

圆转方内喷管换热特性*

李军伟, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了解圆转方内喷管再生冷却的换热特性, 采用数值模拟的方法, 分别对内喷管燃气、壁面和冷却液建立不同的控制方程, 进行流动和传热的耦合计算, 得到了内喷管和冷却液的流场和温度场。计算结果表明: 转方之后的扩张段, 如果型面不连续, 间断点之后出现压缩波, 波后壁面的温度和热流密度出现峰值, 成为另一个危险截面; 而且不连续壁面的温度高于光滑壁面的温度, 使扩张段圆周方向壁面温度分布不均匀, 造成热应力的不均匀; 冷却肋和高导热系数的铜加强了冷却通道的换热, 使冷却肋附近的气壁温度低于冷却通道底部气壁的温度。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 喷管; 再生冷却; 温度分布; 数值计算

中图分类号: V434.14

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0298-06

Heat transfer characteristics in round to square nozzle

LI Junwei, LIU Yu

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To understand heat transfer characteristics of regenerative cooling in round to square nozzle (RS nozzle), numerical simulation was employed. Governing equations for hot gas, solid wall and coolant were established respectively, and coupled calculation of flow and heat transfer was carried out. Flowfield and temperature field in RS nozzle were obtained. Results showed: (1) In divergent segment after transforming to square, if contour was not smooth, there would be a compression wave, which raised temperature and heat flux in gas wall and made this place become a dangerous segment. (2) Temperature in unsmooth wall was higher than that in smooth wall, which made temperature distribution along circumference ununiform. (3) Ribs and highly conductive copper alloy strengthened heat transfer in cooling channel, and made temperature near rib lower than that near cooling channel bottom.

Key words: Liquid propellant rocket engines; Nozzle; Regenerative cooling; Temperature distribution; Numerical calculation

1 引 言

直排塞式喷管采用圆转方型内喷管, 可减小内喷管单元出口之间的间隙, 减小性能损失。目前对圆转方内喷管的研究也只限于性能和流场, Hagemann^[1]分析了圆转方内喷管的优缺点, Dumnov^[2]采用冷流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, 但没有涉及圆转方内喷管的换热特性。Wang T S^[3]采用数值模拟的方法对塞式喷管进行了传热和流动的耦合计算, 但也没有研究圆转方内喷管的冷却换热。本文针对圆转方内喷管独特的结

构特点, 采用数值模拟的方法研究其冷却换热的特点。

2 物理模型

圆转方内喷管的几何形状如图 1 所示。内喷管在扩张段距离喉部 49.308mm 之前为轴对称结构, 在这一位置之后变成了矩形结构。转方之后的截面是一个封闭的矩形, 四个直角由四段四分之一圆弧代替, 圆弧半径根据截面的位置而变化。在转方的过程中, Z 方向上的型面突然从 Rao 氏型面变成了直线, 而 Y 方向上的型面仍然是 Rao 氏型面。在出口截

