

文章编号: 1000-8055(2007)04-0632-07

不同压比下塞锥三维传热分析

韩 非, 刘 宇

(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在不同压比下工作时的再生冷却换热特性, 对一试验用塞式喷管发动机建立三维计算模型, 采用数值模拟的方法, 得到了不同压比下再生冷却塞锥壁面以及内部截面的压强、热流密度和温度的分布曲线和云图。计算过程中采用一阶迎风格式离散控制方程。计算结果表明: 塞式喷管发动机在较低压比的工况下工作时, 塞锥受热状况较为恶劣, 塞锥壁面出现压强和温度的峰值, 该截面内部的温度和温度梯度达到最大。

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

3D heat transfer investigation on plug nozzle in different operation condition

HAN Fei, LIU Yu

(School of Astronautics,

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

Abstract: To understand different heat transfer characteristics of regenerative cooling in plug nozzle in different operation conditions, computational model of three dimension plug nozzle was established and numerical simulation was employed. Pressure, heat flux and temperature contour in different operation conditions were obtained. Governing equations were discretized with one order upstream scheme. The results show: at lower pressure ratio, heat transfer condition on the plug surface is the worst, peak values of pressure and temperature appear along the wall of plug nozzle, temperature and temperature gradient along the section of wall reach the highest.

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

在不同压比下工作的塞锥, 由于受环境压强的影响, 塞锥壁面呈现出不同的换热特点。地面工况下, 环境压强较高, 塞锥壁面出现了压缩波, 引起了压强、热流密度和温度的峰值; 随着压比的增大, 峰值逐渐减小, 并最终移出塞锥。所以对不同压比下工作的塞锥进行较为准确的数值模拟具有重要的理论意义, 并可为发动机的设计和试验提

供参考。

目前国内外对塞锥换热特性的研究主要有: Boman 和 Wang TS 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^[1]和塞锥壁面温度的分布情况^[2]。Kumakawa 则是通过热试车研究了圆锥形塞式喷管的燃烧特性和换热特性^[3]。由于塞锥内部的温度呈现三维分布, 文献[4]虽对不同

收稿日期: 2006-08-31; 修订日期: 2007-01-09

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, 内蒙古呼和浩特人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程的研究。

工况下塞锥的换热特点进行了研究,但仅限于二维的讨论,与实际发动机还有一定差别.本文通过建立塞锥三维计算模型,利用数值模拟的手段研究在不同压比下塞锥壁面的换热特性.

采用再生冷却的火箭发动机,在实际工作中通常都采用推进剂之一作为冷却剂,例如氢氧火箭发动机常以液氢作为冷却剂.当采用不同的冷却剂时,壁面的温度特性可能会差异很大.本文数值模拟的对象为某一试验用塞式喷管发动机(塞锥),实验初期采用液态水作为冷却剂,一方面通过计算预测塞锥能否工作在安全的温度范围内,另一方面研究不同工作压比对塞锥冷却换热特性的影响,并为后期以液氢作为冷却剂的氢氧发动机的实验提供先期参考.

1 换热模型与数值方法

1.1 换热模型与数值方法

本文研究试验用塞式喷管发动机的再生冷却换热,采用液态水作为冷却剂.塞锥冷却通道的截面如图1所示,加工时,先在内壁上铣出冷却槽,然后镀上外套.设计时冷却槽数恒定,沿塞锥冷却槽等宽.图2是塞锥的内壁-冷却通道-外套的三维效果图.采用冷却剂的顺向流动(与燃气流动方向一致)对内壁进行冷却.

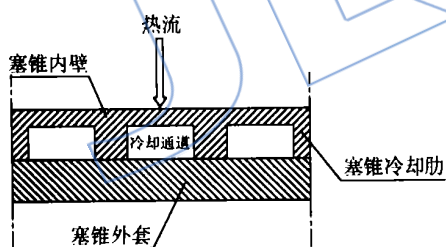


图1 塞锥冷却通道截面图

Fig. 1 Section of plug cooling channel

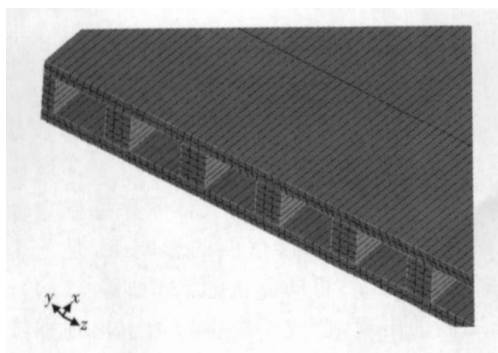


图2 内壁-冷却通道-外套三维效果图

Fig. 2 Liner-cooling channel-outerwall 3D model

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.在计算过程中考虑:燃气与内壁的对流换热,通过内壁的热传导,内壁与冷却液的对流换热,冷却液与外套的对流换热,通过外套的热传导.由于壁面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、冷却液与壁面的对流.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.关于这一模型在文献[5]中有所说明.由于三维塞锥的流动状况较复杂,在空间上采用一阶迎风格式离散耦合方程(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.计算主要是利用商用 FLUENT 软件来完成.

