

发动机喷管内流场对流换热系数 影响因素的数值分析

王明华, 陈劲松

(北京航天发射技术研究所, 北京 100076)

摘 要: 基于 Roe-FDS 格式, 采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型对某液氧煤油发动机喷管内部燃气流对喷管内壁的对流传热换热系数进行了数值仿真与研究, 分析了网格雷诺数以及恒温壁壁温对喷管内壁对流换热系数的影响。当近壁面网格第一层法向高度为 10^{-3} mm 数量级时, 仿真结果与工程估算公式的计算结果相吻合。同时, 在一定范围内, 对流换热系数随来流速度的增大而增大, 恒温壁的壁温对对流换热系数的影响则较小。

关键词: 喷管对流换热系数; 网格雷诺数; 恒温壁; 边界层; 气动热

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 03-0032-06

Numerical analysis of influence factor on convective heat transfer coefficient about nozzle internal flow

WANG Ming-hua, CHEN Jin-song

(Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The convective heat transfer coefficient of nozzle internal flow in a liquid oxygen-kerosene rocket engine is simulated with Roe-FDS computation format and a standard $k-\varepsilon$ turbulence model. The effects of mesh Reynolds number and constant wall temperature on the convective heat transfer of nozzle internal flow are analyzed. The simulated result is in good agreement with the result of engineering estimation when the order of magnitude of first near-wall mesh altitude is 10^{-3} mm. In a given scope, the convective heat transfer coefficient increases with the increase of flow velocity, and the influence of constant wall temperature on the convective heat transfer coefficient is indistinctive.

Keywords: convective heat transfer coefficient of rocket nozzle; mesh Reynolds number; constant temperature wall; boundary layer; aerothermodynamics

收稿日期: 2011-02-10; 修回日期: 2011-02-06

作者简介: 王明华 (1984—), 女, 硕士研究生, 研究领域为发射燃气动力学

0 引言

目前, 结构件在燃气流场中的烧蚀及热防护受到广泛关注。燃气流热力特性可为燃气流烧蚀影响区域耐烧蚀材料选用及热防护措施选择提供直接依据。国内外学者和技术人员对飞行器飞行状态气动热 CFD 计算进行了研究, 研究的内容主要集中在格式效应和网格效应两个方面^[1-4], 对燃气流热力特性做系统研究的比较少。

工程上, 很多结构件在燃气流场中遭受冲刷, 燃气流对结构件表面的对流传热类似于喷管内部燃气流对于管壁的对流传热。本文通过对某液氧煤油发动机喷管内流场结构及对流换热系数进行研究, 分析网格雷诺数以及恒温壁温对对流传热系数的影响。

1 计算模型及边界条件

1.1 计算模型

在计算喷管内流场时, 假设流动是轴对称的, 运用 Roe-FDS 格式所对应的密度基耦合求解器求解。FDS 不仅具有很好的激波等间断分辨率, 而且粘性分辨率也相当优秀, 这是一般格式所不具备的。Roe 格式是目前采用较广泛的一种格式。湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型。考虑可压缩条件下同时模拟燃烧反映动力过程、传热过程难度较大, 同时难以分析主要因素对计算结果的影响, 本文暂不考虑燃烧过程, 计算过程按一维定常等熵流基本关系计及燃气物性参数、气体状态方程。

1.2 边界条件

控制方程的边界条件为: 在推力室进口截面设定压力进口边界条件, 喷口出口设定压力出口边界条件, 壁面无滑移、非穿透。由对流传热热流密度计算公式可知^[5-6], 热流密度与对流传热系数及恢复温度有关, 同时本文不考虑热传导和辐射传热, 为了简化计算取壁面为恒温壁。开发的喷管内流场网格模型如图 1 所示: ab 为喷管入口边界, 给定燃气的总温和总压, 流动方向与入口