* 收稿日期: 2003-09-22; 修订日期: 2003-12-22。

基金项目: 国家“八六三”基金项目 (863-2-3-4-10); 高等学校博士学科点专项科研基金 (2000000619)。

作者简介: 李军伟 (1978—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

面,矩形的长度为 116.2mm,宽度为 93.8mm,圆角半径为 20mm。

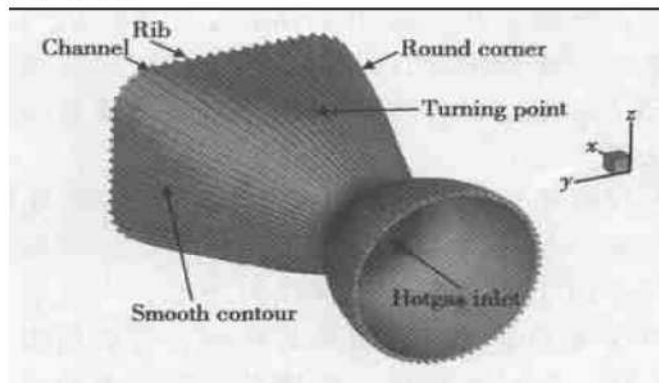


Fig. 1 Round to square nozzle model

圆转方内喷管的冷却通道由衬层、冷却肋和外套组成。衬层与高温燃气接触,为了增强换热,一般比较薄,选用高导热系数的材料;冷却肋连接衬层和外套,一方面加强衬层的强度,另一方面增加冷却液的换热面积,加强换热;外套比较厚,选用强度很高的材料,增强发动机结构的刚性。由于外套材料的导热系数较低,传递给冷却液的热量不多,计算时没有考虑冷却外套。在计算中,假定燃气传递给冷却液的热量全部被冷却液带走,冷却液和冷却肋的外侧壁面为绝热壁。冷却通道中冷却肋的宽度不变,都是 1.3mm,而且冷却通道的数量沿着轴线方向不变,都是 68 条。这样在不同的截面位置,截面周长变化,冷却肋总宽度不变,所以冷却通道的宽度随截面位置的变化而改变。在喉部,截面周长最小,冷却通道最窄;在内喷管入口和出口,截面周长最大,冷却通道也最宽。

在计算中,假定氢/氧混合燃气的成分在内喷管的流动过程中不变。燃气的比热比 $\gamma = 1.2$,比定压热容 $C_p = 4079.532 \text{ J/kmol} \cdot \text{K}$,质量流量为 2.88 kg/s ,总温 $T_c = 3393\text{K}$,总压 $p_c = 3.67\text{MPa}$ 。为了不考虑液氢气化所产生的相变过程,假定冷却液为已经气化的低温氢气,入口温度为 100K ,出口压强为 4MPa ,质量流量为 0.43kg/s 。气壁材料取高导热性的铝铜,衬层的厚度为 0.8mm ,冷却通道的高度为 1.8mm 。在计算过程中,低温氢气和铝铜的热物性参数随着温度而变化,粘度、比热容和导热系数取自文献[4,5],把离散点数据拟合成温度的多项式,方便使用。

3 数值方法

3.1 计算方法

数值模拟使用了 Fluent6.0.12 软件,采用三维隐式耦合方法求解稳态可压缩 N-S 方程和稳态导热方程,采用基于 RNG(ReNormalization Group)的 $K-\varepsilon$ 两方程湍流模型。

因为三维计算所需要的时间较长,而且推力室的危险截面在喉部附近,所以只对内喷管进行数值模拟,没有对燃烧室的再生冷却进行数值模拟。冷却液的流动方向与燃气的流动方向相反,从内喷管出口流入,在内喷管的入口流出。假设冷却通道的两端壁面没有轴向的传热,为绝热壁面。根据圆转方内喷管的平面对称性,取其四分之一进行研究,同时计算高温燃气的流动和冷却液的流动。在计算的初始阶段,燃气和冷却液非耦合计算,气壁为绝热壁面;当流场和温度场建立起来后,考虑高温燃气向冷却液的换热,气壁为耦合壁面,燃气和冷却液的温度场耦合计算。在本文的计算中,没有考虑高温燃气对喷管壁面的辐射换热,因为在计算中假定燃气是均匀混合气体,没有考虑其中不同成份的含量和影响,而且热辐射主要集中在喷管的收敛段,在喉部之后随着燃气温度的下降,辐射换热的热流密度已经很小。

3.2 边界条件

(1) 入口条件:燃气的来流根据一维绝热等熵流动取燃烧室出口的值;冷却液的入口给定入口流量和入口温度。

(2) 出口条件:燃气的出口为超声速出口,只给出出口的反压,所有出口边界上的参数外推得到;因为低温氢气的声速很大,不容易达到 $Ma = 0.4$,可以把低温氢气看作不可压缩流,出口边界可以认为是充分发展的流动。

(3) 壁面条件:绝热壁面没有热流穿过,包括内喷管入口和出口处的侧向壁面,冷却肋和冷却通道外侧的壁面;耦合壁面两侧的介质不同,在计算中要保证不同介质在耦合壁面上的温度相等,热流密度相等,使之连续变化。耦合壁面主要有:衬层与燃气接触的一侧,冷却通道的底部壁面和侧壁面。

