

# 冲压发动机喷管超临界压力燃油冷却特性

史一诺<sup>1</sup>, 单 勇<sup>1</sup>, 谭晓茗<sup>1</sup>, 张靖周<sup>1</sup>, 孙文静<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航天科工集团有限公司 北京动力机械研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 在获取冲压发动机喷管典型热负荷及其换热边界条件的前提下, 构建一种纵向带肋超临界压力燃油冷却多通道结构, 对比分析了燃油流动方向、燃油流量(68~204 g/s)、燃油进口温度(300~640 K)、燃油超临界压力(3~5 MPa)对通道内超临界压力燃油的流动和换热特性影响。结果表明: 超临界压力燃油消耗 275 g/(s·m<sup>2</sup>), 就能够将喷管壁面最高温度由 2 986 K 降低到 1 200 K 以下; 燃油与喷管内燃气流动方向一致时, 可充分利用燃油换热的入口段效应, 降低喷管入口壁面高温, 喷管进出口壁面温差减小, 轴向热应力减小; 燃油质量流量增加, 冷却通道内表面传热系数提高, 冷却效果提高, 但是燃油压降逐渐增加; 燃油进口温度过高会使通道近壁处流体的热扩散系数急剧增大, 造成传热恶化, 存在某一最佳进口温度使燃油压降最低; 在燃油进口温度较低的情况下, 燃气侧壁面温度和燃油压降随燃油压力变化不敏感。

**关 键 词:** 冲压发动机喷管; 超临界压力燃油; 换热特性; 流动特性; 燃油压降

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

## Supercritical pressure fuel cooling characteristics of ramjet nozzle

SHI Yinuo<sup>1</sup>, SHAN Yong<sup>1</sup>, TAN Xiaoming<sup>1</sup>, ZHANG Jingzhou<sup>1</sup>, SUN Wenjing<sup>1,2</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Beijing Power Machinery Institute,

China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100074, China)

**Abstract:** On the premise of obtaining typical heat load of the ramjet nozzle and its heat transfer boundary conditions, a longitudinally ribbed supercritical pressure fuel cooling multi-channel structure was constructed, the effects of fuel flow direction, fuel flow (68—204 g/s), fuel inlet temperature (300—640 K), fuel supercritical pressure (3—5 MPa) on the flow and heat transfer characteristics of supercritical pressure fuel in the channel were compared and analyzed. The results showed that: the supercritical pressure fuel consumption was 275 g/(s·m<sup>2</sup>), the maximum temperature of the nozzle wall can be reduced from 2 986 K to below 1 200 K; when the fuel and gas flow in the nozzle were in the same direction, the inlet section effect of the fuel heat exchange can be fully utilized to reduce the high temperature of the nozzle inlet wall, the temperature difference between the nozzle inlet and outlet walls was reduced, and the axial thermal stress can be reduced; the fuel mass flow increased, the surface heat transfer coefficient in the cooling channel increased, and the cooling effect improved, but the fuel pressure drop gradually increased; if the fuel inlet temperature was too high, the thermal diffusivity of the fluid near the channel wall increased sharply, resulting in heat transfer deterioration, then there was an optimal inlet temperature to

收稿日期: 2022-09-19

作者简介: 史一诺(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机传热方面的研究。

通信作者: 单勇(1978—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事飞行器红外隐身和航空发动机传热方面的研究。E-mail: nuaasy@nuaa.edu.cn

引用格式: 史一诺, 单勇, 谭晓茗, 等. 冲压发动机喷管超临界压力燃油冷却特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220704. SHI Yinuo, SHAN Yong, TAN Xiaoming, et al. Supercritical pressure fuel cooling characteristics of ramjet nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220704.

minimize the fuel pressure drop; when the fuel inlet temperature was low, the gas side wall surface temperature and fuel pressure drop were not sensitive to the change of fuel pressure.

**Keywords:** ramjet nozzle; supercritical pressure fuel; heat transfer characteristics; flow characteristics; fuel pressure drop

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于 5、能在大气层和跨大气层中远程飞行的飞行器,其在军事和经济上都具有重大的战略意义。冲压发动机是高超声速飞行器的最佳动力选择<sup>[1-5]</sup>,但同时也存在着诸多难点问题,其中之一便是高温载荷<sup>[6]</sup>。

多年来,为解决高超声速飞行器的热防护问题,研究人员致力于隔热结构、气膜冷却及再生冷却等被动/主动热防护方面的研究。隔热罩作为一种被动热防护形式,能够起到比较好的隔热作用,但是会使发动机质量增加。气膜冷却作为一种主动热防护形式,在高超声速飞行时,作为冷却源的来流空气由于来流总温太高,已经不能用作冷却气,因此气膜冷却在高超声速飞行器中并不适用。再生冷却同样作为一种主动热防护形式,其通常在发动机壁面内开冷却槽通道,同时由于氢气的储存难题,其通常使用碳氢燃料作为冷却介质,不仅可以利用燃料优异的吸热能力与高温壁面进行对流冷却,同时燃料吸收废热得到了预热,是一种有效的高超声速飞行器热防护手段,并在冲压发动机热防护中得到了广泛重视<sup>[7-8]</sup>。由于冲压发动机冷却通道的工作压力超过了大部分碳氢燃料的临界压力,因此冷却通道内的碳氢燃料以超临界状态进行对流换热。流体在临界点附近热物性变化剧烈,使流动和传热现象变得非常复杂,因此,近年来在航空航天领域超临界碳氢燃料传热得到广泛关注<sup>[9]</sup>。

超临界流体是指处在超临界温度和压力下的一种不同于液体和气体的特殊流体,其密度量级明显高于气体,接近液体;黏度和扩散系数在一定范围内接近气体,低于液体,当达到超临界状态后燃料具有更强的换热能力<sup>[10]</sup>。国产航空煤油 RP-3 由 100 多种组分组成,是一种典型的吸热型碳氢燃料。黄丹等<sup>[11]</sup>对 RP-3 航空煤油在竖直面中的超临界压力流动进行了实验研究,研究发现实验段的入口、中部和出口分别对应 3 种不同的传热机制:正常传热、传热强化和传热恶化。并且,压力的增加将造成传热性能减弱。贾洲侠等<sup>[12]</sup>研究了超临界压力下碳氢燃料 RP-3 航空煤

油在竖直细圆管内混合对流,发现流动方向对对流换热影响显著,在向上流动情况中进口段存在较为明显的入口效应,换热出现恶化现象,而在向下流动中未出现。

利用超临界流体对冲压发动机进行再生冷却,许多学者开展了大量的研究,黄世璋等<sup>[13]</sup>研究表明在超临界压力下合理选择波纹管可以显著提升换热能力,消除传热恶化现象,并且不会带来明显的压降损失。胡家璞等<sup>[14]</sup>针对同向入口和反向入口四流道 U 型流道平板的研究表明,出入口相间排布的流道方案更适合于有一定规律的非均匀热流;入口流道位于平板两侧的流道方案,更适用于相对较均匀的热流环境;U 型通道中相邻通道间冷却剂的温差较大,伴随强烈的肋间传热。胡江玉等<sup>[15]</sup>对高温燃气与带有平行冷却通道的再生冷却面板之间的三维耦合传热开展了数值研究,随燃气侧壁厚以及冷却通道宽度和高度的增大,燃气侧壁面温度升高,热流密度降低。黄玥等<sup>[16]</sup>对极限重力下超燃冲压发动机再生冷却通道中的二次流现象进行了研究,表明重力水平的增大能强化下管壁附近的对流换热。

尽管目前已有学者对发动机推进系统和排气喷管的再生冷却进行了二维和三维数值仿真<sup>[17-19]</sup>,但由于冲压发动机喷管中的再生冷却现象比较复杂,不但有燃气的超声速流动,而且超临界压力燃油作为冷却剂时,热物性参数随温度变化幅度较大,这使得数值仿真过程中,将喷管与再生冷却结构耦合计算时结果很难收敛,因此可以将喷管内燃气的流动与再生冷却过程分开来进行研究,即先获得喷管内壁的热边界条件,再对冷却通道温度场进行数值仿真计算<sup>[20-21]</sup>,并有研究证明了获取的热边界条件与再生冷却结果具有一定的可靠性<sup>[22-24]</sup>。

