

# 氢氧发动机非均匀圆孔头部气膜冷却数值模拟

王太平<sup>1</sup>, 孙冰<sup>2</sup>, 薛立鹏<sup>1</sup>, 刘迪<sup>3</sup>, 李林<sup>1</sup>

(1. 北京宇航系统工程研究所 深低温技术研究北京市重点实验室, 北京 100076;

2. 北京航空航天大学, 北京 100084; 3. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

**摘要:** 氢氧火箭发动机燃烧室壁面热环境十分恶劣, 头部气膜冷却是主要辅助冷却手段之一, 圆孔头部气膜冷却是重要的设计方案。对圆孔型头部气膜进行了三维数值仿真研究, 考虑推力室外部再生冷却的影响, 通过全面数值实验分析了气膜流量占比、气膜孔直径和相邻气膜孔面积比等参数的影响, 提出一种非均匀分布的圆孔头部气膜冷却方案。结果表明, 在氢氧火箭发动机圆孔头部气膜冷却中, 存在一个最佳吹风比使得头部区域冷却效果最好, 最佳吹风比的值由气膜流量占比和气膜孔直径共同决定, 最佳吹风比介于 5.454 ~ 5.849 之间; 通过合理的非均匀圆孔气膜结构设计, 控制相邻气膜孔面积比在 0.6 ~ 0.8 范围内, 采用提出的非均匀气膜孔方案有利于提高燃烧室的整体性能。

**关键词:** 头部气膜冷却; 非均匀气膜; 气膜冷却效率; 燃烧室; 氢氧火箭发动机

**中图分类号:** V434      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2022)04-0001-12

## Numerical simulation of non-uniform circular-hole film cooling at the near-injection region of hydrogen/oxygen rocket engine

WANG Taiping<sup>1</sup>, SUN Bing<sup>2</sup>, XUE Lipeng<sup>1</sup>, LIU Di<sup>3</sup>, LI Lin<sup>1</sup>

(1. Beijing Key Laboratory of Cryogenic Technology Research, Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China; 2. Beihang University, Beijing 100084, China;

3. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The thermal environment of the combustion chamber wall in hydrogen/oxygen rocket engine is very harsh, and the circular-hole film cooling is one of the main auxiliary methods to reduce the heat load in the near-injection region. In this study, the three-dimensional numerical simulation of the head gas film with cylindrical film hole was carried out, considering the influence of regenerative cooling outside the thrust chamber. Through comprehensive numerical experiments, the effects of parameters such as the proportion of gas film flow ratio, the diameter of film hole and the area ratio of adjacent film holes, and a gas film cooling scheme of circular hole head with non-uniform distribution was proposed. The results show that there is an optimal blowing ratio to make the cooling effect of the head area the best in the film cooling of the head of the hydrogen/oxygen rocket engine. The optimal blowing ratio is determined by

收稿日期: 2021-01-21; 修回日期: 2021-02-25

作者简介: 王太平(1990—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机热防护、阀门设计。

the ratio of the air film flow rate and the diameter of the air film hole, and the optimal air blowing ratio in this study is between 5.454 and 5.849. Through the reasonable structure design of the non-uniform circular-hole, the area ratio of adjacent gas film holes is controlled within the range of 0.6–0.8. The proposed non-uniform film hole scheme is beneficial to the improvement of the overall combustion chamber performance, which can provide a reference for engineering design.

