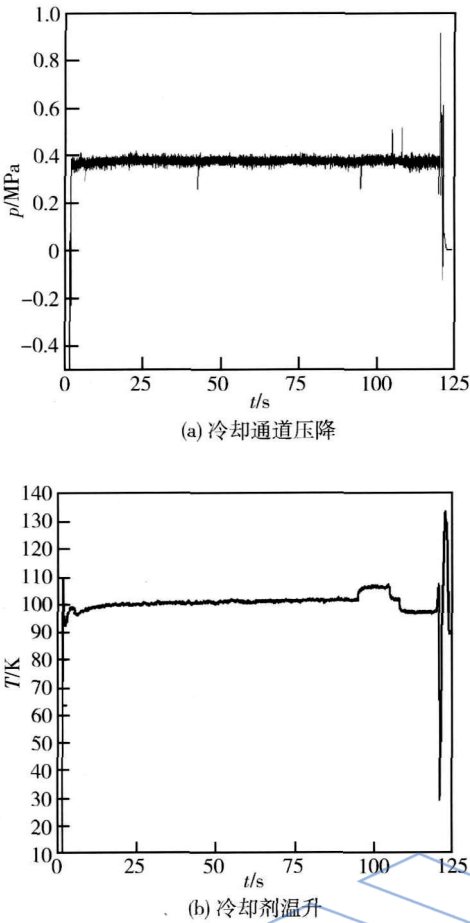


图 2 轴对称喷管再生冷却的试验结果
Fig. 2 Test results of axisymmetrical nozzle

表 2 列出了通过数值模拟的手段得出的轴对称喷管在逆流冷却的情况下,冷却通道压降和冷却剂温升的结果:冷却剂通过冷却通道后的压力损失为 0.380 5 MPa,温升为 104.5 K.将计算结果与试验测量结果进行比较,可以看出冷却剂温升的试验结果在 100 K 左右,略低于计算的结果.这主要是由于从冷却通道出口流出的冷却剂在测量前并未得到充分的混合,而计算结果是对冷却通道出口截面上的冷却剂温度按质量流量取平均得来的,即假设冷却剂已经得到了较为充分的混合.由于贴近壁面的冷却剂温度要高于冷却通道

表 2 轴对称喷管与圆转方喷管冷却通道压降与冷却剂温升计算结果的比较

Table 2 Simulated results of coolant heat pick up and pressure loss

喷管类型	冷却剂温升/ K	冷却通道压降/ MPa
轴对称喷管	104.5	0.380 5
圆转方喷管	222	0.853 3

中心区域的温度,所以假设出口冷却剂已得到充分混合而得来的冷却剂温升的计算结果就要略高于试验测量的结果.但是总体看来,计算结果与试验结果的吻合较好,说明该计算模型较为合理,可据此建立圆转方喷管的计算模型.

4.2 壁面换热特性的比较

图 3 是轴对称喷管气壁热流密度和温度的分布云图.对于轴对称喷管,本文取了四根冷却通道进行计算.图 4 是轴对称喷管气壁温度和热流密度的分布曲线,图上左边纵座标代表温度,右边纵座标代表热流密度.由图可见,喉部壁面的最高热流密度已经超过了 $3.5 \times 10^7 \text{ W/m}^2$.但喉部壁面的最高温度没有超过铝铜材料的极限温度.