因此,为探究超临界压力燃油对换热效果的影响,本文模拟了冲压发动机喷管的热环境及换热结构,设计了一种纵向带肋式冷却多通道结构,通过数值计算研究了不同燃油流动方向,不同燃油质量流量、燃油进口温度及燃油压力对喷管冷却特性的影响。

## 1 研究方法

### 1.1 冲压发动机喷管热环境

为探究超临界压力燃油对冲压发动机喷管冷却和换热效果的影响,首先需要获得冲压发动机喷管所承受的严酷热负荷和热环境。图 1 为某冲压发动机喷管结构示意图,喷管进口外廓尺寸为  $260\text{ mm} \times 126\text{ mm}$ ,喷管出口外廓尺寸为  $260\text{ mm} \times 466.1\text{ mm}$ ,喷管长度为  $1\,012.05\text{ mm}$ ,壁厚为  $8\text{ mm}$ ,故喷管进口流通面积为  $244\text{ mm} \times 110\text{ mm}$ ,喷管出口流通面积为  $244\text{ mm} \times 450.1\text{ mm}$ 。为使喷管出口下游的喷流能够在外界环境中充分发展和模拟飞行时外流的作用,故在喷管出口下游设置足够大的外场,其长度为  $2 \times 10^4\text{ mm}$ ,宽度为  $3 \times 10^3\text{ mm}$ ,高度为  $1 \times 10^4\text{ mm}$ ,如图 2 所示。

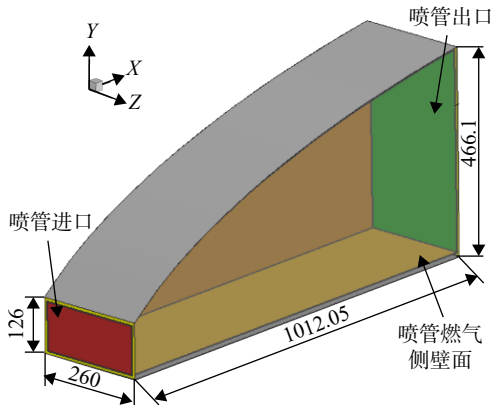


图 1 喷管结构示意图(单位: mm)

Fig. 1 Schematic diagram of nozzle structure (unit: mm)

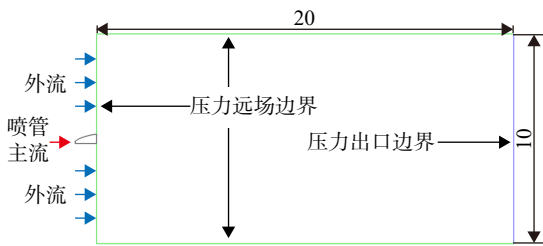


图 2 计算域二维示意图(单位: mm)

Fig. 2 2D schematic diagram of computational domain (unit: mm)

考虑到喷管主流与喷管壁面间的热量传递方式主要对流换热占主导,因此确定喷管燃气侧壁面的表面传热系数显得尤为重要。喷管内部高速高温燃气,由于流体摩擦的缘故,描述对流换热的牛顿冷却定律已不能简单地用壁面温度  $T_w$  和来流气体温度  $T_f$  之差来表示,需要引入绝热壁面温度  $T_{aw}$  的概念。同时,喷管外表面并不是绝热的,喷管高速气流对流换热的计算须选择绝热壁

温为基准,真实燃气侧壁面温度  $T_{wg}$  与绝热壁面温度  $T_{aw}$  之差为对流换热的驱动力<sup>[25]</sup>。

$$q_g = h_g (T_{aw} - T_{wg}) \quad (1)$$

式中  $q_g$  为喷管燃气侧壁面热流密度,  $h_g$  为燃气侧表面传热系数。

设置两种喷管壁面边界条件,以获得式(1)中各参数。表 1 为两个算例编号以及喷管壁面边界条件,算例 1 中所有壁面都设置为无滑移绝热壁面。文献 [26] 研究表明,喷管外侧壁边界条件对燃气侧壁面表面传热系数影响较小,故算例 2 将喷管外侧壁面边界条件设置为自然对流+大空间辐射换热混合边界,其中自然表面传热系数设置为  $8\text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ,自然对流温度为  $218.56\text{ K}$ ,辐射率为  $0.8$ <sup>[25]</sup>;喷管燃气侧壁面设置为无滑移流固耦合面;其他壁面设置为无滑移绝热面,以此模拟喷管与外部环境换热的真实情况。

表 1 喷管壁面边界条件及编号

Table 1 Nozzle wall boundary conditions and labels

| 算例 | 边界条件  |          |      |
|----|-------|----------|------|
|    | 燃气侧壁面 | 外侧壁      | 其他壁面 |
| 1  | 绝热    | 绝热       | 绝热   |
| 2  | 流固耦合  | 自然对流+热辐射 | 绝热   |

除壁面边界条件,算例 1 与算例 2 的其他边界条件相同,设置如下:

如图 2 所示,外场的前方及侧面设置为压力远场边界条件,模拟外流马赫数为 5,环境压力为  $4\,047.5\text{ Pa}$  的情况,外场后方设置为压力出口边界条件,与环境压力一致,温度为  $218.56\text{ K}$ ,对应  $22\text{ km}$  高空。喷管进口设置为压力入口边界条件,图 3 和图 4 为冲压发动机燃烧室出口(即喷管进口)的总压及总温分布情况,将其导入 Fluent 软件作为喷管进口的总压及总温边界条件。

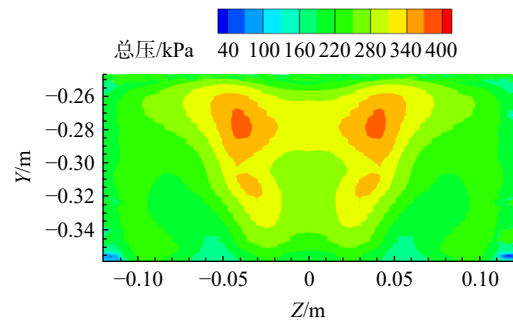


图 3 喷管进口总压分布

Fig. 3 Total pressure distribution on nozzle inlet

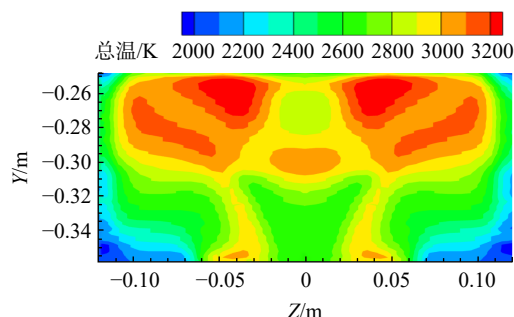


图 4 喷管进口总温分布

Fig. 4 Total temperature distribution on nozzle inlet

图 5 为算例 1 获得的喷管燃气侧壁面绝热温度  $T_{aw,down}$  (下标 down 表示下壁面,下同),由于喷管进口温度分布不均匀,导致喷管燃气侧壁面温度分布同样不均匀。在展向,喷管燃气侧壁面温度由中心向两侧先升高后降低;在轴向,壁面温度呈下降趋势,喷管下壁面温度在 2 900 K 以上,显示了冲压发动机燃气侧壁面热负荷较高的现象。

由算例 2 可获得喷管燃气侧壁面的热流密度  $q_{g,down}$ 、燃气侧壁面温度  $T_{g,down}$ 。将其与喷管燃气侧壁面绝热温度  $T_{aw,down}$  (如图 5)代入式(1),即

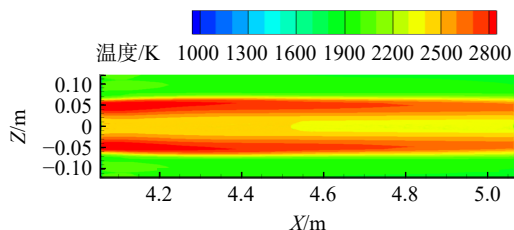


图 5 喷管燃气侧壁面绝热温度分布

Fig. 5 Adiabatic temperature distribution on the gas side wall of the nozzle

可获得喷管燃气侧壁面表面传热系数  $h_{g,down}$ ,如图 6 所示。由于喷管燃气进口段的热边界层较薄,燃气侧壁面进口段表面传热系数较大。随着边界层的发展,且喷管内主流气体膨胀加速后,温度降低,故燃气侧壁面表面传热系数沿主流方向降低。