1.2 辐射换热

对于塞锥辐射换热的计算,可采用 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,沿着离散方向对方程进行数值计算.在发动机实际工作中,内喷管进口圆柱段的辐射热流密度最大,从喷管收敛段1.2倍喉径处开始,辐射热流密度逐渐降低,在喉部处只有最大热流密度的一半左右,喷管扩张段接近出口的地方辐射热流密度更小,只占总热流密度值的很小一部分,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得多,因此本文没有考虑塞锥的辐射换热.

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.

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,可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。

塞锥计算的边界条件为:在燃气流动区要在燃气入口处给出压力入口条件(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。

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 塞锥尺寸及工作参数

塞锥尺寸:塞锥总长 3.76 m,截短率 0.318,截短后塞锥长度 1.13 m,底部高度 0.066 1 m,塞锥半宽度 0.090 1 m。

塞锥冷却通道尺寸:冷却通道数 15,冷却通道宽 4 mm,冷却肋宽 2 mm,冷却肋高 3 mm,内壁厚 1 mm,外套厚 1 mm,内壁与外套均为不锈钢材料,冷却剂为液态水,流量为 2 kg/s,冷却剂入口温度为 288 K,顺流冷却。

塞锥工作参数:燃气为高温 H_2/O_2 燃气,燃气分子量 13.153 8 kg/kmol,燃烧室压强 3.85 MPa,混合比 6,燃烧室温度 3 427 K。

计算过程中考虑冷却剂物性随温度和压强的变化,内壁与外套材料物性随温度的变化。

3.2 计算结果与分析

为研究三维塞锥在不同压比下的换热特性,本文对工作在压比(NPR)为 40(地面),60,80,200,400,800 及 1 192(设计点)7 种工况下的塞锥分别进行计算。

3.2.1 不同工况下塞锥及底部壁面温度的分布特点

为便于比较不同压比下塞锥和底部壁面上温度、热流密度和压强的分布特点,沿塞锥中心垂直于 z 轴截取一平面,把不同压比下沿该截面的参数,如压强、热流密度和温度的分布曲线绘制在同一幅图上(如图 3),图 3 分别表示塞锥壁面和底部壁面上压强、热流密度和温度的分布曲线,其中图 3(d)~(f)的横坐标代表塞锥底部的高度。

图 4 是几个典型压比下塞锥壁面的温度分布云图。由图可见,三维塞锥的温度分布也呈现三维的特点。塞锥壁面温度出现条状或锯齿状是由于靠近冷却肋和冷却通道的壁面温度不一致造成的。塞锥中心截面的温度要略高于边界截面上的

温度,这主要是由于边界上冷却肋较窄,加强了换热的结果。

由图 3(c)和图 4 可见,随着工况的改变,塞锥壁面上温度的分布也有明显的变化。在地面工况下,如图 4(a)和图 3(c)所示,塞锥壁面上连续出现了温度的峰值,大小都超过了 850 K,而且壁面上最低温度也在 735 K 以上。随着压比的增加,壁面上温度峰值的位置和大小都发生了变化。在压比为 60 和 80 的工况下,塞锥壁面上的温度峰值的位置都发生了后移;与地面工况相比,峰值也明显降低,在压比为 60 的工况下,温度峰值只有 790 K,而在压比为 80 的工况下,温度峰值更是降到了 700 K 以下(如图 4(b))。

由图 3(c)和图 4 可见,在压比为 200 的工况下,塞锥壁面上虽然没有出现明显的温度峰值,但在塞锥末端壁面出现了温度上翘的现象(如图 4(c))。当压比在 400 以上时,塞锥壁面已没有温度的峰值,沿着壁面,温度下降很快(图 4(d)),而且随着压比的继续增加,壁面温度受环境的影响很小。