(4) 对称条件:法向速度和温度梯度为零,没有热流穿过。

3.3 计算网格

因为内喷管的半径与冷却通道的宽度相差一个数量级,这样冷却通道和冷却肋就不能布置很密的网格,否则内喷管中的网格就非常的密集,大大增加计算量。因为冷却通道中冷却液与冷却通道壁面的换热方式为对流换热,流动状况比较复杂,而在冷却肋

和衬层中的换热方式为热传导,因此,对冷却通道进行适当的加密,而衬层和冷却肋中的网格就可以布置得比较稀疏。使用 Gambit2.0 网格生成器生成网格,冷却通道和冷却通道的室壁上采用非结构化六面体网格,在内喷管流场中采用非结构化楔柱形网格。圆转方内喷管的网格总计有 58 万 9 千个。

4 结果比较

4.1 算例考核

对文献[6~8]中的实验发动机单元进行了数值模拟。该实验发动机的喉部直径为 50.6mm,气壁材料为 CuAgZr 合金,气壁厚度为 0.7mm,冷却剂为水,燃烧室压强为 10.2MPa,推进剂是液氢/液氧, O/F=6。根据燃烧室参数采用热力计算程序得到燃烧室的温度,比热比和燃气平均相对分子质量。

图 2 是实验内喷管的计算模型。为了节省计算时间,把内喷管按照冷却通道的条数进行均分,然后取其中的一半进行研究。图 3 是文献[6]中采用 CryoROC 软件得到的结果和本文计算结果的比较。CryoROC 软件求解二维轴对称火箭发动机燃烧室的流

场,不但同时考虑了复杂的物理现象,如:液滴气化、液滴转变成气相的湍流反应和混合,而且也考虑了气相的湍流燃烧。从文献中 CryoROC 计算结果与其它实验结果的比较来看,两者吻合的很好,因此可以认为采用 CryoROC 的计算结果作为基准来衡量本文计算方法是合适的。

从结果中可以看出,三维数值计算结果与 CryoROC 结果比较一致,反映出了喷管中的热流密度分布规律。由于本文没有考虑辐射换热,而且在内喷管入口没有考虑气壁附面层的影响,直接给出了总温和总压,所以在喉部之前两种结果相差较大。但在扩张段,由于辐射换热的影响很小,所以两者吻合的很好。

4.2 冷却通道压强分布

图 4 是冷却液和燃气在壁面上的压强分布。图中的 p_{co} 表示冷却液的压强, p_g 表示燃气在壁面的滞止压强, DetP 表示衬层两侧所承受的压力差, XY 表示圆转方内喷管的 XY 平面, XZ 表示 XZ 平面。图中 $x = 0$ m 截面为喉部截面, $x < 0$ 为喷管的收缩段, $x > 0$ 为喷管的扩张段,圆转方出现在截面 $x = 49.308$ mm 处。