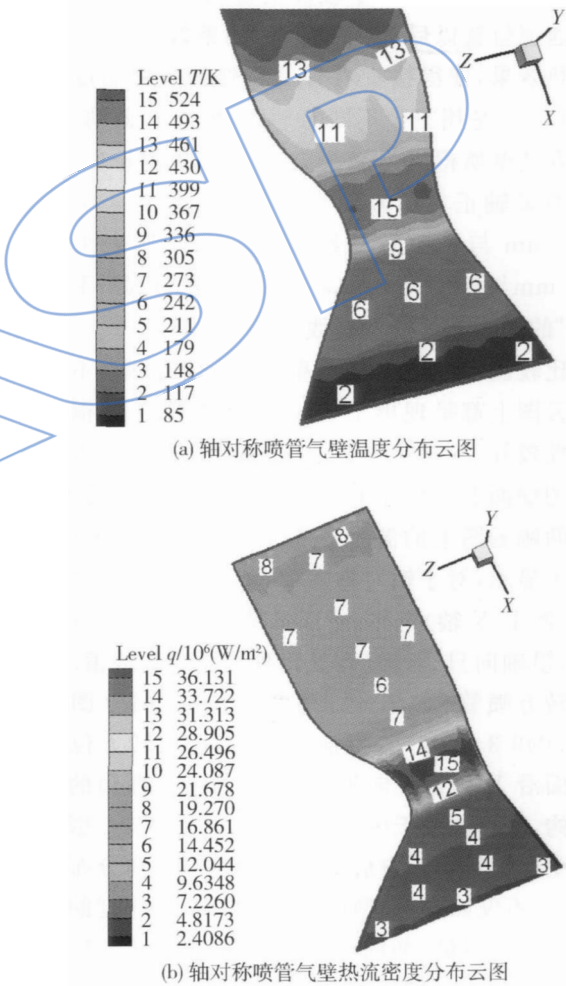


图 3 轴对称喷管气壁温度及热流密度分布云图
(未按原比例显示)

Fig. 3 Temperature and heat flux contour of axisymmetrical nozzle gas wall

图 5 是圆转方喷管气壁温度分布云图与分布曲线.由图可见,在喉部处,由于型面的突然收缩

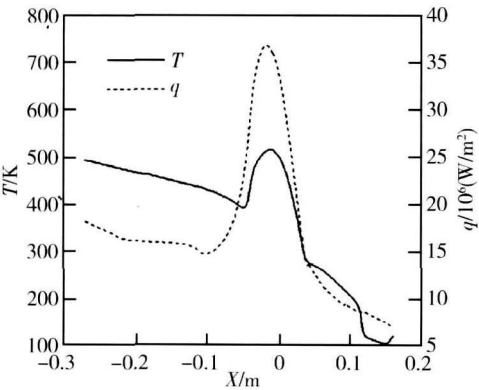


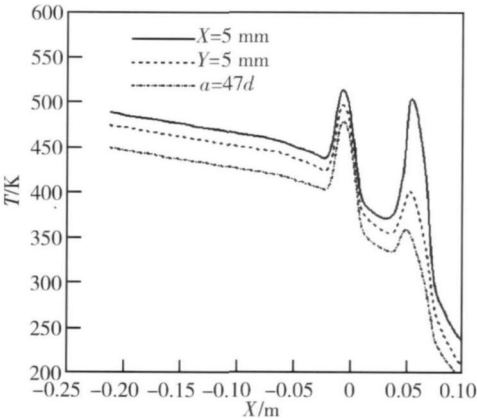
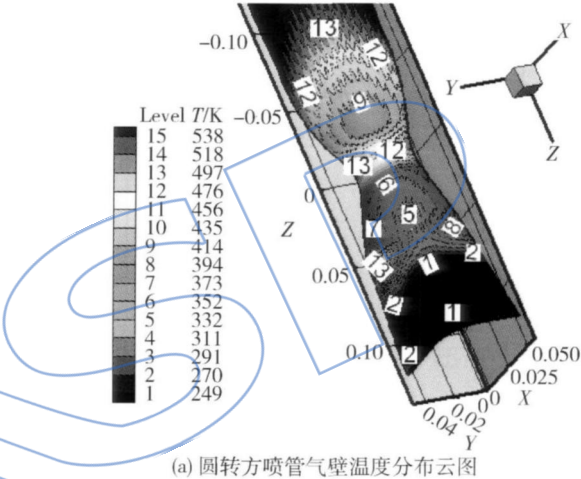
图 4 轴对称喷管气壁温度及热流密度分布曲线
Fig. 4 Temperature and heat flux distribution of
axisymmetrical nozzle gas wall

使得喉部气壁上出现了较高的温度. 在喷管扩张段变通道位置以后, 由于冷却肋的条数加倍, 加强了换热效果, 使得接近喷管出口处的气壁温度很低. 图 5(b) 是用三个不同的平面(平行于 Z 轴)分别截取气壁所得的沿交线方向上的温度分布(沿轴线即 Z 轴正方向). 图中, $X=5\text{ mm}$ 代表平面 $X=5\text{ mm}$ 与气壁的交线, $Y=5\text{ mm}$ 代表平面 $Y=5\text{ mm}$ 与气壁的交线, $a=47d$ 代表与 XZ 平面成 47° 的平面与气壁的交线.