由图 3(c)和图 4 可见,不管在何种工况下,塞锥入口处都出现了温度的峰值,这是由于内喷管内的激波在塞锥入口与塞锥壁面碰撞,导致塞锥壁面的压强在塞锥入口处突然上升,进而引起塞锥入口处热流密度与温度的峰值。另外由图 3(c)、图 3(f)和图 4 还可见,塞锥底部的温度要比塞锥壁面上的温度低许多,在地面工况下,底部壁面上的最高温度在 500 K 以上,在压比为 200 以上的工况下,底部最高温度只在 325 K 以上。底部壁面上的温度分布,在靠近底端处的壁面温度较高,沿壁面向上温度有所下降。随着压比的增加,底部温度逐渐降低,在压比大于 200 的工况下,底部温度受环境影响较小。

下面来分析塞锥及底部温度呈现出如此特点的原因。

3.2.2 压比对塞锥及底部壁面压强、热流密度和温度分布的影响

图 5 是不同压比下,塞锥外流场马赫数分布云图。在地面工况下($NPR=40$),由于环境压强较高,从内喷管出口流出的气体紧贴塞锥壁面流动,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(如图 5(a))。由于压缩波的出现,造成了塞锥壁面上出现连续的压强峰值(如图 3(a)),进而引起了热流密度的峰值(如图 3(b)),并最终导致塞锥壁面上出现了温度的峰值。