**Keywords:** head gas film cooling; non-uniform film; film cooling efficiency; combustion chamber; hydrogen/oxygen rocket engine

## 0 引言

膜冷却作为高温燃气壁面主要的主动冷却手段之一,是指在壁面附近沿切线方向或用一定的角度射入冷却剂,将高温燃气与壁面隔开的防护性冷却。冷却膜主要具有隔热作用和冷却作用:隔热作用是指冷却膜将高温燃气与壁面隔开,避免高温燃气直接对壁面进行对流换热;冷却作用是指在一定的范围内冷却膜将燃气与火焰的热量通过对流和辐射带走一部分<sup>[1]</sup>。

在液体火箭发动机中,膜冷却主要是利用少量推进剂(一般为燃料,比如煤油、氢、甲烷等),从喷注器边缘专设一圈小孔,或在推力室身部适当地方专设一圈或多圈膜冷却环,环上开膜冷却孔形成贴壁的冷却膜,或利用温度较低的涡轮排气在压力较低的喷管后端,形成低温边区超声速气膜保护层<sup>[2]</sup>。特别是在氢氧火箭发动机中,氢进入燃烧室头部后一般为气态或者超临界状态,头部膜冷却以气膜冷却的形式存在<sup>[3]</sup>。

气膜冷却大量应用于航空发动机<sup>[1]</sup>和超燃冲压发动机中,而在火箭发动机中研究较少。早期的气膜冷却研究主要是通过试验手段进行,直接获得试验结果,从而用于评估冷却效果。但是,试验研究有其局限性,一般只能满足特定的试验条件,对于复杂结构可能无法开展。同时,很多物理量无法通过试验手段测量得到<sup>[4]</sup>。对具有高温高压燃气环境的火箭发动机燃烧室来说,采用实验手段的局限性更高。随着计算机技术的发展,通过数值的方法模拟复杂流场成为可能,计算流体力学 CFD 技术也广泛应用在膜冷却的研究中<sup>[5-8]</sup>。

针对火箭发动机环境的数值计算研究主要集中在氢氧火箭发动机中。Kacynski 等利用求解可压缩 Navier-Stokes 程序计算了采用大面积比喷管、头

部气膜冷却和发汗冷却 3 种技术的氢氧发动机传热性能<sup>[9]</sup>,计算结果表明分层模型与试验结果符合更好。

孙永奇等针对上面级发动机推力室喷管延伸段的气膜冷却开展了仿真与热试车研究,结果表明涡轮排气沿喷管延伸段壁面流动形成紧贴喷管壁面的气膜,对主燃气无扰动,对喷管延伸段起到冷却保护作用<sup>[10]</sup>。对于燃烧室头部气膜冷却的研究相对较少。

Weiss 等针对带有头部气膜的小推力气氢/气氧发动机开展了数值模拟研究,建立了二维计算模型模拟燃烧室掺混和燃烧过程,化学动力学模型采用氢气/空气 9 组分 18 步化学反应机理<sup>[11]</sup>。研究着重考虑了气膜与主流燃气的混合与反应,结果表明,燃料气膜能有效保护壁面,但在当前模型中气膜参与燃烧的量较少,会造成一定的性能损失。

Betti 等提出一种简化的低成本气膜燃烧室数值计算方法,不考虑喷注器结构和喷注燃烧的影响,将中心燃气入口简化为统一的混合物入口,组分及物性由热力计算得到<sup>[12]</sup>。通过与文献试验中结果对比,除了近喷注器附近区域外,有气膜工况下计算的热流密度与试验结果符合较好,认为该方法可以用于头部气膜冷却参数化研究。但是无气膜状态下的计算结果与试验值相差较大;由于没有考虑喷注器的效果,无法捕捉头部区域流场和温度场特性以及气膜与燃气的相互作用。

孙学卫等为了分析有边区气膜的发动机燃烧室在试验中出现烧蚀故障的原因,进行了数值仿真计算<sup>[13]</sup>。结果表明在试验状态下,气膜在下游涡流的作用下进入主流区域参与燃烧,而没有对下游喉部区域起到保护的作用。