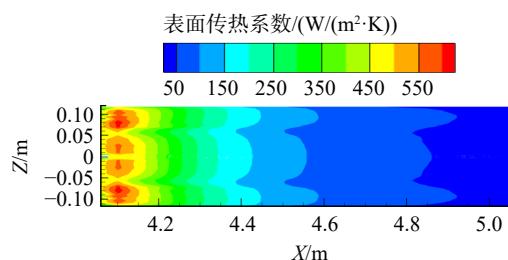
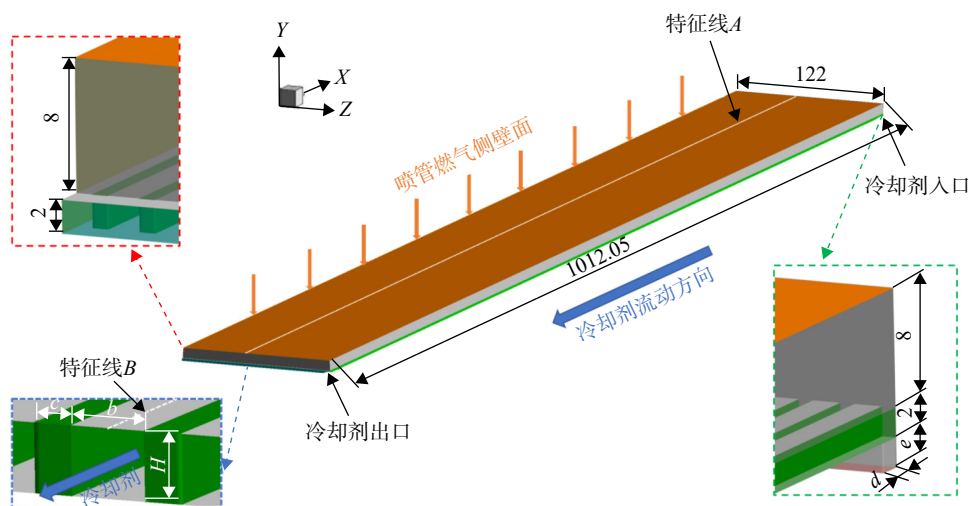


图 6 喷管燃气侧壁面表面传热系数分布

Fig. 6 Surface heat transfer coefficient distribution on the gas side wall of the nozzle

## 1.2 超临界压力燃油冷却物理模型

针对喷管燃气侧下壁面的高热负荷,设计包括喷管壁面以及冷却通道的冷却换热结构,喷管壁面尺寸是从实际的喷管结构(如图 1)提取出来的。计算模型如图 7 所示,因喷管为左右对称结构,因此选取实际结构的 1/2 作为研究对象。图 7(a)为冷却模型整体结构示意图,喷管壁面长度为 1 012.05 mm,宽度为 244 mm,厚度为 8 mm,喷管燃气侧壁面即为受热面。燃油冷却通道高度  $H$  为 2 mm,冷却通道宽度  $b$  为 2 mm,肋厚  $c$  为 1 mm。在所有冷却通道的进出口分别集中设置一个集油腔,集油腔长度为 244 mm,与喷管壁面宽度一致,宽度  $d$  为 2 mm,高度  $e$  为 2 mm,冷却剂由入口集油



(a) 整体结构示意图

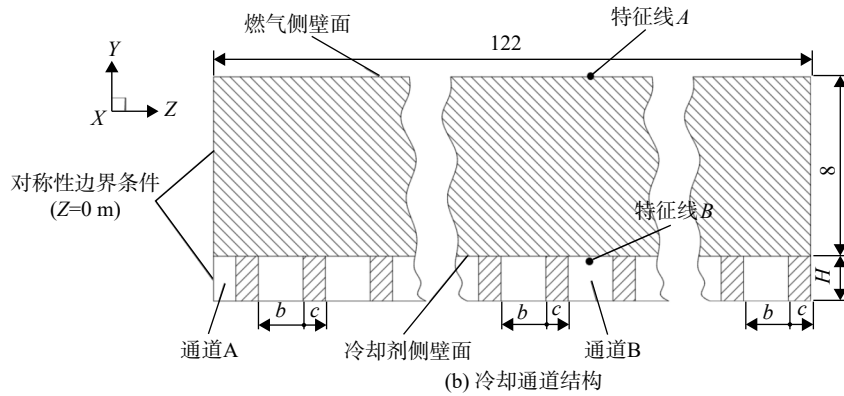


图 7 喷管壁面及冷却通道计算模型(单位: mm)

Fig. 7 Calculation model of the wall of nozzle and cooling channel (unit: mm)

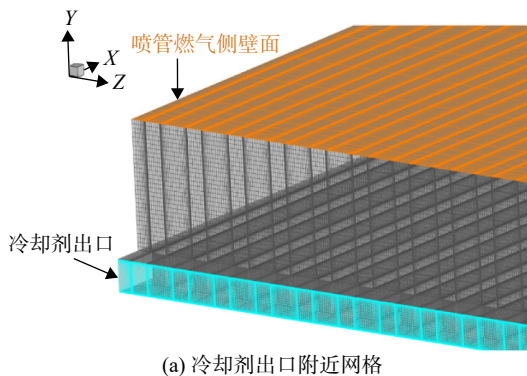
腔沿  $Y$  轴正向流入, 进入燃油冷却通道后沿  $X$  轴负方向在冷却通道内流动, 对喷管下壁面进行对流冷却, 最后由另一端的出口集油腔流出。图 7(b) 为冷却通道结构, 在该计算模型中, 冷却通道总条数为 81 条, 本文将靠近对称面的冷却通道命名为通道 1, 后续通道依次类推。

为便于分析, 沿  $X$  轴正向取 2 条特征线, 特征线  $A$  位于喷管燃气侧壁面, 喷管燃气侧壁面热流密度最大值位于特征线  $A$  上, 特征线  $B$  位于通道 19 喷管冷却剂侧近壁处, 2 条特征线  $Z$  轴坐标都为  $Z=0.054$  m, 相对位置如图 7 所示, 对称面  $Z$  轴坐标为  $Z=0$  m。

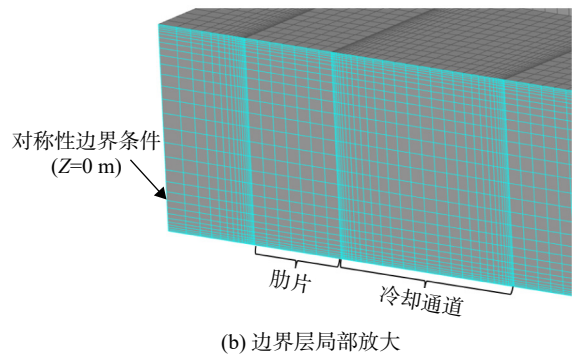
### 1.3 计算方法

利用 ICEM 软件进行网格划分, 由于结构化网格相对于非结构化网格来说, 具有网格质量高、数据结构简单、网格生成速度快等优点, 故本文的计算网格采用结构化网格。燃油冷却剂出口附近的局部网格如图 8 所示。

图 9 为燃气侧壁面平均温度  $T_{\text{avg}}$  随网格数目的变化。当网格数大于 793 万后, 燃气侧壁面平均温度几乎不发生变化。同时, 为确保冷却通道近壁处网格的  $y^+ \leq 5$ , 最终确定网格量为 1 057 万。