比较图 3 与图 5 的气壁温度分布云图, 不难发现云图上都呈现出了条纹状, 这是由于铝铜的导热性较好, 冷却肋加强了换热效果, 使得贴近冷却肋的壁面温度低于贴近冷却通道的壁面温度. 但是两幅云图上的温度分布却呈现明显的不同: 如图 3 显示, 对于轴对称喷管, 型面始终关于中心轴线(图上 X 轴)对称, 所以沿壁面周向温度分布相同, 沿轴向只是在喉部处出现了温度的峰值. 对于圆转方喷管(如图 5), 型面在转方位置(图上 $Z=0.0493\text{ m}$ 处)前为轴对称结构, 在转方位置后型面沿 X 和 Y 方向被压扁, 变为带有圆角的方形结构, 该结构关于中心轴线已经不再对称. 型面的改变最终导致转方后的壁面温度沿周向分布不再相同, 不仅如此, 在型面转折处还不同程度的出现了温度的峰值. 如图 5(b) 显示的沿三条不同交线方向上的温度分布, 其中沿截面 $X=5\text{ mm}$ 的交线温度分布较高, 并且在型面转折处温度出现了明显的峰值, 其大小与喉部温度相当, 这是由于沿该交线方向, 型面转折(不连续)最为强烈, 转折处的温度峰值也最高; 而沿交线 $Y=5\text{ mm}$ 的方向, 由于型面转折较弱, 所以在转折处的温度峰值也较低.

由图 5(b) 可见, 沿交线 $a=47d$ 的方向, 尽管型面连续, 没有发生转折, 而且热流密度除在喉部

以外也没有出现峰值(见图 6), 但是温度却在转方位置处出现了一个小小的峰值, 这是由于圆转方喷管的出口是由两段直边加一段圆弧构成的, 并且从喷管出口到转方位置这一段, 两条直边逐渐变短, 圆弧段逐渐加长, 这样对于从喷管出口位置流入的冷却剂(逆流冷却), 会有一部份先流经方形的壁面而后再流经圆弧型壁面, 由于方形壁面温度较高, 冷却剂对其冷却后温度上升较快, 结果不利于对后边圆弧型壁面的冷却. 同时, 在型面转折处的圆弧形壁面由于周边温度都很高, 所以受壁面沿周向方向热传导的影响, 该处温度也出现了峰值.



(a) 圆转方喷管气壁温度分布云图
(b) 沿平行于轴线方向的不同截面与气壁交线
的温度分布曲线
图 5 圆转方喷管气壁的温度分布云图与分布曲线
Fig. 5 Gas wall temperature distribution
of RS nozzle

另外由图 5 还可看到, 对于圆转方喷管即便是在轴对称的推力室圆柱段, 沿周向温度大小依然不等, 这也是由于冷却完直边壁面的冷却剂温度上升较快, 冷却能力下降, 影响到对后边喷管上游段的冷却.