头部气膜冷却主要结构为圆孔结构。任加万

等对槽缝结构进行了研究<sup>[14]</sup>,在之前的研究中已针对槽缝式头部气膜冷却开展了仿真研究<sup>[15]</sup>。针对多喷嘴燃烧室内壁热载荷分布特点,本文提出了一种非均匀圆孔气膜孔方案。一般来说,无气膜情况下正对喷嘴位置的温度和热流密度最高<sup>[16]</sup>,有必要进行更充分的冷却。而气膜流量对冷却效果的影响十分显著,因此通过布置非均匀气膜孔,可以通过面积分配调整气膜冷却剂在周向的分布,从而预期对整体达到更佳的冷却效果。基于氢氧燃烧室缩比模型,本文开展了三维稳态数值模拟,分析采用非均匀气膜孔方案的燃烧室中头部气膜冷却对冷却效果和燃烧室性能的影响。

## 1 数值计算方法

### 1.1 控制方程及计算方法

本文用于模拟头部气膜燃烧室气-气掺混燃烧的三维稳态控制方程为考虑多组分化学反应的守恒型雷诺平均 N-S 方程组,包括连续方程、动量方程、能量方程和组分输运方程,具体可表示为

$$\frac{\partial(\mathbf{E} - \mathbf{E}_v)}{\partial x} + \frac{\partial(\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial y} + \frac{\partial(\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial z} = \mathbf{H} \quad (1)$$

式中  $\mathbf{E}$ 、 $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 、 $\mathbf{H}$  表达式在文献[17]中已经给出。

为了使计算的推力室模型尽可能符合实际发动机工况,计算中加入了外冷却结构。与燃气相似,冷却剂的控制方程也包括连续方程、动量方程和能量方程,由于冷却剂为单一介质水,不需要考虑组分的影响。

推力室壁面材料内的热传导遵循傅里叶导热定律,即

$$\nabla \cdot (\lambda \nabla T) = 0 \quad (2)$$

### 1.2 数值方法

本文采用的标准  $k-\varepsilon$  双方程模型是广泛应用的一种 RANS 湍流模型,基于各向同性的湍流黏性假设,具体表达式见文献[18]。在湍流处理中,标准壁面函数法被用于处理湍流核心区与近壁区物理量的联系。

在氢氧燃烧计算中,若考虑完整的氢氧扩散燃烧过程,需要包含大量的燃料分子、氧化剂分子以及其他多种中间体参与化学反应。为了降低化学反应机理对燃烧室计算结果的影响并提高计算效

率,文献[19]分析对比了几类机理,将氢氧化学反应过程缩减为 6 组分 9 步化学反应,即本文使用的化学动力模型具体参数如表 1 所示。表中,  $A_r$  为指前因子,  $\beta_r$  为温度因子,  $E_r$  为反应活化能。

表 1 氢氧 6 组分 9 步化学反应动力模型

Tab. 1 Kinetic model of 9-step chemical reaction of 6 components for hydrogen and oxygen

序号	反应方程	$A_r$	$\beta_r$	$E_r /$ (J · kmol <sup>-1</sup> )
1	$\text{H}_2 + \text{O}_2 = 2\text{OH}$	$1.7 \times 10^{13}$	0.0	200
2	$\text{H}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	$1.17 \times 10^9$	1.3	15.17
3	$2\text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{O}$	$5.9 \times 10^9$	1.3	71.25
4	$\text{H}_2 + \text{O} = \text{OH} + \text{O}$	$1.8 \times 10^{10}$	1.0	36.93
5	$\text{O}_2 + \text{H} = \text{OH} + \text{O}$	$2 \times 10^{14}$	0.0	70.3
6	$\text{H} + \text{O} + \text{M} = \text{OH} + \text{M}$	$6.0 \times 10^{16}$	-0.6	0.0
7	$2\text{O} + \text{M} = \text{O}_2 + \text{M}$	$6.17 \times 10^{15}$	-0.5	0.0
8	$2\text{H} + \text{M} = \text{H}_2 + \text{M}$	$1.8 \times 10^{18}$	-1.0	0.0
9	$\text{OH} + \text{H} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$	$1.17 \times 10^9$	-2.0	0.0

注: M 表示第 3 体。

反应  $r$  的正向化学反应速率由 Arrhenius 公式计算得到,即

$$k_{f,r} = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/(RT)} \quad (3)$$