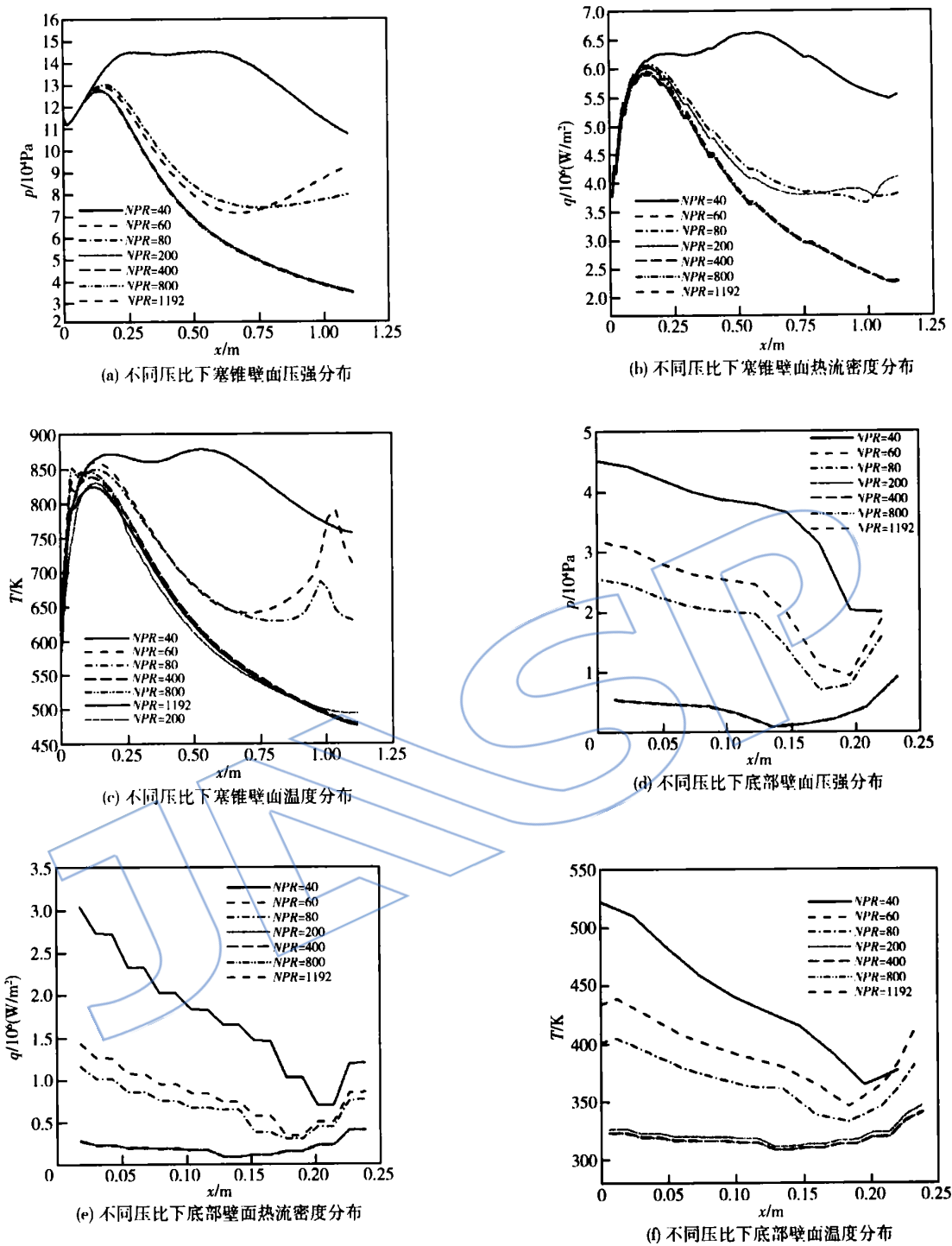


图 3 不同压比下塞锥壁面及其底部壁面压强、热流密度和温度的分布曲线

Fig. 3 Pressure, heat flux and temperatur along gaswall in different operation conditions

由图 3(a) 和 (b) 可见,随着压比的增加,环境压力降低,燃气流外边界逐渐向外扩展,压强和热流密度的峰值逐渐变小,位置逐渐后移,并最终移出塞锥.在压比为 60 和 80 的工况下,压强和热流密度在塞锥末端发生上翘,引起该处出现了温度

的峰值;在压比为 200 的工况下,虽然气流外边界已移出塞锥壁面,但塞锥末端仍受其影响,出现温度上翘的现象.压比大于 400 以上时,气流外边界完全移出塞锥(如图 5(b)),塞锥壁面上的压强、热流密度和温度分布不再受环境的影响.