(a) 冷却剂出口附近网格



(b) 边界层局部放大

图 8 网格划分示意图

Fig. 8 Schematic diagram of mesh division

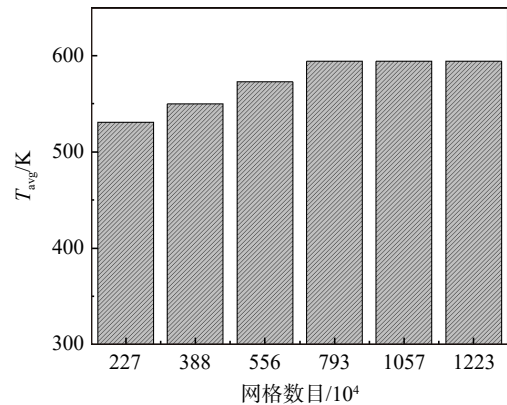


图 9 网格独立性验证

Fig. 9 Grid independent validation

数值计算采用 ANSYS FLUENT 软件, 参考现有研究<sup>[27-29]</sup>, 选用 SST(shear stress transfer)  $k-\omega$  湍流模型, 压力与速度耦合采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法, 动量方程、能量方程采用二阶迎风差分格式离散, 各残差精度小于  $10^{-6}$  则认为计算收敛。

### 1.4 物性模型

喷管固体材料使用高温合金, 密度  $\rho=8\ 280$

$\text{kg/m}^3$ , 将其导热系数  $\lambda$  与比定压热容  $c_p$  拟合成多项式函数导入 FLUENT 软件:

$$\lambda(T) = 2 \times 10^{-12} T^4 + 9 \times 10^{-10} T^3 - 2 \times 10^{-6} T^2 + 0.0149 T + 9.7935 \quad (2)$$

$$c_p(T) = -7 \times 10^{-10} T^4 + 2 \times 10^{-6} T^3 - 0.0011 T^2 + 0.2578 T + 497.43 \quad (3)$$

式中  $T$  为喷管固体材料的温度。

冷却剂选用超临界航空煤油 RP-3, 其物性参

数(密度  $\rho$ 、比定压热容  $c_p$ 、动力黏度  $\mu$ 、导热系数  $\lambda$ )在超临界压力  $p_{\text{scr}}$  为 3、4、5 MPa 下随温度的变化如图 10 所示( $p_{\text{scr}}$  为超临界航空煤油 RP-3 所处的超临界压力), 由于冷却通道内压力变化与超临界压力燃油的压力相比很小, 可认为超临界压力燃油的物性仅受温度影响, 并将其拟合成多段函数导入 FLUENT 软件进行计算。燃油温度低于其自身发生裂解的起始温度 790 K<sup>[30]</sup>, 不考虑燃油高温热裂解反应及其结焦带来的影响。

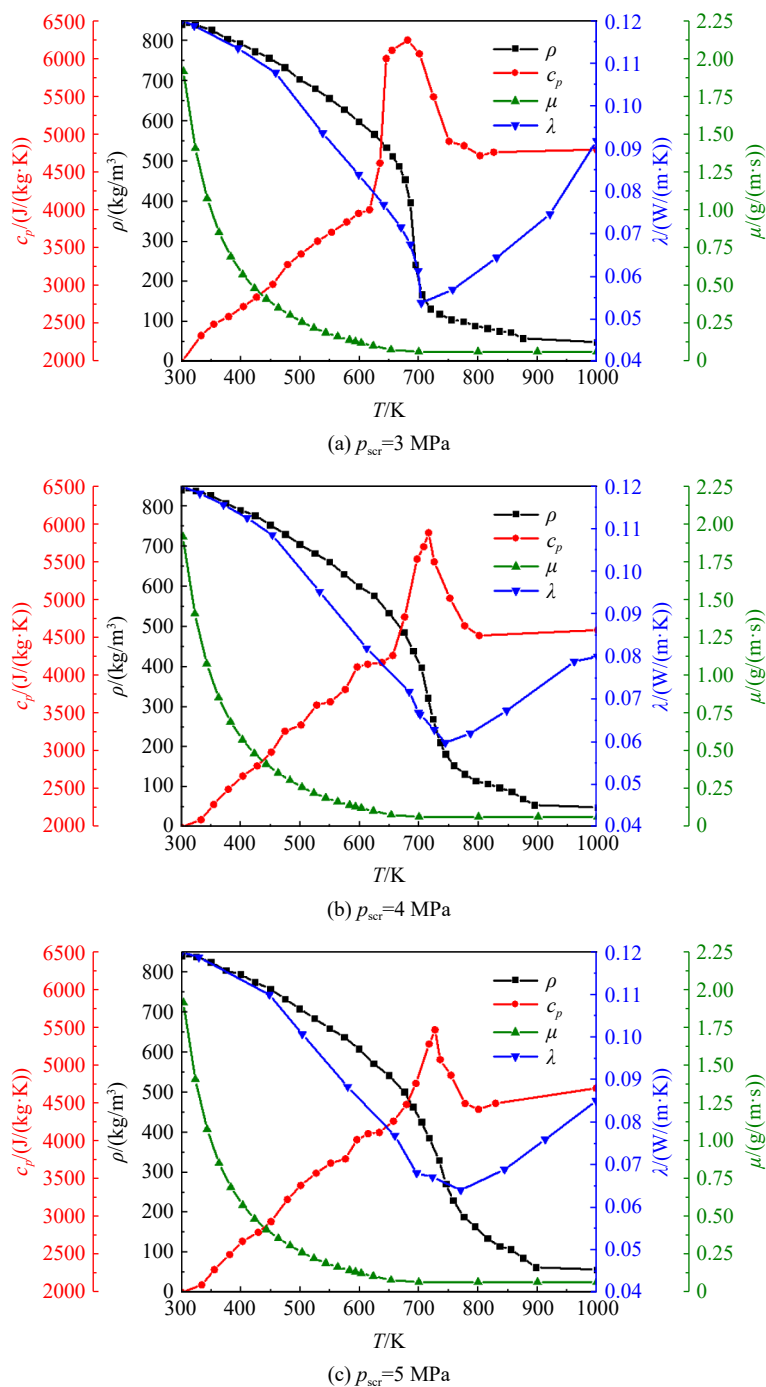


图 10 不同超临界压力下 RP-3 物性随温度变化分布

Fig. 10 Distribution of physical properties of RP-3 with temperature under different supercritical pressures

### 1.5 冷却结构模型的边界条件

喷管壁面超临界压力燃油冷却结构基准边界条件如下:

1) 集油腔入口采用质量流量入口边界条件, 燃油质量流量  $\dot{m}=51\text{ g/s}$ , 进口温度  $T_{\text{in}}=300\text{ K}$ 。

2) 集油腔出口采用压力出口边界条件, 出口压力  $p_{\text{out}}=3\text{ MPa}$ 。

3) 燃气侧壁面采用第 3 类边界条件, 给定绝热壁面温度和表面传热系数(如式(1)所示), 由图 5 和图 6 提取。

4) 超临界压力燃油和固体的接触面设置为无滑移流固耦合面, 其余壁面设置为无滑移绝热壁面。

## 2 计算结果分析

### 2.1 燃油流动方向的影响

本文定义燃油与燃气流动方向相同为顺流冷却; 流动方向相反则为逆流冷却。在燃油进口质量流量  $\dot{m}=102\text{ g/s}$ , 燃油进口温度  $T_{\text{in}}=300\text{ K}$ , 燃油压力  $p_{\text{scr}}=3\text{ MPa}$  的条件下, 图 11 为燃油相对燃气流动方向不同, 燃气侧壁面温度分布。在展向, 壁面温度由中心向两侧先升高后降低; 在轴向, 壁面温度逐渐降低。由于喷管燃气进口段( $X<4.2\text{ m}$ )壁面温度和表面传热系数较高, 故冷却后的壁面高温区集中在喷管燃气进口段。相对地, 燃气侧壁面未经冷却时, 其内壁面最高温度为  $2986\text{ K}$ , 平均温度为  $2306\text{ K}$ (如图 5), 经超临界压力燃油冷却后, 可使燃气侧壁面最高温度控制在  $1200\text{ K}$  以下, 起到了喷管壁面热防护的效果。