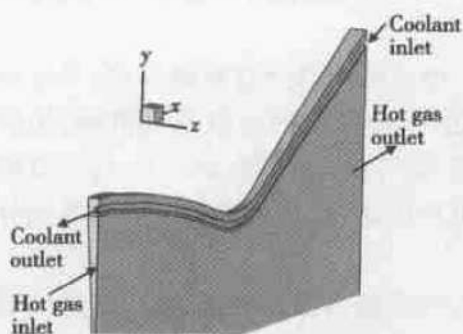


Fig.2 Computational model of test nozzle

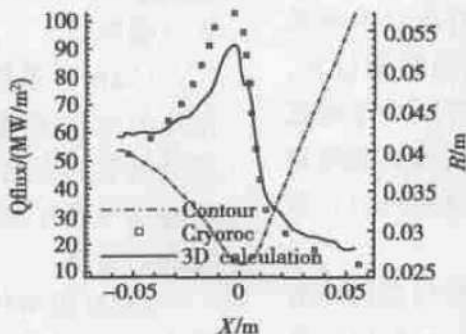


Fig.3 Results of CryoROC and 3D calculation

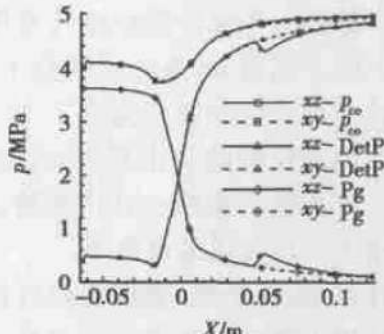


Fig.4 Pressure in coolant wall and gas wall

从图中可以看出冷却通道中的压强变化趋势:在冷却通道的入口,冷却液的流速较低(因为泵出口到冷却通道入口无损失),压强就很高;在喉部,冷却通道的截面积最小,对于相同的冷却液流量,此时冷却液的流速最大,冷却液的静压最小;由于冷却液在冷却通道中存在压强的沿程损失和局部损失,所以在冷却通道的出口,冷却液压强没有恢复到入口时的值,而是低于入口压强值。

在内喷管中,由于喉部之后的截面积增大,扩张段的压强迅速下降,所以在喉部存在很大的压强梯

度。扩张段型面在 XZ 方向上发生突然转折,在转折部位之后形成了压缩波,壁面上的压强也突然升高,而在 XY 方向上气壁压强则平缓地下降。

图 5 是 XY 和 XZ 两个对称截面上的马赫数云图。从图中可以看出 XY 截面上的流场分布很均匀,而在 XZ 截面上,由于壁面的转折导致转折点之后的流场中出现了一道压缩波,这也可以从中壁面上压强的分布看出。

从压力差的分布图上看出,衬层两侧作用的压力差在内喷管的出口最大,在内喷管的入口处最小。工

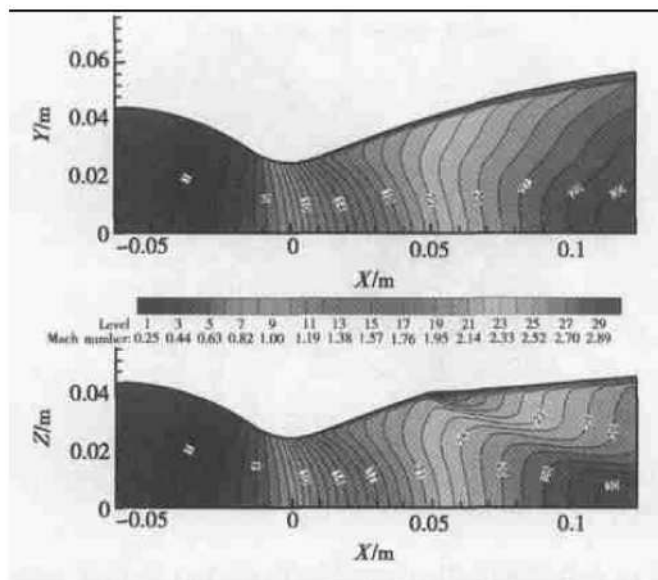


Fig. 5 Mach contour at XY and XZ section

作状态下,再生冷却通道的外壁只承受由冷却液压力所引起的应力,而内壁承受的是冷却液与燃气间的压力差所引起的压缩应力。因此,内喷管出口处内壁所承受的压缩应力最大。

4.3 气壁温度分布

图6是气壁参数在XY平面和XZ平面上的分布。在扩张段,压缩波使燃气的压强迅速升高,在温度分布图图6(a)上,转折壁面XZ的温度突然增加,与喉部的温度相当,成为危险截面;光滑壁面XY的温度在扩张段一直降低,比XZ壁面最大低了200K,在安全工作范围内。在内喷管出口,由于冷却液的温度很低,而且这里的热流密度也最低,所以气壁的温度逐渐降低。

在热流密度图图6(b)上,可以发现:(1)喉部热流密度最大,这是由于喉部的截面积最小,造成了热壅塞所致;(2)XZ壁面上的转折处出现了热流密度峰值,由于转折位置之后的流场中出现了压缩波,降