边界相垂直; bod 为喷管轴线, 取轴线边界条件; cd 为喷管出口边界, 取压力出口边界条件。

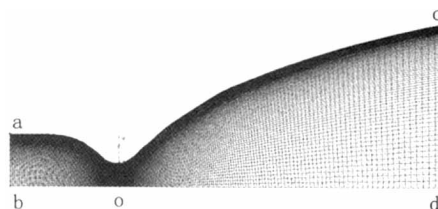


图 1 某液氧煤油发动机喷管网格模型

Fig. 1 Grid model of nozzle in a liquid oxygen-kerosene rocket engine

根据研究需要, 基于边界层理论及网格剖分方法, 采用四种网格划分方法。边界层理论中控制对流传热计算精度主要受边界层厚度、边界层网格缩放规则、邻近壁面网格法向厚度等三个方面因素影响。本文采用的边界层厚度预估公式如下:

$$y^+ = \frac{\gamma^+ \mu_\infty}{\sqrt{\frac{1}{2} C_f \frac{p_\infty + \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2}{RT_w} \rho_\infty v_\infty^2}} \quad (1)$$

在来流气流参数一定的情况下, 邻近壁面网格法向厚度 n 在气动领域常以另一个术语形式体现, 即网格雷诺数。其定义见式 (2)^[1]:

$$Re_c = \frac{\rho_\infty v_\infty n}{\mu_\infty} \quad (2)$$

公式 (1) 和 (2) 中: ρ_∞ , v_∞ 和 μ_∞ 分别为燃气流密度、轴向速度以及动力粘性系数; R , C_f 和 T_w 分别为气体常数、当地摩擦系数和壁面温度; y^+ 是无量纲参数, 用于反映并控制近壁面网格质量, 本文计算控制 y^+ 不超过 10。

为综合考虑网格雷诺数效应, 邻近壁面网格法向厚度 n 分别取 $n=0.1$ mm, $n=0.05$ mm, $n=0.01$ mm, $n=0.005$ mm, 来流速度利用进口压力边界条件控制, 进口压力分别取 6 MPa, 9 MPa, 12 MPa 和 18 MPa。为有效控制网格精度及数量, 边界层法向网格按线性比例 1.2 缩放, 边界层法向及纵向网格比例控制在 1: 100 以内。

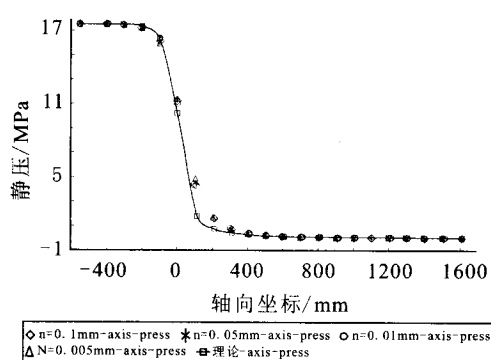
2 计算基本结果

2.1 喷管内流场结构分布规律

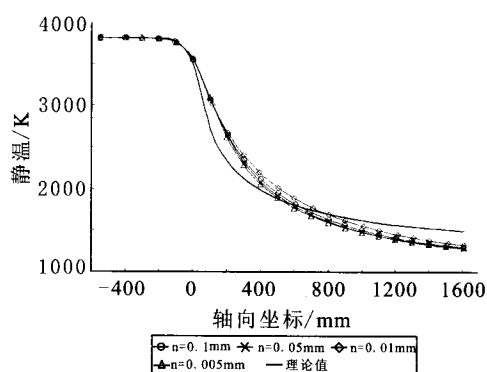
基于上述边界层网格模型开发及边界条件设置方法,完成所有工况计算。图2显示了四种边界层网格模型条件下沿轴线静压、静温、马赫数以及壁面 y^+ 值的变化曲线。