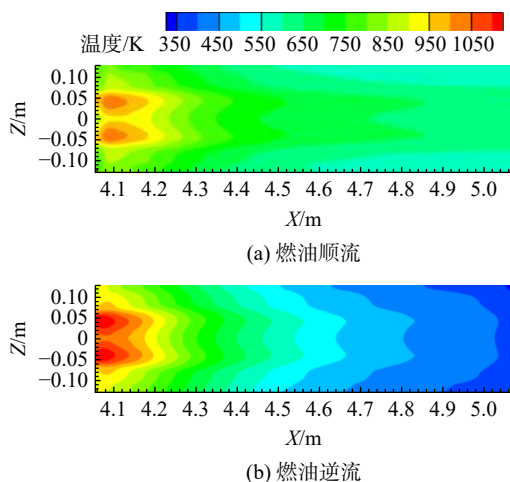


图 11 不同燃油流动方向燃气侧壁面温度分布  
Fig. 11 Temperature distribution on the gas side wall in different fuel flow directions

在顺流冷却下, 喷管进出口两端的温差要小一些。

表 2 展示了燃油流动方向不同下的燃气侧壁面最高、最低和平均温度。相比燃油顺流, 燃油逆流时, 燃气侧壁面最高温度要高一些, 最低温度低一些, 但是平均温度相对较低, 温度分布更不均匀, 因此会产生更大的热应力, 减少其使用寿命。

表 2 不同燃油流动方向燃气侧壁面温度  
Table 2 Temperatures of the gas side wall in different fuel flow directions

| 燃油流动方向 | 最高温度/K | 最低温度/K | 平均温度/K |
|--------|--------|--------|--------|
| 顺流     | 1 033  | 555    | 693    |
| 逆流     | 1 133  | 351    | 594    |

为进一步探讨燃气侧壁面的温度分布, 取对称面( $Z=0\text{ m}$  截面)进行分析, 图 12 为燃油流动方向不同,  $Z=0\text{ m}$  截面喷管壁面及冷却通道的温度分布情况。由于燃气侧壁面为受热面, 冷却剂侧壁面为燃油与壁面的直接接触面, 在整体上, 燃气侧壁面温度高于冷却剂侧壁面, 且喷管燃气进口段( $X<4.2\text{ m}$ )燃气侧壁面温度及表面传热系数都高于出口段( $X>4.9\text{ m}$ ), 故喷管燃气进口段壁面温度分层现象更明显。燃油在其流动过程中温度逐渐升高, 冷却通道内燃油也出现温度分层的现象, 靠近喷管壁面一侧的燃油温度较高, 这是由于壁面无滑移的物理现象存在, 喷管壁面附近燃油流速低, 使得近壁区的流体传热能力降低。顺流时燃油从冷却通道入口至出口温升约为

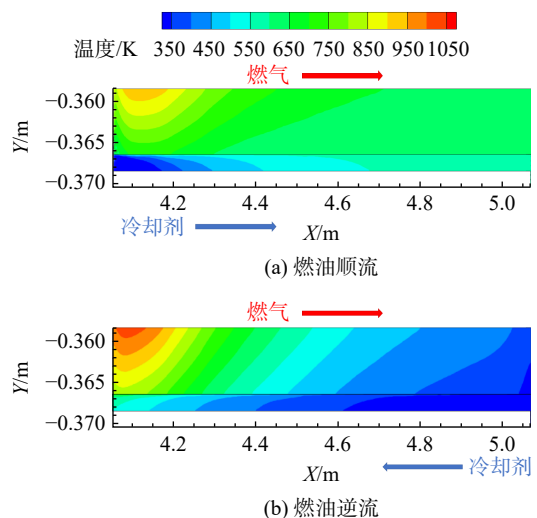


图 12 不同燃油流动方向  $Z=0\text{ m}$  截面温度分布  
Fig. 12 Temperature distribution of section at  $Z=0\text{ m}$  in different fuel flow directions

280 K, 逆流燃油温升约 340 K, 燃油逆流时吸收的热量更多。

图 13 为燃油流动方向不同, 特征线 A 的热流密度分布, 整个燃气侧壁面热流密度最大值也位于特征线 A 上。冲压发动机喷管的热负荷达到兆瓦级; 在喷管燃气进口段, 燃油顺流的热流密度较逆流高 58 kW/m<sup>2</sup>; 在喷管燃气出口段, 燃油顺流的热流密度较逆流略低。当燃油逆流时, 不利于燃油对喷管进口段的高温壁面进行冷却。

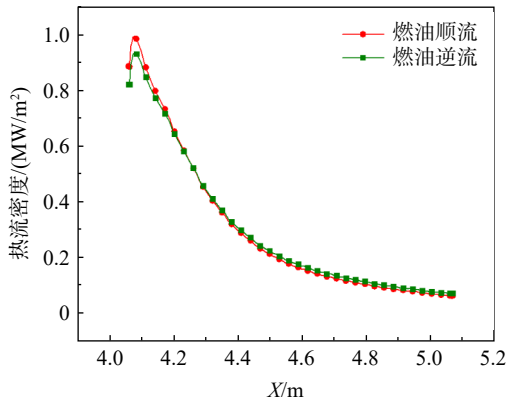


图 13 不同燃油流动方向特征线 A 热流密度分布  
Fig. 13 Density of heat flux distribution of feature line A in different fuel flow directions

2.2 燃油质量流量的影响

在燃油顺流, 进口温度  $T_{in}=300$  K, 压力  $p=3$  MPa 的条件下, 表 3 展示了不同燃油质量流量下, 燃气侧壁面最高、最低和平均温度以及冷却燃油量。冷却燃油量定义为

$$G_w = \frac{\dot{m}}{S} \tag{4}$$

式中  $S$  为喷管燃气侧壁面面积(m<sup>2</sup>)。  $G_w$  可反映将单位面积的喷管壁面冷却所需燃油量。随燃油质量流量增加, 燃气侧壁面最高、最低和平均温度都降低,  $G_w=275$  g/(s·m<sup>2</sup>) 时, 壁面最高温度为

表 3 不同燃油质量流量燃气侧壁面温度及冷却燃油量  
Table 3 Temperatures and cooling fuel quantity of the gas side wall in different fuel mass flow

| $\dot{m}/(\text{g/s})$ | 最高温度/K | 最低温度/K | 平均温度/K | $G_w/(\text{g}/(\text{s}\cdot\text{m}^2))$ |
|------------------------|--------|--------|--------|--------------------------------------------|
| 68                     | 1 097  | 628    | 765    | 275                                        |
| 102                    | 1 033  | 555    | 693    | 413                                        |
| 136                    | 998    | 513    | 652    | 551                                        |
| 170                    | 974    | 485    | 624    | 688                                        |
| 204                    | 958    | 463    | 603    | 972                                        |

1 097 K, 同时燃油在冷却通道内滞留时间变短, 燃油温升也降低。

图 14 为不同燃油质量流量下, 特征线 A 的温度分布。由图可知, 在燃油质量流量变化的情况下, 燃气侧壁面温度变化趋势相同, 在喷管燃气进口段先升高, 在  $X=4.1$  m 处温度达到最高值, 后沿轴向逐渐降低。当流量从 68 g/s 增加到 102 g/s 时, 在  $X=4.1$  m 处燃气侧壁面温度下降 5.7% 左右, 在  $X=5$  m 处燃气侧壁面温度下降 11.7% 左右; 当流量从 102 g/s 增加到 136 g/s 时, 在  $X=4.1$  m 处燃气侧壁面温度下降 3.5% 左右, 在  $X=5$  m 处燃气侧壁面温度下降 7.8% 左右, 可知随燃油质量流量的增加, 其引起的壁面温降在减小, 对壁面的冷却效果逐渐减弱。

图 15 为不同燃油质量流量下, 通道 19 冷却剂侧表面传热系数的分布情况, 各数据点为沿 X 轴正向在该位置的展向平均值。分析图 15, 整体上来看, 随燃油质量流量增加, 燃油流速增大, 燃

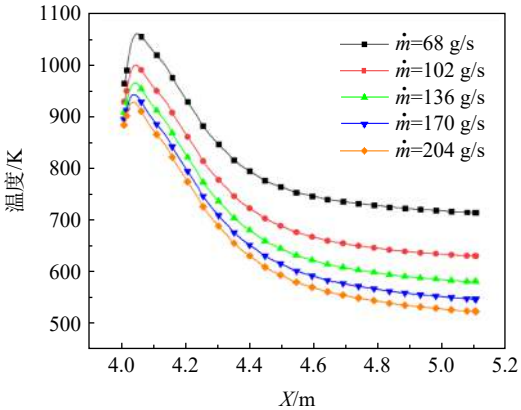


图 14 不同燃油质量流量特征线 A 温度分布  
Fig. 14 Temperature distribution of feature line A with different fuel mass flows