低了燃气流速,提高了气流温度,所以壁面上热流密度突然增大,出现一个峰值;(3)由于转折位置之后通过XZ壁面的热流密度高于通过XY壁面的热流密度。这样冷却液流经XZ型面时吸收的热量要多于流经XY型面时吸收的热量,XZ型面上冷却液的温度要高于XY型面上的温度,对于相同的喉部壁面温度,XZ型面上冷却液的热容要低于XY型面上冷却液的热容,所以在喉部,流过XZ型面的热流密度要略低于流过XY型面的热流密度;(4)因为热流密度的大小与燃气壁面处的对流换热系数和壁面温差有关。对流换热系数是气流速度、温度、流体物性以及几何形状的函数。由于喉部的流速高于压缩波后的流速,而且喉部的截面积最小,对于相同的气壁温度,喉部的对流换热系数要高于转折处的对流换热系数,所以在气壁温度相同的情况下,喉部的热流密度比转折处的热流密度高。

从气壁的温度分布图图7(a)看出,气壁上温度较高的部位在内喷管入口、扩张段型面转折处和内喷管喉部。还可以看出,在扩张段型面转折的一小块平面上的温度非常高,甚至与喉部的温度相当;在这块平面的下游和侧面处,温度就逐渐下降。在图中,还可以看到很多波浪式的等温度线,这是因为冷却肋加强了冷却液的换热,在相同的截面上,紧贴冷却肋的气壁温度低于紧贴冷却通道底部的气壁温度。

在内喷管的入口,气壁温度也很高。因为冷却液在冷却通道中从喉部流向内喷管入口时,收敛段型面曲率的改变导致冷却液的流动方向突然改变,造成内喷管入口处冷却液在冷却通道底部的流速降低,降低了换热效果。而且由于内喷管入口燃气参数是根据一维等熵流动计算得到的,内喷管入口截面上的所有参数都相同,没有考虑入口截面附面层,所以气壁温度在内喷管入口处的计算值比实际值高。