从图2可以看出:静压、静温、马赫数的分布规律与理论计算值相比,有很好的一致性,四

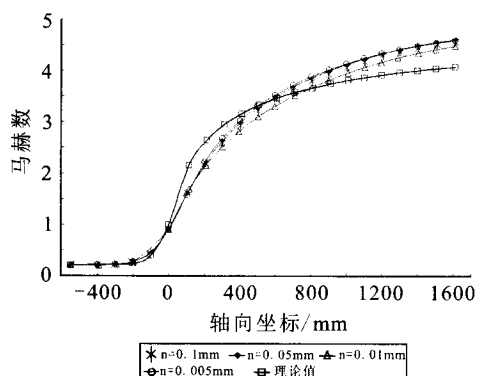
种边界层网格划分情况下,静温的仿真结果与理论计算结果相比最大误差不超过14%;四种计算模型壁面 y^+ 的变化趋势基本相同, y^+ 数值随着近壁面法向第一层网格的高度增大而增大。当 n 取0.005 mm时,整个喷管壁面 y^+ 的值在10以下。数值仿真结果与理论计算结果之间的差异主要在喉部及出口处,原因是喷管型面是轴对称的,在进行理论计算时采用了一维等熵流关系式,与实际的二维流动计算结果有所差别。



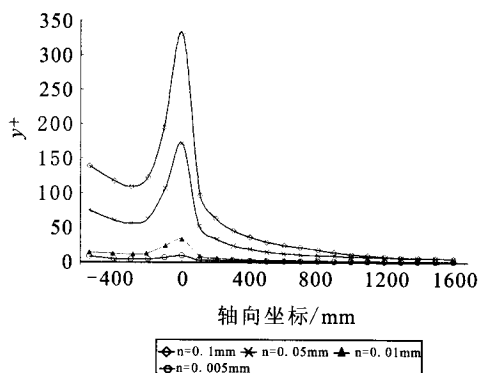
(a) 沿轴向的静压分布曲线图



(b) 沿轴向的静温分布曲线图



(c) 沿轴向的马赫数分布曲线图



(d) 喷管壁面的 y^+ 分布曲线图

图2 沿轴线方向的静压、静温、马赫数、壁面 y^+ 分布曲线

Fig. 2 Distribution curves of static pressure, static temperature, Mach number and y^+ of wall surface in axial direction

2.2 喷管内部燃气流对壁面的对流传热规律

基于 n 取0.005 mm,总压18 MPa条件说明对流传热基本规律。

图3给出了喷管壁面对流换热系数的分布曲线。从图中可以看出,在喷管入口段对流换热系数变化缓慢,靠近喉部区域时迅速上升,在喉部

对流换热系数达到最大值。此后对流换热系数急剧下降,最后趋于平缓。

从图3可以看出,除了在喷管入口段以外,其余位置数值模拟结果与Bartz公式预示结果一致性较好。入口段,数值模拟结果比Bartz公式预示结果大。原因是数值模拟过程中,通过对入

口湍流强度的设置,限制了边界层的厚度,而边界层越薄,对流换热系数越大。同时在喷管入口段边界层并未完全发展起来。Bartz公式本身则是在大量数据基础上拟合得到的经验公式^[7],考虑了燃烧非平衡性等因素,但Bartz公式本身与试验数据之间也存在差异^[8]。因此数值模拟和Bartz公式两者的计算结果在喷管入口段有较大差异。

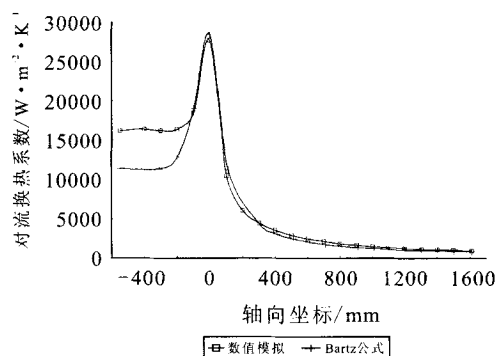


图3 喷管壁面对流换热系数分布曲线

Fig. 3 Convective heat transfer coefficient of wall surface in nozzle

2.3 网格雷诺数对对流换热系数的影响

由网格雷诺数的定义可知,影响网格雷诺数大小的因素主要有近壁面第一层网格的法向高度以及来流速度。因此,分别从近壁面第一层网格的法向高度和入口总压两个方面研究网格雷诺数对计算对流换热系数的影响。