在本文计算中,湍流与化学反应之间的相互作用由涡耗散概念(EDC)模型<sup>[20]</sup>进行计算。

本文的数值仿真主要在 ANSYS Fluent 商用软件平台上开展。控制方程组采用有限体积法进行离散,其中对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式。计算采用基于压力的求解器,压力和速度的耦合关系使用 Coupled 算法来处理。

### 1.3 计算模型及网格划分

计算区域包括燃气区、外冷却剂区和推力室壁 3 个区域,推力室壁包括内壁和外壁两部分。表 2 为主流推进剂参数和燃烧室设计压力。图 1 给出了计算模型的整体几何模型和局部放大结构,主流推进剂氧气、氢气和气膜均从头部区域进入燃烧室。外冷却区域采用水作为冷却剂,冷却剂入口在头部上游,从头部向喷管出口流动冷却壁面,保证可靠冷却。

表 2 圆孔型头部气膜数值仿真燃烧室主要设计参数

Tab. 2 Main design parameters of the combustor with circular hole head for numerical simulation of gas film

$\dot{m}_{O_2} / (g \cdot s^{-1})$	$\dot{m}_{H_2} / (g \cdot s^{-1})$	$M_R$	$p_c / MPa$
302.88	47.04	6.44	1.60

由于几何模型与边界条件具有周向对称性,为了减小数值仿真计算量,选择图 1 所示整体模型的 1/12 作为本文的计算域。计算模型的入口边界条件在图中已经标注,均采用质量流量入口;喷管出口采用压力边界,压力值为环境压力 0.101 325 MPa;外冷却剂出口也采用压力出口,压力值为燃烧室设计压力 1.50 MPa。燃烧室外壁采用绝热边界条件,燃气区、外冷却剂区和推力室壁区垂流向的两侧边界为对称边界条件。

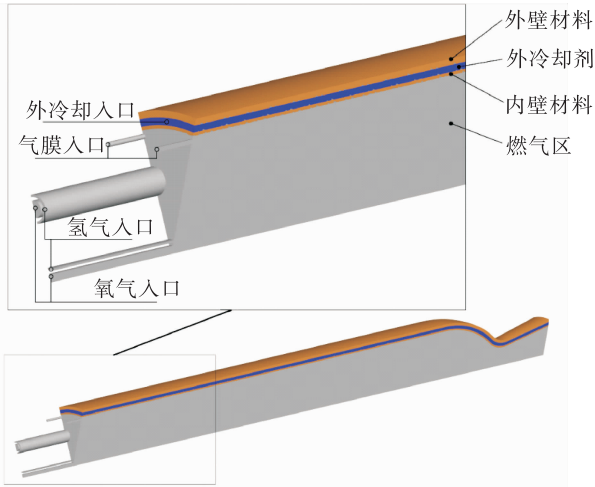


图 1 几何模型

Fig. 1 Geometric model

图 2 为计算模型头部区域的网格划分结果。近壁面网格高度通过计算调整保持壁面  $Y^+$  值在 30 ~ 300 的范围内,以满足标准壁面函数的要求。在满足壁面函数对壁面  $Y^+$  值要求前提下,开展网格无关性计算。针对均匀头部气膜结构,气膜孔直径为 1.2 mm、气膜流量比为 12 % 工况,分别使用 3 套不同疏密网格,网格数量分别为  $1.5 \times 10^5$ 、 $3.0 \times 10^5$  和  $5.0 \times 10^5$ ,仿真分析得到头部距喷注面板 0 ~ 50 mm 壁面平均冷却效率分别为 0.375、0.390 和 0.391,可认为本文采用的  $3.0 \times 10^5$  网格数目满足网格无关性要求。