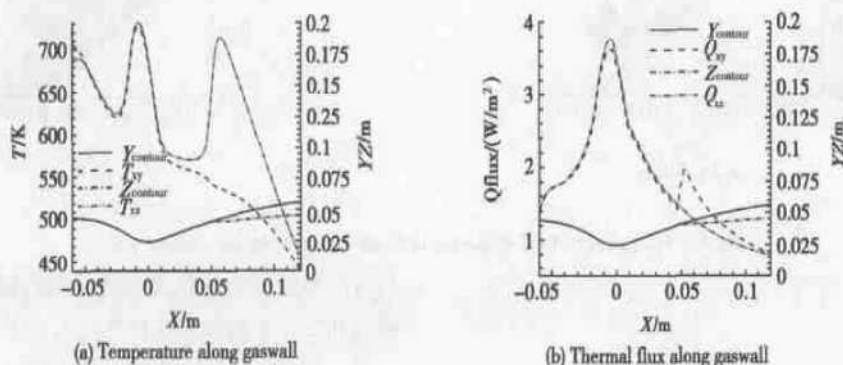


Fig. 6 Comparisons of parameters along Round to Square nozzle gaswall

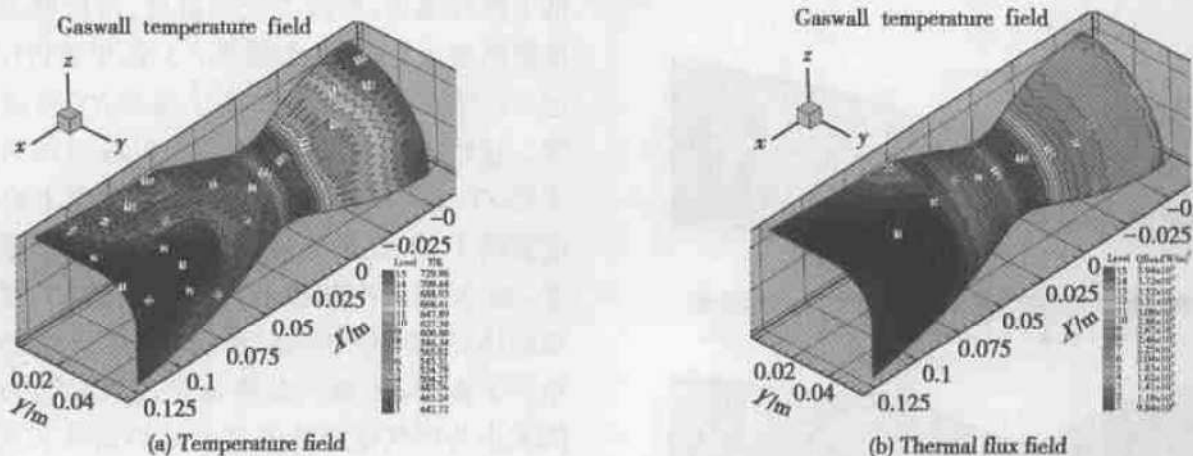


Fig. 7 Temperature and thermal flux field on gaswall

在扩张段矩形截面的圆角处,这里的温度很低,而且热流密度也最小。因为圆角处的气壁附近,气流的速度较低,燃气附面层很厚,减小了燃气向气壁的对流换热;而且对于相同的截面位置,圆弧段离内喷管出口的长度最远,冷却液流速最大,增强了冷却液的冷却效果。

在气壁的热流密度图图 7(b) 上,可以看出在转方截面的上游,等热流密度线互相平行,从喉部向上游和下游扩散,热流密度逐渐减小,形成了一系列互相平行的同心圆环。在转方位置的下流,由于圆弧段的热流密度较小,而压扁平面上的热流密度很大,所以等热流密度线就向上游突起,压扁平面上形成了较高的热流密度峰。

4.4 冷却通道温度分布

图 8(a) 是在内喷管入口截面冷却通道室壁内部的温度分布。从图中等温线看出,冷却肋内部的温度

从内向外逐渐地升高,在冷却肋顶部温度几乎不变,冷却肋附近衬层内部等温线向内凸出,而冷却通道底部衬层内部的等温线向外凸出,说明冷却肋加强了冷却通道与冷却液的换热。

图 8(b) 是在喉部截面冷却通道壁面内部的温度场。从图中同样可以看出,衬层中出现了波动的等温线,而且在相同的半径上,冷却肋附近的衬层温度低于冷却通道附近的衬层温度。衬层中等温线波动的幅度比内喷管入口截面的幅度减小了,这就降低了衬层内部的温度差,有利于减小衬层内部的热应力。这是因为在喉部冷却通道最窄,冷却肋加强的换热效果最明显。

从以上两个不同位置截面处的温度分布看出,冷却肋附近的衬层温度要低于冷却通道底部的衬层温度,而且衬层离冷却肋越远,衬层温度越高。

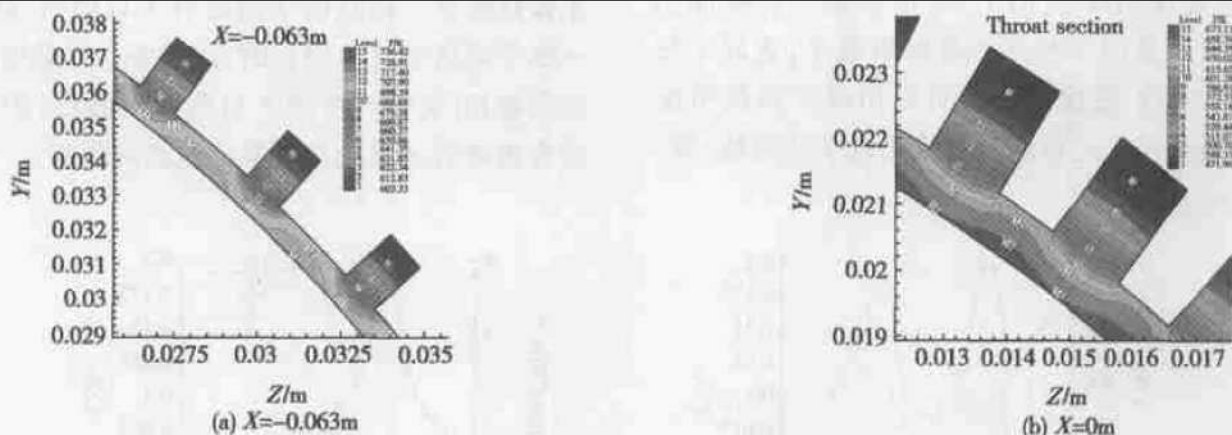


Fig. 8 Temperature field in Round to Square nozzle cooling channel wall

转方内喷管的流场和温度场;圆转方内喷管的结构、流场和再生冷却的换热特性均不同于轴对称内喷管;