1) 近壁面第一层网格的法向高度对对流换热系数的影响

图4给出了当 $n=0.1$ mm, $n=0.05$ mm, $n=0.01$ mm和 $n=0.005$ mm时的燃气流对壁面的对流换热系数分布。

由图4可以看出,近壁面第一层网格的法向高度对对流换热系数有重要影响。对于整个喷管而言, n 值的变化并不影响壁面对流换热系数的整体变化趋势,但是对于喷管壁面的某一位置来说,对流换热系数的值随着 n 的减小而增大。

2) 来流雷诺数对对流换热系数的影响

为分析来流雷诺数对对流换热系数的影响,对入口压强进行了不同设置。基于同样的网格模

型,分别计算入口总压分别为6 MPa, 9 MPa, 12 MPa和18 MPa时喷管内部燃气流对壁面对流换热系数的影响。

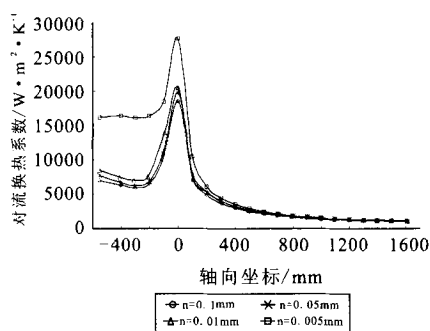


图4 $n=0.1$ mm, $n=0.05$ mm, $n=0.01$ mm, $n=0.005$ mm时壁面对流换热系数

Fig. 4 Convective heat transfer coefficient of wall surface when $n=0.1$ mm, 0.05 mm, 0.01 mm and 0.005 mm

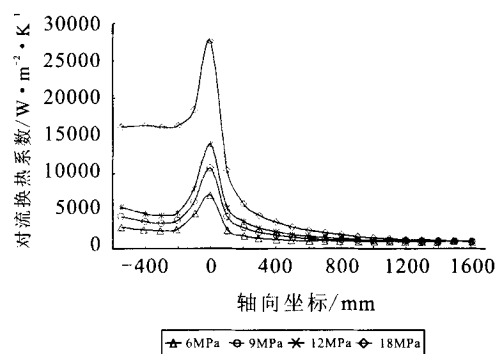


图5 不同入口压强条件下对壁面的对流换热系数

Fig. 5 Convective heat transfer coefficient of wall surface under conditions of different inlet pressure

图5给出了不同入口压强条件下,燃气流对壁面的对流换热系数的分布曲线。可以看出,对流换热系数的大小与入口压强有关。入口段和喉部附近的区域其壁面的对流换热系数随着入口压强的增大有着明显的增大趋势;出口段壁面的对流换热系数在不同入口压强条件下相差不大。就沿喷管轴向的某一截面而言,入口压强越大,该截面处燃气流对壁面的对流换热系数的值也越大,但其值的大小并不随压强的线性增大而呈现出线性比例关系。由对流传热热流密度公式可知,热流密度的数量级为MW。

2.4 壁温对对流换热系数的影响

恒温壁的壁温也是影响燃气对壁面对流传热量的因素之一。根据上述分析, 选择 $n=0.005$ mm 的模型, 将壁温分别设为 300 K 和 800 K, 研究壁温对对流换热系数的影响。两种壁温条件下, 静温等值线图、喷管壁面 y^+ 的分布曲线以及壁面对流换热系数的分布规律如图 6 所示。

由图 6 可以看出, 两个工况的沿轴向的静

温、壁面 y^+ 的差值很小, 说明在燃气流的温度与壁温相差较大的情况下, 当采用同样的计算模型而只改变恒温壁壁温时, 壁温对流动结构影响很小。由图 6 (c) 可以看出, 壁温 800 K 与壁温 300 K 时计算出的燃气流对壁面的对流换热系数整体趋势一致, 壁温为 800 K 时的对流换热系数较壁温为 300 K 时有所减小, 但差值很小, 最大相对误差不超过 5.5%。