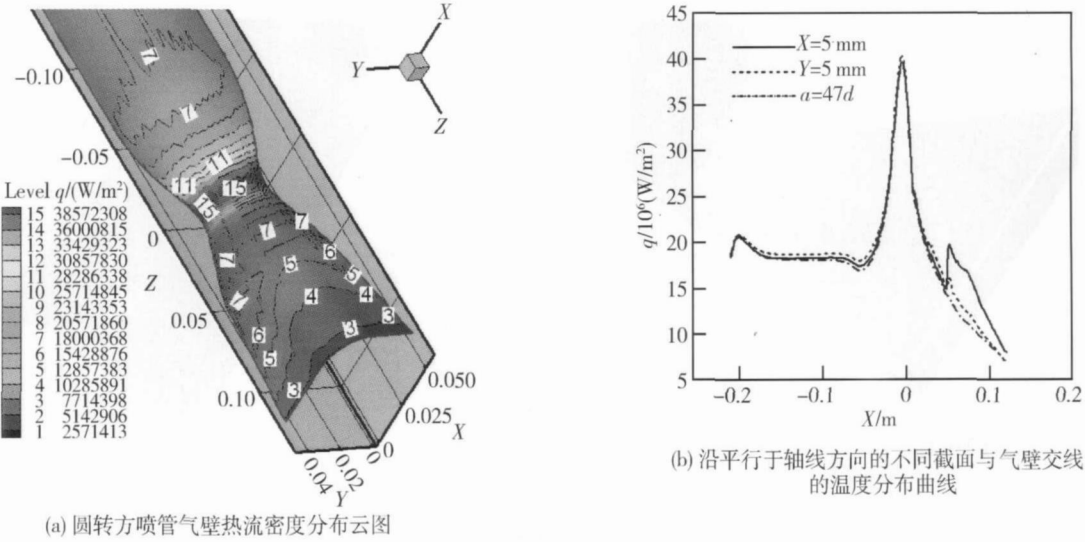


图 6 圆转方喷管气壁的热流密度分布云图与分布曲线

Fig. 6 Gas wall heat flux distribution of RS nozzle

图 6 是圆转方喷管气壁的热流密度分布云图与分布曲线,图 6(b) 中各符号的意义同图 5(b). 比较图 6 与图 3 可以发现轴对称喷管壁面的热流密度同温度分布特点相同:沿周向大小分布相同,沿轴向除喉部外没有出现峰值.对于圆转方喷管,转方位置后热流密度沿周向分布不再相同,而且在型面不连续的位置还出现了峰值(如图 6(b) 中代表交线 $X=5\text{mm}$ 的曲线).

下面结合喷管内燃气的流动情况来进一步解释型面的转折(不连续)是如何影响壁面换热的.图 7 分别给出了轴对称喷管与圆转方喷管内流场马赫数分布云图.

从图 7(a) 看到,由于轴对称喷管型面连续,内流场分布较均匀,没有出现压缩波;圆转方喷管在转方位置,由于型面的不连续导致喷管内流场从型面转折处产生一道明显的压缩波(图 7(b)),波后压强突然升高,从而引起了在型面转折处壁面热流密度和温度的峰值.图 8 是轴对称喷管与圆转方喷管气壁压强分布云图.如图 8(a) 所示,由于轴对称喷管内流场没有出现压缩波,所以壁面压强分布很均匀,没有出现峰值;但是对于圆转方喷管,由于内流场在型面转折处出现压缩波,所以该处壁面也同时出现了压强的峰值,见图 8(b).

4.3 冷却通道换热特性的比较

表 2 是两种喷管冷却通道压降和冷却剂温升的计算结果.图 9 为轴对称喷管与圆转方喷管冷却通道静压分布曲线.

由表 2 所列结果来看,圆转方喷管的冷却剂温升和冷却通道的压降都要远高于轴对称喷管.

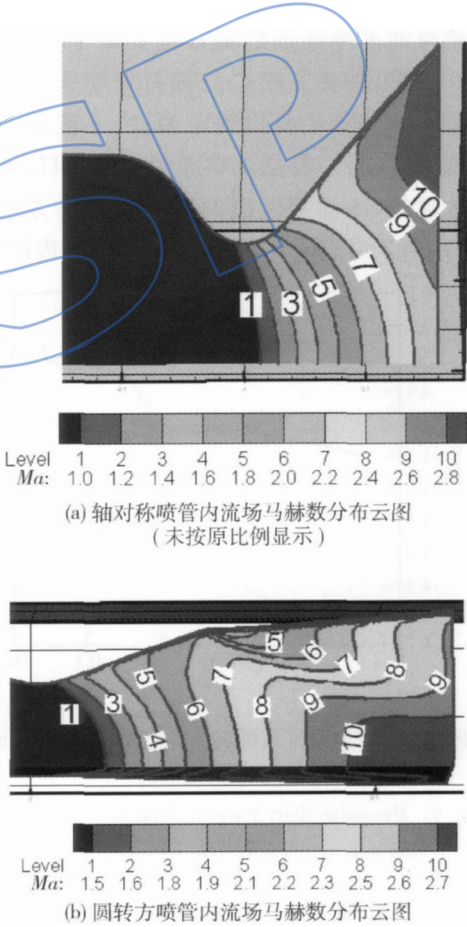


图 7 喷管内流场马赫数分布云图比较

Fig. 7 Mach number contour of axi symmetrical nozzle and RS nozzle

从图 3 和图 6 所显示的两者的壁面的热流密度看出,无论是在圆柱段还是喉部或是下游转方位置,圆转方喷管的热流密度都要高于轴对称喷管.所以当喷管总换热面积相同时,用来冷却圆转方