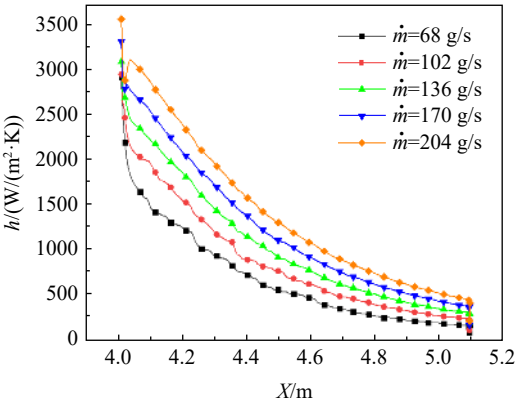


图 15 不同燃油质量流量通道 19 表面传热系数分布  
Fig. 15 Surface heat transfer coefficient distribution of channel 19 with different fuel mass flows

油表面传热系数提高。流量由 68 g/s 增加至 170 g/s, 表面传热系数持续降低,  $\dot{m}=204$  g/s 时, 由于边界层中出现湍流, 因湍流的扰动与混合作用, 使得从层流向湍流转变的过渡区表面传热系数升高, 后随湍流边界层的发展表面传热系数逐渐降低。燃油在通道内流动过程中, 通道进口段边界层较薄, 表面传热系数较大, 在燃油出口附近, 燃油冲击到出口附近壁面, 流速降低, 产生回流涡, 流体间的掺混加剧, 表面传热系数先降低后短暂提高。

图 16 为不同燃油质量流量下, 特征线 B 热扩散系数  $a$  的分布情况。燃油流动过程中, 相比比定压热容的变化, 流体导热系数和密度的变化较小, 故热扩散系数越小, 证明流体的热容能力越高, 靠近热壁面的流体热对流能力越强。分析图 16, 燃油在通道 19 内热扩散系数呈下降趋势, 不同燃油质量流量下, 其在通道 19 进口处热扩散系数相近, 随燃油质量流量增加, 其在通道 19 的热扩散系数增大, 原因是燃油流量增加, 但燃油在通道内温升降低, 比定压热容增大程度降低, 热扩散系数显著降低的位置逐渐靠后,  $\dot{m}=204$  g/s 时尤为明显。 $\dot{m}=68$  g/s 时, 通道 19 在  $X=4.7$  m 处热扩散系数降低幅度明显变大, 这是由于此时燃油温度接近比定压热容显著增大的温度。

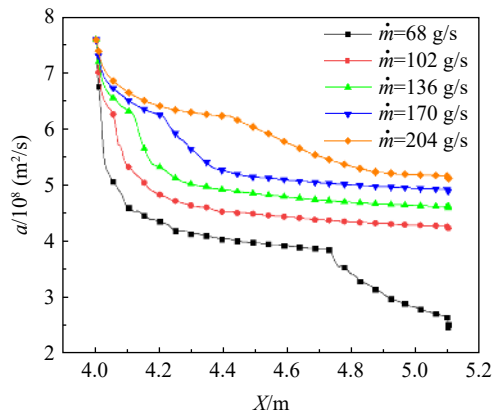


图 16 不同燃油质量流量特征线 B 热扩散系数分布

Fig. 16 Thermal diffusivity distribution of feature line B with different fuel mass flows

由于燃油流动中流动方向会发生变化, 燃油流入流出集油腔时通道截面突变, 以及燃油与冷却通道的固壁间的摩擦效应, 都会造成通道内燃油的压力降低, 减少燃油压降能提高冷却剂的流动速度, 从而增强冷却效果。图 17 不同燃油质量流量下的燃油压降( $\Delta p$ )及燃油出口速度( $v$ ), 当

燃油质量流量由 68 g/s 增加到 102 g/s 时, 燃油压降增加了 906 Pa, 当燃油质量流量由 170 g/s 增加到 204 g/s 时, 燃油压降增加了 1 524 Pa。随燃油质量流量增大, 通道内燃油温度降低, 密度增大, 黏度增大, 同时通道内流速增大, 燃油与冷却通道的固壁间的摩擦效应加剧, 综合作用下, 燃油压降增加。

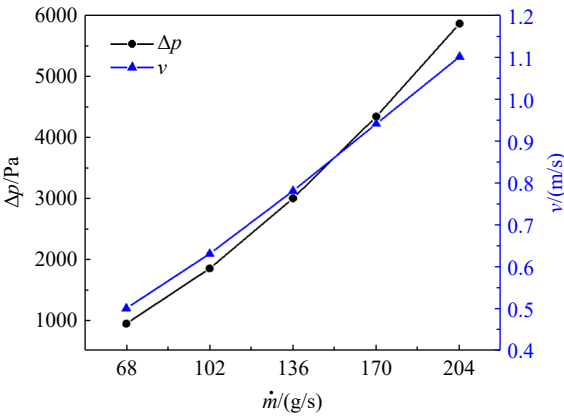


图 17 不同燃油质量流量燃油压降及燃油出口速度

Fig. 17 Fuel pressure drop and fuel outlet velocity distribution with different fuel mass flows

2.3 燃油进口温度的影响

在燃油顺流, 进口质量流量  $\dot{m}=102$  g/s, 压力  $p=3$  MPa 的条件下, 表 4 展示了不同燃油进口温度下的燃气侧壁面最高、最低和平均温度, 由于超临界压力燃油在 640 K 附近物性变化剧烈, 故设置  $T_{in}=640$  K 作为一个特殊工况进行分析。随燃油进口温度的增加, 燃气侧壁面最高、最低和平均温度都升高。图 18 为不同燃油进口温度下, 特征线 A 的温度变化, 随燃油进口温度升高, 温度变化趋势相同, 壁面温升并无规律性变化。

图 19 为不同燃油进口温度下, 特征线 B 热扩散系数的分布情况。随燃油进口温度升高, 因此时通道进口处燃油温度尚未达到超临界压力燃油比定压热容在极大值对应的温度, 故其在通道 19

表 4 不同燃油进口温度下的燃气侧壁面温度

Table 4 Temperatures of the gas side wall with different fuel inlet temperatures

| $T_{in}/K$ | 最高温度/K | 最低温度/K | 平均温度/K |
|------------|--------|--------|--------|
| 300        | 1 033  | 555    | 693    |
| 400        | 1 063  | 608    | 738    |
| 500        | 1 100  | 672    | 791    |
| 600        | 1 152  | 732    | 855    |
| 640        | 1 184  | 763    | 887    |

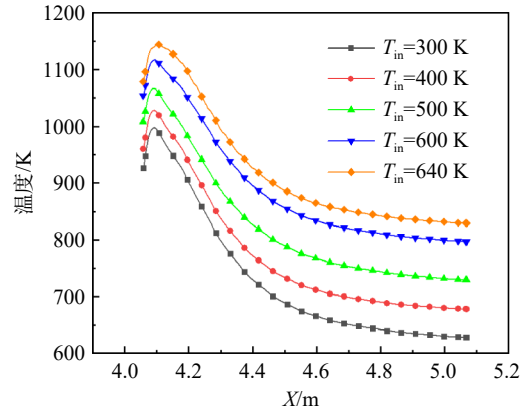


图 18 不同燃油进口温度特征线 A 温度分布  
Fig. 18 Temperature distribution of feature line A with different fuel inlet temperatures