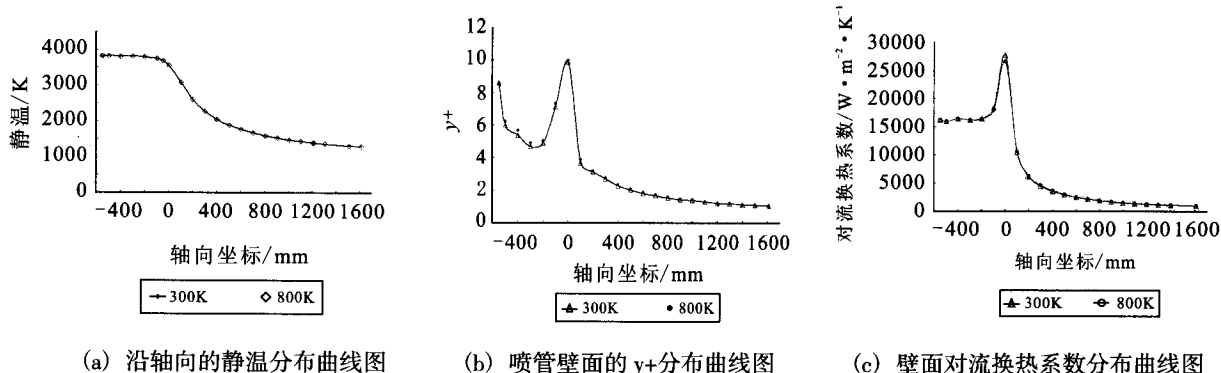


图 6 壁温为 300 K 和 800 K 时沿轴线方向的静温、壁面 y^+ 、壁面对流换热系数分布曲线

Fig. 6 Distribution curves of static temperature, wall surface y^+ and convective heat transfer coefficient in axial direction when wall temperature is 300 K and 800 K

2.5 仿真计算结果与 Bartz 公式计算结果比较

工程上常采用 Bartz 公式来估算喷管内部对流换热系数^[9-10],

$$h = \frac{C}{d_t^{0.2}} \frac{c_p \mu^{0.2}}{Pr^{0.6}} \left(\frac{p_o}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{d_t}{R_t} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (3)$$

式中: d_t 为喉部直径; μ 为动力黏度; Pr 为普朗特数; p_o 为燃烧室压强; c^* 为燃气特征速度; R_t 为喉部曲率半径; σ 为修正系数; C 为亚声速, 取 0.026, 超声速取 0.023。

图 7 比较了壁面对流换热系数的仿真计算结果与 Bartz 公式计算结果。从图中可以看出, 仿真结果与 Bartz 公式计算出的对流换热系数变化趋势相同, 数值上有差异。计算得到的某一位置的对流换热系数随着 n 的减小而变大。

从整体看, $n=0.005$ mm 模型的计算结果与工程估算结果的拟合程度最好, 但在入口段误差较大, 其原因在前文已分析。其他三个模型对喷管

入口段和喉部区域的计算结果与工程估算值相比较小, 且差值较大。而在出口段, 随着 n 的减小, 仿真结果与 Bartz 公式计算值的差异越来越大。在近壁面第一层网格的法向高度为 10^{-3} mm 数量级条件下, 对流换热系数的数值仿真结果与 Bartz 公式估算结果一致性较好。

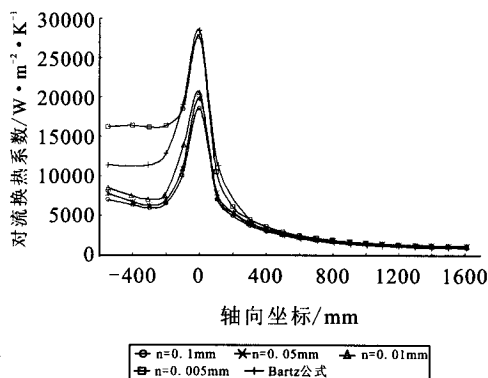


图 7 壁面对流换热系数与 Bartz 公式计算结果的对比
Fig. 7 Comparison of convective heat transfer coefficients and results calculated with Bartz formula