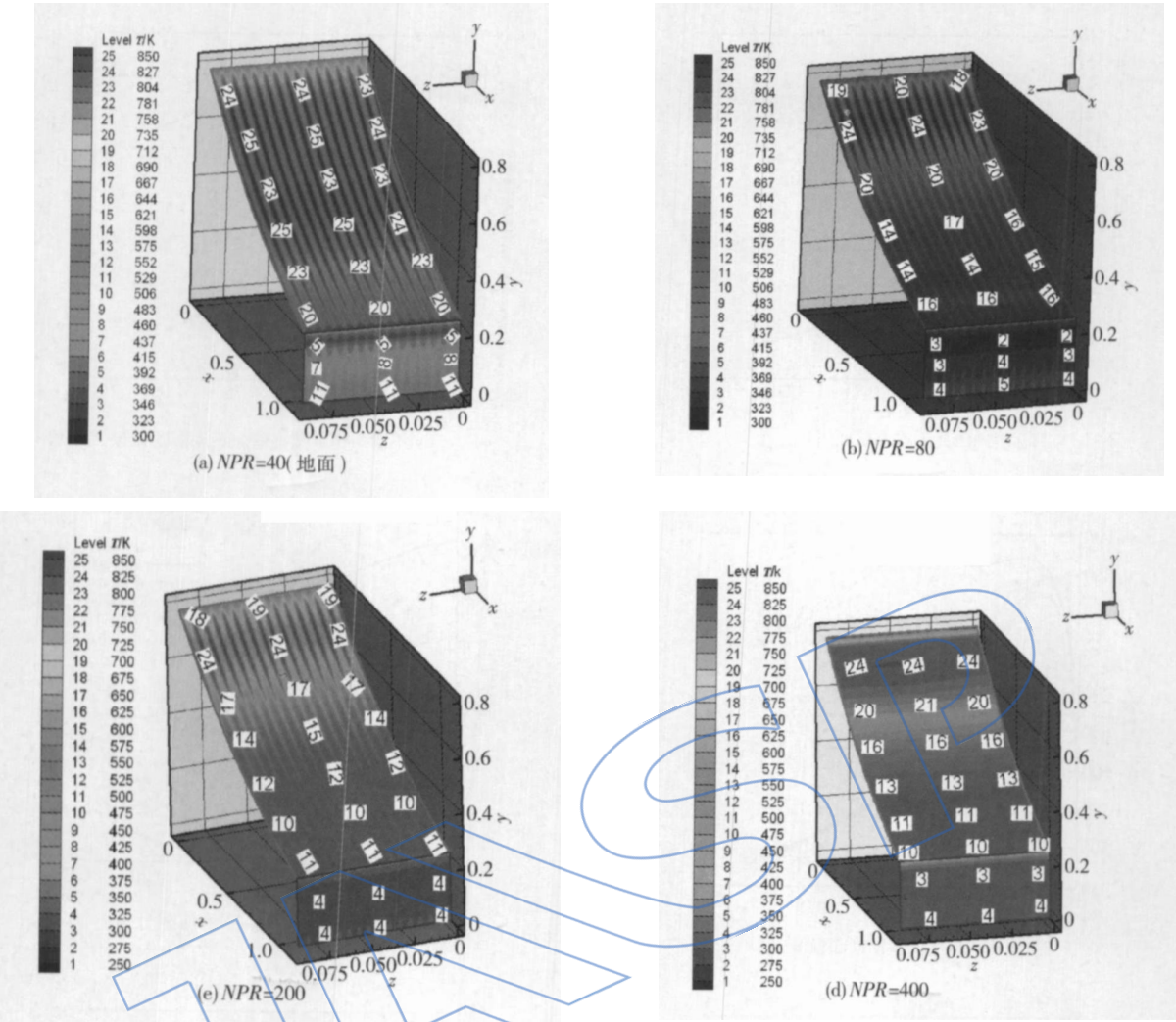


图 4 不同压比下塞锥及其底部壁面温度分布云图

Fig. 4 Temperature contour of gaswall in different operation conditions

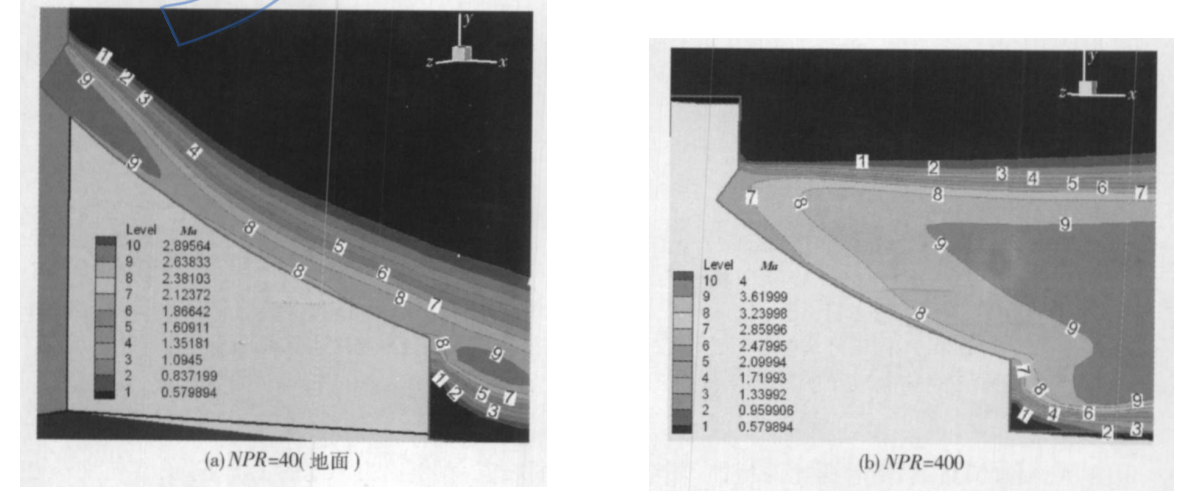


图 5 不同压比下塞锥及其底部壁面马赫数分布云图

Fig. 5 Mach number contour in different operation conditions

由图 3(d)和(e)可见,与塞锥相比,塞锥底部的压强要低许多,所以底部热流密度和温度也要远低于塞锥壁面上的热流密度和温度;由于塞锥底部靠近底端处,压强较高,沿底部向上逐渐降

低,所以底部热流密度和温度的分布也呈现相同特点.随着压比的提高,底部压强、热流密度和温度都有所降低,当压比达到 200 以上时,由于底部已经封闭,所以底部压强、热流密度和温度不再受环境压强的影响.

3.2.3 不同压比下塞锥内壁截面的温度分布

低空工作的塞锥,由于壁面上出现了压强和温度的峰值,所以通常情况下塞锥内壁在该位置需要承受较大的机械载荷与温度梯度,从强度的角度考虑,这些位置都应认做是危险截面.图 6 是不同压比下塞锥内壁及冷却肋不同截面位置的温

度分布云图.图 6(a)和(b)选取的截面位置都是塞锥壁面出现压强、热流密度和温度峰值的位置.