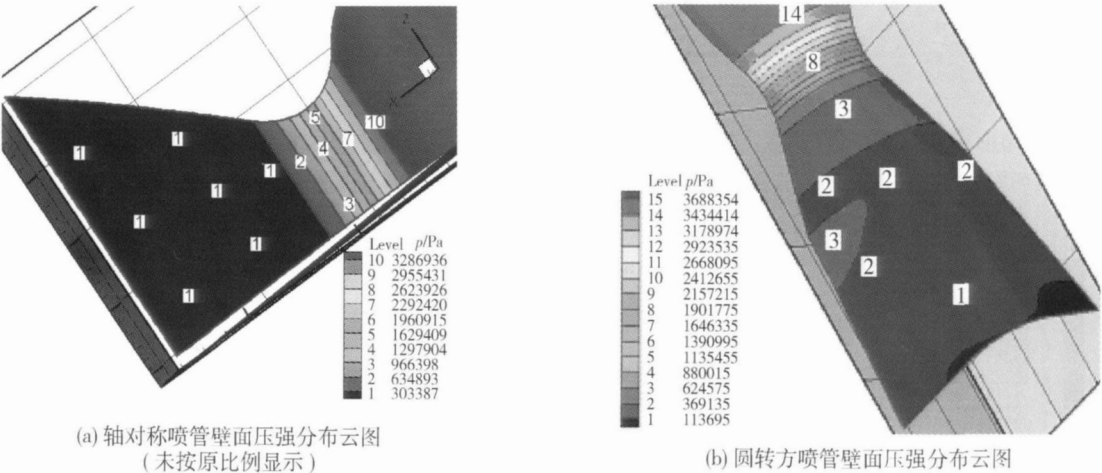


图 8 喷管壁面压强分布云图比较

Fig. 8 Pressure contour in gas wall of axisymmetrical nozzle and RS nozzle

喷管的冷却剂吸收的热量也要高于轴对称喷管, 从而使得前者冷却剂的温升也要高于后者. 另外由图 9 可见, 圆转方喷管与轴对称喷管冷却通道静压分布的差异主要出现在两段: 一段是从转方位置到喉部, 另一段是从喉部到喷管入口. 相对于轴对称喷管, 冷却剂流经圆转方喷管转方位置后 (逆流), 由于型面的突然转折, 冷却通道内产生了

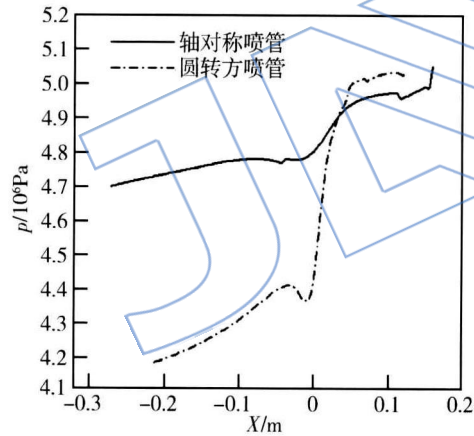
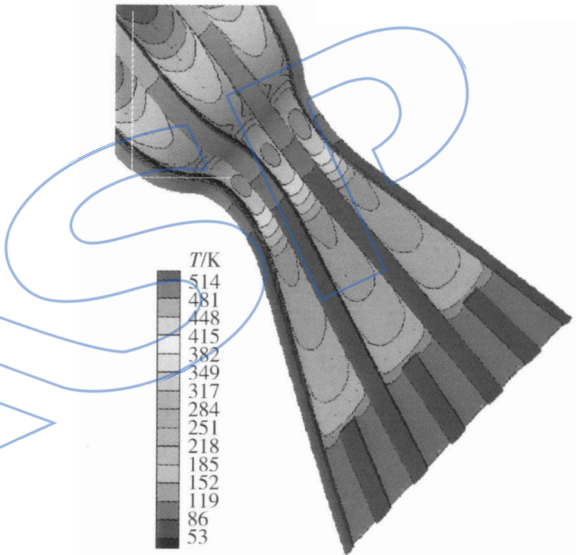