3 结论

1) 网格雷诺数影响喷管内流场对流传热。在适当控制网格纵向收缩因子以及纵横比的情况下, 网格雷诺数效应集中体现在控制近壁面第一层网格的法向高度上。在来流参数一定的情况下, 当高度为 10^{-3} mm 数量级时, 对流换热系数的数值模拟结果与 Bartz 公式估算结果一致性较好。

2) 依据本文的研究工况, 在网格雷诺数合理的条件下, 喷管壁面对流换热系数随着来流速度的增大而增大。

3) 在量热完全气体条件下, 当燃气流温度远高于恒温壁温时, 恒温壁温对流场结构及壁面对流换热系数的影响较小。

参考文献:

[1] 阎超, 禹建军, 李君哲. 热流 CFD 计算中格式和网格效应

若干问题研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 127-132.

[2] SWAMINATHAN V, SETTY Speenivasa, RAMAMADHAV B S. A method for the evaluation of temperature in rocket motor nozzles with varying heat transfer coefficients, A-IAA 75-1347 [R]. USA: AIAA, 1975.

[3] 李君哲, 阎超, 柯伦, 等. 气动热 CFD 计算的格式效应研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 76-79.

[4] 覃文洁, 胡春光, 郭良平, 等. 近壁面网格尺寸对湍流计算的影响[J]. 北京理工大学学报, 2006, 26(5): 16-20.

[5] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 (第四版)[M]. 高等教育出版社, 2006.

[6] B K 科什金. 航空与火箭技术中的传热原理[M]. 北京: 科学出版社, 1963.

[7] 张宏伟, 陶文铨, 何雅玲, 等. 再生冷却推力室耦合传热数值模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 148-154.

[8] TOMIFUMI Godai, YOSHINORI Yuzawa, KATUYA Ito, et al. An experimental investigation of heat transfer in the nozzle of high-aluminized solid rocket, NASA TT F-12 [R]. [S. I.]: NASA TT, 1968.

(编辑: 王建喜)

(上接第 25 页)

3 结论

零二次流环型超声速引射器的混合室结构对内流场结构, 以及盲腔内的真空度与引射器出口总压影响很大。在一定范围内, 混合室的收缩角越小, 引射气体膨胀越充分, 盲腔内的真空度越高, 而二次喉道进口马赫数越大, 引射器内总压损失越大, 引射器出口总压越低。对于零二次流, 在不涉及引射气体与被引射气体混合问题时, 如果在直接收缩式的混合室前方加入一适当长度的平直段, 之后加大混合室的收缩角, 这样既可以增加引射器管道内引射气体的最大马赫数, 提高盲腔内的真空度, 又可以降低二次喉道入口马赫数, 降低引射气体的总压损失, 从而提高引射器的性能, 减小引射器的轴向尺寸。

参考文献:

[1] 王永浩, 曲继和, 张秀玲. 主动引射高模试车台水喷雾冷

却器等效热力系统模型的研究 [J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 56-59.

[2] 王永忠. 液体火箭发动机高空模拟实验及环境治理[J]. 火箭推进, 2000, 26(6): 8-20.

[3] 徐万武, 邹建军, 王振国, 周进. 超声速环型引射器启动特性试验研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 7-11.

[4] 沈坚, 胡国新. 引射器及引射循环在工程中的应用[J]. 煤气与热力, 2005, 25(1): 34-38.

[5] NIKOLAI V A, VLADIMIR L B. Features of combined discharge plasmas: electron beam and stream, AIAA 2008-1399 [R]. USA: AIAA, 2008.

[6] 张忠利. 超声速二次喉道扩压器气动特性研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(3): 14-22.

[7] 徐万武, 王振国. 环型超声速空气引射器零二次流流场数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 36-39.

[8] 贺军科, 吴雄. 被动式引射器内流场数值研究[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(2): 116-119.

[9] 陈吉明, 任玉新. 超音速风动扩压器激波串现象的数值模拟[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2007, 47(2): 264-267.

[10] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1986, 133-139.

(编辑: 马 杰)