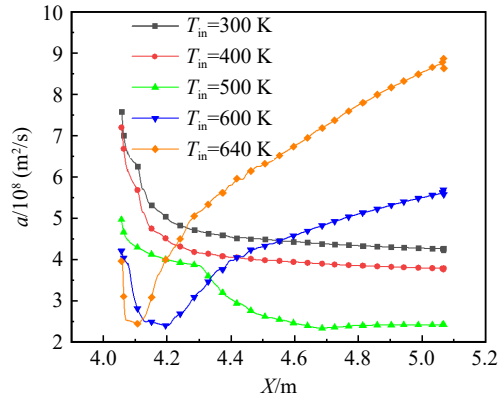


图 19 不同燃油进口温度特征线 B 热扩散系数分布  
Fig. 19 Thermal diffusivity distribution of feature line B with different fuel inlet temperatures

进口处热扩散系数降低。 $T_{in}=600\text{ K}$  及  $640\text{ K}$  时, 随燃油的流动温度升高, 比定压热容会越过极大值, 故热扩散系数先减小后增大, 通道出口附近热扩散系数的略有减小, 是燃油冲击到出口附近壁面, 流速降低、密度增大更明显所致。 $T_{in}<600\text{ K}$  时, 热扩散系数降低。燃油进口温度升高可在一定范围增强热对流能力, 温度过高则导致燃油热对流能力下降。

图 20 为不同燃油进口温度下的燃油压降及燃油出口速度, 随燃油进口温度升高, 燃油压降先减小后增加。由于燃油进口温度升高, 燃油密度减小, 流速增大, 黏度减小, 进口温度较低时流体黏度的影响较大, 故压降首先减小; 进口温度升高, 流速增大越快, 燃油与冷却通道的固壁间的摩擦效应加剧起主导作用, 燃油压降增加。

2.4 燃油压力的影响

在燃油顺流, 进口质量流量  $\dot{m}=102\text{ g/s}$ , 进口

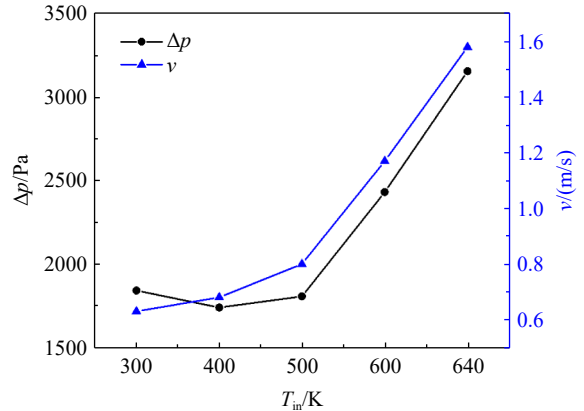


图 20 不同燃油进口温度燃油压降及燃油出口速度  
Fig. 20 Fuel pressure drop and fuel outlet velocity distribution with different fuel inlet temperatures

温度  $T_{in}=300\text{ K}$  的条件下, 表 5 展示了不同燃油压力下的燃气侧壁面最高、最低和平均温度。随燃油压力的增加, 燃气侧壁面最高、最低和平均温度都升高, 但变化不大。图 21 为不同燃油压力下, 特征线 A 的温度变化, 随燃油压力升高, 喷管燃气进口段温度基本一致, 燃油压力越高, 出口段温度越高。

图 22 为不同燃油压力下, 特征线 B 热扩散系数的分布情况。随燃油压力增加, 燃油热扩散系数增大, 原因是燃油进口温度较低, 温升并不高,

表 5 不同燃油压力下的燃气侧壁面温度  
Table 5 Temperatures of the gas side wall with different fuel pressures

| $p/\text{MPa}$ | 最高温度/K | 最低温度/K | 平均温度/K |
|----------------|--------|--------|--------|
| 3              | 1 033  | 555    | 693    |
| 4              | 1 035  | 561    | 699    |
| 5              | 1 036  | 565    | 702    |

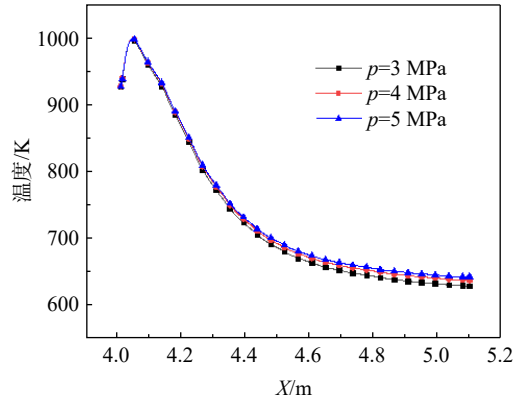


图 21 不同燃油压力特征线 A 温度分布  
Fig. 21 Temperature distribution of feature line A with different fuel pressures

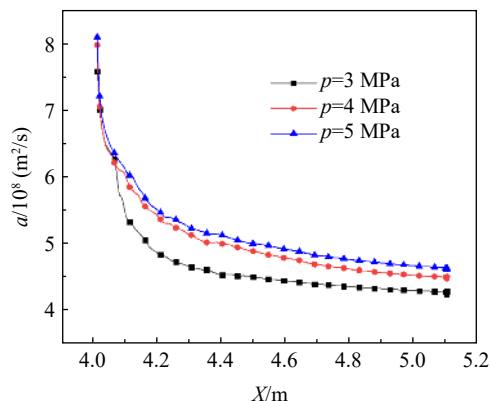


图 22 不同燃油压力特征线 B 热扩散系数分布

Fig. 22 Thermal diffusivity distribution of feature line B with different fuel pressures

相同温度下,  $p=3$  MPa 的热容更大。

图 23 为不同燃油压力下的燃油压降及燃油出口速度。 $T_{in}=300$  K 时, 燃油在通道内温度升高且物性变化不明显, 燃油压降及燃油出口速度随燃油压力变化不敏感。

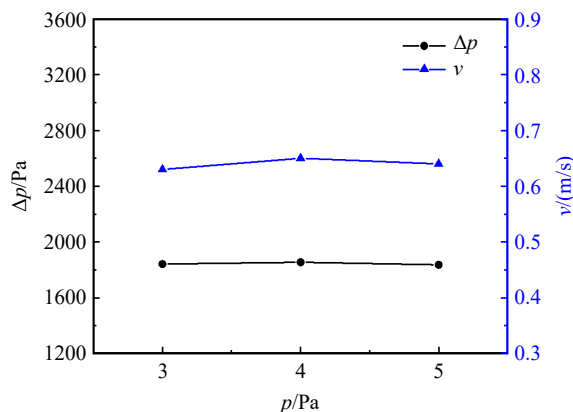


图 23 不同燃油压力燃油压降及燃油出口速度

Fig. 23 Fuel pressure drop and fuel outlet velocity distribution with different fuel pressures

### 3 结 论

通过数值模拟的方法获得了冲压发动机喷管典型的热负荷及其换热边界条件, 并对超临界压力燃油 RP-3 作为冷却剂的冷却结构进行了换热和流动特性研究, 有效地降低了喷管的壁面温度, 在本文研究范围内, 得到如下结论:

1) 超临界压力燃油作为冷却剂能够显著降低喷管燃气侧壁面温度。燃油顺流较燃油逆流喷管燃气侧壁面最高温度低 8.8%, 平均温度高 16.7%, 最低温度高 58.1%, 温度分布更均匀, 热流分配更合理, 但燃油逆流冷却剂温升高, 吸收的

热量更多。

2) 燃油质量流量从 68 g/s ( $G_w=275$  g/(s·m<sup>2</sup>)) 增大到 204 g/s ( $G_w=972$  g/(s·m<sup>2</sup>)), 燃气侧壁面最高温度降低 12.7%, 最低温度降低 26.3%, 平均温度降低 21.2%, 随燃油质量流量的增加, 引起的壁面温降逐渐减小, 通道内冷却剂侧表面传热系数升高, 通道近壁处流体热扩散系数逐渐增大, 燃油压降逐渐增大。

3) 燃油进口温度从 300 K 增大到 640 K, 燃气侧壁面最高温度升高 14.6%, 最低温度升高 37.5%, 平均温度升高 28.0%, 随燃油进口温度的升高, 引起的壁面温降无规律性变化, 燃油进口温度过高会使通道近壁处流体热扩散系数急剧增大, 造成传热恶化现象; 存在某一最佳进口温度使燃油压降最低。

4) 在燃油进口温度较低的情况下, 燃油压力从 3 MPa 增大到 5 MPa, 通道近壁处流体热扩散系数略微增大, 燃气侧壁面最高温度、最低温度、平均温度以及燃油压降的变化不明显。