(2) 对于型面不连续的扩张段,转折点之后出现

5 结论

(1) 采用本文的方法很好地模拟出了再生冷却圆

(下转第 315 页)

(6) 非定常尾迹通过两个方面影响气膜的冷却效率: 一是非定常尾迹通过对壁面气膜层的干扰来影响气膜的冷却效率; 二是非定常尾迹通过改变主流速度场的结构, 造成局部吹风比发生变化, 进而对气膜的冷却效率产生影响。在本文所做的实验工况下, 两者作用的效果在大部分情况下是相反的, 何种作用占主导地位主要取决于吹风比和非定常尾迹强度等因素。

参考文献:

- [1] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集第五分册—涡轮设计和试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991: 20~26.
- [2] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.
- [3] Arhari R S, Epstein A H. An experiment of film cooling in a rotating transonic turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1994, 116(10): 63~70.
- [4] Ou S, Han J C, Mehendale A B. Unsteady wake over a linear turbine blade cascade with air and CO₂ film injection: part II—effect on film effectiveness and heat transfer distribution[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1994, 116(10): 730~737.

- [5] Stefan Woff, Leonhard Fottner, Sabine Ardey. An experiment investigation on the influence of periodic unsteady inflow condition on leading edge film cooling[R]. *ASME paper*, GT-2002-30202, 2002.
- [6] Schulte Volker, Hodson Howard P. Unsteady wake induced layer transition in the high lift LP turbines[R]. *ASME paper*, 96-GT-486, 1996.
- [7] 俞 镔, 庄 平, 蒋洪德, 等. IET 跨音速透平平面叶栅风洞调试实验[A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 1995, V27~V40.
- [8] Yamamoto A. Production and development of secondary flows and losses within two types of straight turbine cascades: part 2—A rotor case[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1987, 109(4): 194~200.
- [9] O'Brien J E, Capp S P. Two-component phase-average turbulence statistics downstream of a rotating spoked-wheel wake generator[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(10): 475~482.

(编辑: 梅 瑛)

(上接第302页)

了压缩波, 壁面温度和热流密度迅速升高, 成为另一个危险截面; 因此在设计圆转方内喷管时, 最好使扩张段型面光滑过渡; 扩张段的三维型面使扩张段的温度分布不均匀, 使扩张段型面的热应力不均匀, 造成型面的扭曲;

(3) 在冷却通道中, 冷却肋加强了固体壁面与冷却液的换热, 使得气壁上和衬层中的等温线出现了波动, 靠近冷却肋的气壁温度要低于冷却通道底部的气壁温度;

(4) 由于内喷管入口没有考虑气壁附面层的影响, 内喷管入口计算的温度偏高, 需要改进入口条件;

(5) 由于没有考虑辐射换热, 在内喷管收敛段计算的总热流要比实际热流小, 需要进一步研究辐射换热的影响。

参考文献:

- [1] Hagemann G, Immich H, Dumnov G. Critical assessment of the linear plug nozzle concept[R]. *AIAA* 2001-4865.

- [2] Dumnov G, Klimov V, Ponomarev N. Investigation of linear plug layouts of rocket engines for reusable launch vehicles[R]. *AIAA* 2000-3288.
- [3] Wang T S. Analysis of linear aerospike plume induced X-33 base heating environment[R]. *AIAA* 98-2469.
- [4] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [5] 王 丰. 液体和气体的热物理性质表[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [6] Preclik D, Wiedmann D, Oechslein W, et al. Cryogenic rocket calorimeter chamber experiments and heat transfer simulations[R]. *AIAA* 98-3440.
- [7] Immich H, Alting J, Kretschmer J, et al. Technologies for thrust chambers of future launch vehicle liquid rocket engines[R]. *AIAA* 2002-4143.
- [8] Immich H., Frohlich T, Kretschmer J. Technology developments for expander cycle engine thrust chambers[R]. *AIAA* 99-2889.

(编辑: 梅 瑛)