如图上显示,所有等温线,靠近冷却肋的向内突起,靠近冷却通道的向外突起,说明沿内壁厚度方向,靠近冷却肋与靠近冷却通道的内壁温度大小并不一致:在相同厚度的位置上,靠近冷却肋的内壁温度要高于靠近冷却通道的温度,这是由于不锈钢本身导热性较差,而冷却剂加强了靠近冷却通道的内壁换热的原因所致.同理,靠近冷却肋的塞锥壁面温度也要高于靠近冷却通道的塞锥壁面温度,所以图 4 中的塞锥壁面温度分布云图会呈现条状.

图 6(a)是选取了地面工况下,沿塞锥轴线 $x = 550\text{ mm}$ 处的内壁截面.由于塞锥该位置处出现了压强、热流密度和温度的峰值,所以沿内壁厚度方向上温度较高,温度梯度也较大,而且靠近冷却通道的内壁温度梯度要大于靠近冷却肋的内壁温度梯度,这也是由于不锈钢导热性较差,冷却剂加强了靠近冷却通道附近的内壁的换热.图上显示内壁最高温度出现在靠近冷却肋的塞锥壁面上,已超过 860 K .

图 6(b)是选取了压比为 80, $x = 990\text{ mm}$ 的位置,虽然该位置也出现了温度的峰值,但要比地面工况下的小许多.如图所示,该位置下的壁面内部温度要比图 6(a)显示的地面工况下的温度降低许多,最高温度只有 667 K 左右,而温度梯度更是比地面工况下的小了许多.

对于图 6(c)显示的压比为 200 的工况,由于塞锥末端的温度只是略有上翘,没有出现明显的峰值,所以该处内壁截面温度的大小和梯度相对而言都较小.

4 结 论

(1) 从数值模拟的结果来看,对于给定的冷却剂流量和塞锥的内壁材料,无论在何种压比下,塞锥都工作在安全的温度范围内.

(2) 带冷却的三维塞锥壁面的温度也呈现三维特点.由于不锈钢导热性较差,使得靠近冷却肋附近的内壁温度高于靠近冷却通道附近的温度.

(3) 塞锥的受热状况受环境的影响,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.

(4) 与塞锥相比,塞锥底部温度较低,需要较

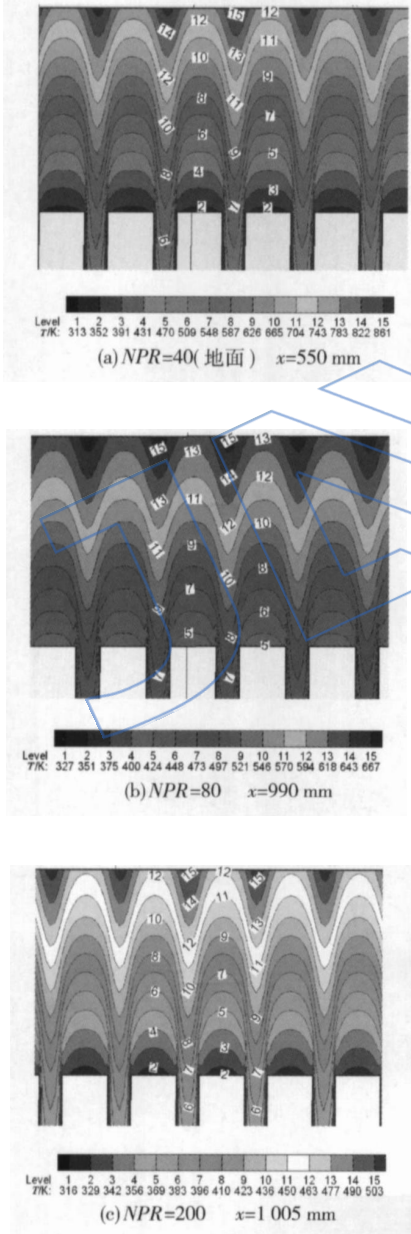


图 6 不同压比下塞锥内壁截面的温度分布(未按原比例)

Fig.6 Temperature contour of liner section

小的冷却能力.随着压比的提高,底部温度逐渐降低.高空环境下,由于底部封闭,温度不再受环境压强的影响.

(5) 随着压比的提高,塞锥壁面上的压强和温度峰值逐渐减小,峰值位置上的内壁截面温度大小和梯度也随之降低.地面工况下,峰值位置处内壁截面温度和温度梯度都为最大.

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.

[5] 李丽,叶中元,刘兴洲.壁龛稳焰超声速燃烧室流场的数值模拟[J].推进技术,2003,24(6):521-523.

LI Li, YE Zhongyuan, LIU Xingzhou. Numerical simulation for flow in a supersonic combustor with cavity flame holders[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6) : 521-523.