图 9 轴对称喷管与圆转方喷管冷却通道静压分布曲线

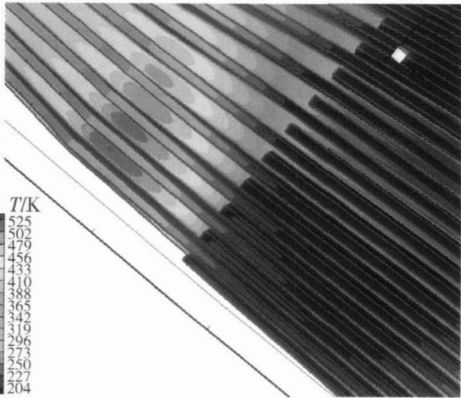
Fig. 9 Pressure distribution along channel wall of axisymmetrical nozzle and RS nozzle

较大的局部压降损失, 所以从转方位置到喉部这一段的静压损失圆转方喷管要远大于轴对称喷管. 与此同时, 冷却剂流经圆转方喷管喉部位置以后, 由于静压较低, 所以流速较大, 使得冷却剂流经喷管圆柱段时造成的沿程损失也要大于轴对称喷管.

图 10 是轴对称喷管与圆转方喷管冷却通道温度分布云图. 对于轴对称喷管, 由于型面连续, 气壁上的温度分布较均匀, 除喉部外没有出现温



(a) 轴对称喷管冷却通道温度分布 (未按原比例于显示)



(b) 圆转方喷管型面转折处冷却通道温度分布

图 10 轴对称喷管与圆转方喷管冷却通道温度分布云图

Fig. 10 Temperature contour in channel wall of axisymmetrical nozzle and RS nozzle

度的峰值, 所以冷却通道内的温度分布也较均匀, 除喉部位置外也没有出现峰值(见图 10(a)); 而圆转方喷管则不然, 由于转方位置的型面不连续造成该位置处的气壁出现温度和热流密度的峰值, 所以冷却通道在型面转折处同样也出现了温度的峰值, 如图 10(b) 所示, 圆转方喷管冷却通道内型面转折处的温度要明显高于周围各处的温度。

5 结 论

本文首先对一轴对称喷管建立计算模型, 并通过试验结果校验该模型, 试验结果与计算结果符合较好, 说明该模型的建立较为合理, 可以据此建立圆转方喷管的计算模型。

轴对称喷管与圆转方喷管由于型面上的差异造成两者呈现不同的换热特性。轴对称喷管型面连续, 沿周向壁面的温度和热流密度的分布较均匀, 沿轴向除喉部外壁面没有出现温度和热流密度的峰值; 圆转方喷管由于型面不连续, 在喉部下游转方位置壁面出现了温度和热流密度的峰值, 并导

致沿周向壁面的温度和热流密度分布也不均匀。

相同工况下, 圆转方喷管气壁热流密度高于轴对称喷管, 所以在总换热面积相同的情况下冷却剂温升也高于轴对称喷管; 在冷却通道的流通面积相等的前提下, 由于圆转方喷管型面的不连续导致冷却通道内压降也大于轴对称喷管。

参考文献:

- [1] Schoyer H F R, Hufenbach B, Morel R, et al. Investigation of advanced rocket propulsion concepts[R]. AIAA95-3092, 1995.
- [2] Hagemann G, Immich H, Dumnov G. Critical assessment of the linear plug nozzle concept [R]. AIAA2001-4865, 2001.
- [3] Dumnov G, Klimov V, Ponomarev N. Investigation of linear plug layouts of rocket engines for reusable launch vehicles[R]. AIAA2000-3288, 2000.
- [4] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.