### 参考文献:

- [1] 徐惊雷. 超燃冲压及 TBCC 组合循环发动机尾喷管设计方法研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2236-2251.  
XU Jinglei. Research progress of nozzle design method for scramjet and turbine based combined cycle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2236-2251. (in Chinese)
- [2] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion[M]. Reston, US: AIAA, 2000.
- [3] KAZMAR R R. Airbreathing hypersonic propulsion at Pratt & Whitney: overview[R]. AIAA-2005-3256, 2005.
- [4] SERRE L, FALEMPIN F. Promethee-the French military hypersonic propulsion program[R]. AIAA-2003-6950, 2003.
- [5] KOBAYASHI S, MAITA M. Japanese spaceplane program overview[R]. AIAA-1995-6002, 1995.
- [6] 李旭彦, 郑星, 薛瑞. 超燃冲压发动机技术发展现状及相关建议[J]. 科技中国, 2019(2): 5-8.  
LI Xuyan, ZHENG Xing, XUE Rui. Development status of scramjet technology and related suggestions[J]. China Scitechnology Business, 2019(2): 5-8. (in Chinese)
- [7] 章思龙, 秦江, 周伟星, 等. 高超声速推进再生冷却研究综述[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2177-2190.  
ZHANG Silong, QIN Jiang, ZHOU Weixing, et al. Review on regenerative cooling technology of hypersonic propulsion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2177-2190. (in Chinese)
- [8] 肖红雨, 高峰, 李宁. 再生冷却技术在超燃冲压发动机中的应用与发展[J]. 飞航导弹, 2013(8): 78-81.  
XIAO Hongyu, GAO Feng, LI Ning. Application and development of regenerative cooling technology in scramjet[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013(8): 78-81. (in Chinese)
- [9] 黄世璋, 朱强华, 高效伟. 碳氢燃料在波纹管内的超临界裂解传热特性[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 95-106.  
HUANG Shizhang, ZHU Qianghua, GAO Xiaowei. Supercritical heat transfer characteristics of hydrocarbon fuel with pyrolysis in corrugated tubes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1):

- 95-106. (in Chinese)
- [10] 袁鑫, 寇志海, 赵国昌, 等. 矩形通道超临界再生冷却技术研究综述[J]. 飞航导弹, 2017(5): 18-23, 42.  
YUAN Xin, KOU Zhihai, ZHAO Guochang, et al. Review on supercritical regenerative cooling technology in rectangular channel[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017(5): 18-23, 42. (in Chinese)
- [11] HUANG Dan, RUAN Bo, WU Xiaoyu, et al. Experimental study on heat transfer of aviation kerosene in a vertical upward tube at supercritical pressures[J]. Chinese Journal of Chemical Engineering, 2015, 23(2): 425-434.
- [12] 贾洲侠, 徐国强, 闻洁, 等. 超临界压力 RP-3 在竖直细圆管内混合对流研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 152-157.  
JIA Zhouxia, XU Guoqiang, WEN Jie, et al. Investigation of mixed convection of supercritical pressure RP-3 in vertical round tube[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 152-157. (in Chinese)
- [13] 黄世璋, 阮波, 高效伟. 超临界压力低温甲烷波纹管强化换热数值研究[J]. 航空学报, 2017, 38(5): 120515.  
HUANG Shizhang, RUAN Bo, GAO Xiaowei. Numerical investigation of heat transfer enhancement of cryogenic-propellant methane in corrugated tubes at supercritical pressures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(5): 120515. (in Chinese)
- [14] 胡家瑛, 王振国, 潘余, 等. 超燃冲压发动机 U 型冷却通道的流道方案[J]. 航空动力学报, 2022, 37(1): 11-25.  
HU Jiaying, WANG Zhenguo, PAN Yu, et al. Flow channel scheme of U-shaped cooling channel in scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 11-25. (in Chinese)
- [15] 胡江玉, 王宁, 周进, 等. 高温燃气与不同构型的再生冷却面板对流传热的数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(5): 46-52.  
HU Jiangyu, WANG Ning, ZHOU Jin, et al. Numerical simulation on convective heat transfer between high-temperature gas and regenerative cooling panels of different configurations[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(5): 46-52. (in Chinese)
- [16] 黄玥, 于佳佳, 肖恒, 等. 极限重力下冲压发动机再生冷却中燃油流动及传热特性研究[J]. 工程热物理学报, 2021, 42(8): 2097-2105.  
HUANG Yue, YU Jiajia, XIAO Heng, et al. Study on the flow and heat transfer characteristics of fuel in regenerative cooling system of scramjet engine under extreme gravity[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2021, 42(8): 2097-2105. (in Chinese)
- [17] 杨成骁, 王长辉, 徐绍桐. 液体火箭发动机推力室再生冷却流动与传热计算研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 239-245.  
YANG Chengxiao, WANG Changhui, XU Shaotong. Calculation study on flow and heat transfer of regenerative cooling in liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 239-245. (in Chinese)
- [18] 韩伟. 液体火箭发动机再生冷却推力室耦合传热的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.  
HAN Wei. Numerical research on the coupled heat transfer of thrust chamber in cooling channel of liquid rocket[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017. (in Chinese)
- [19] 孙冰, 宋佳文. 液氧甲烷发动机台阶型冷却通道的耦合传热特性[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2972-2978.  
SUN Bing, SONG Jiawen. Coupled heat transfer characteristics of stepped cooling channel of liquid oxygen/methane rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2972-2978. (in Chinese)
- [20] 李军伟, 刘宇. 三维数值模拟再生冷却喷管的换热[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 111-115.  
LI Junwei, LIU Yu. Three dimension numerical simulation of heat transfer in regeneratively cooled nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 111-115. (in Chinese)
- [21] 李军伟, 刘宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.  
LI Junwei, LIU Yu. Method of computing temperature field in regeneratively-cooled thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 550-556. (in Chinese)
- [22] 王新竹, 张泰昌, 陆阳, 等. 主动冷却燃烧室燃烧与传热耦合过程迭代分析设计方法[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 213-219.  
WANG Xinzhu, ZHANG Taichang, LU Yang, et al. An iterative analysis and design method for study of coupling processes of combustion and heat transfer in actively-cooled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2): 213-219. (in Chinese)
- [23] FROELICH A, IMMICH H, LEBAIL F, et al. Three-dimensional flow analysis in a rocket engine coolant channel of high depth/width ratio[R]. AIAA-1991-2183, 1991.
- [24] 戎毅, 朱剑琴, 戴武昊, 等. 超燃冲压发动机冷却通道与燃烧室耦合传热数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 173-182.  
RONG Yi, ZHU Jianqin, DAI Wuhao, et al. Numerical study on coupled heat transfer between cooling channel and combustor of scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 173-182. (in Chinese)
- [25] 张靖周, 常海萍. 传热学[M]. 2 版. 北京: 科学出版社, 2015.
- [26] 王明华, 陈劲松. 发动机喷管内流场对流换热系数影响因素的数值分析[J]. 火箭推进, 2011, 37(3): 32-37.  
WANG Minghua, CHEN Jinsong. Numerical analysis of influence factor on convective heat transfer coefficient about nozzle internal flow[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(3): 32-37. (in Chinese)
- [27] 刘友宏, 郜晶晶. TBCC 燃烧室/喷管一体化壁面温度计算[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 257-267.  
LIU Youhong, GAO Jingjing. Wall temperature calculation on integrated combustion and nozzle in TBCC[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 257-267. (in Chinese)
- [28] TAO Zhi, CHENG Zeyuan, ZHU Jianqin, et al. Effect of turbulence models on predicting convective heat transfer to hydrocarbon fuel at supercritical pressure[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(5): 1247-1261.
- [29] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [30] 赵国柱, 宋文艳, 张若凌. 超临界压力下 RP-3 航空煤油吸热裂解反应的数值研究[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1513-1521.  
ZHAO Guozhu, SONG Wenyan, ZHANG Ruoling. Numerical study on thermal cracking of RP-3 aviation kerosene under supercritical pressure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1513-1521. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)