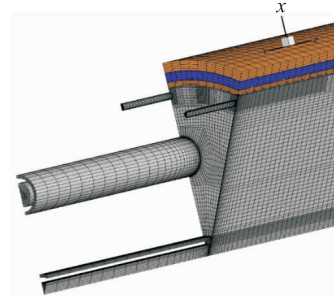


图 2 计算区域网格

Fig. 2 Grid of calculation area

#### 1.4 评价指标与计算工况

通过数值计算的方法对圆孔型头部气膜冷却机理及规律性进行研究,通过改变气膜入口结构和流量等参数,计算获得不同工况下的结果,并进行对比分析。所研究的圆孔型头部气膜影响参数主要包括:气膜流量占比  $f_m$ 、气膜孔直径  $d_h$ 、相邻气膜孔面积比  $e_m$ 。相邻气膜孔面积比是本文提出的一个表征非均匀气膜孔布局的参数,图 3 所示为当前燃烧室喷注面板非均匀气膜孔布置示意图,则相邻气膜孔面积比可表示为  $e_m = d_{h,30}^2 / d_{h,0}^2$ ,其中  $d_{h,0}$  和  $d_{h,30}$  分别为  $0^\circ$  位置和  $30^\circ$  位置正对的气膜孔直径。

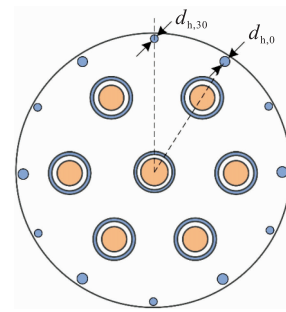


图 3 非均匀气膜孔示意图

Fig. 3 Schematic diagram of non-uniform air film holes

评估气膜的冷却效果需要对内壁面热流密度和气膜冷却效率进行分析,其中内壁面热流密度从仿真结果中直接读取,气膜冷却效率计算式为

$$\eta = 1 - \frac{\dot{q}_m}{\dot{q}_n} \left( \frac{p_{c_n}}{p_{c_m}} \right)^{0.8} \quad (4)$$

为了直观地表示不同工况的冷却效果,本文取距离喷注面板 0 ~ 50 mm 区域内的平均冷却效率进行分析,用  $\eta_{50}$  表示。

为了评价多喷嘴燃烧室中内壁热载荷的周向分布情况,本文采用内壁温度的偏差来表示周向不均匀度,对于任一轴向位置  $x_i$ ,其不均匀度为

$$K_{\max} = \max\left(\frac{T_{i,x} - T_{i,a}}{T_{i,a}}\right) \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (5)$$

式中  $T_{i,x}$  和  $T_{i,a}$  为该位置周向上的温度最大值和平均值。

为了考虑气膜冷却的其他影响,也对喷注面板

最高温度  $T_{i,h}$  和燃烧长度  $L_{90}$  进行了对比分析,其中燃烧长度使用当燃烧室垂直流向截面  $\text{H}_2\text{O}$  的质量分数达到完全燃烧状态 90 % 的位置与喷注面板的距离来表征。

本文针对气膜流量占比  $f_m$ 、气膜孔直径  $d_h$ 、相邻气膜孔面积比  $e_m$  进行了全面数值实验研究,计算工况参数如表 3 所示,总共包含 64 个计算工况。

表 3 圆孔型头部气膜数值计算工况

Tab. 3 Numerical calculation conditions of air film on circular-hole head

工况	$e_m$	$d_h/\text{mm}$	$f_m/\%$	工况	$e_m$	$d_h/\text{mm}$	$f_m/\%$
YK-1-1~YK-1-4	1.0	1.4	5.82~15.9	YK-3-1~YK-3-4	0.6	1.4	5.82~15.9
YK-1-5~YK-1-8		1.2	5.82~15.9	YK-3-5~YK-3-8		1.2	5.82~15.9
YK-1-9~YK-1-12		1.0	5.82~15.9	YK-3-9~YK-3-12		1.0	5.82~15.9
YK-1-13~YK-1-16		0.8	5.82~15.9	YK-3-13~YK-3-16		0.8	5.82~15.9
YK-2-1~YK-2-4	0.8	1.4	5.82~15.9	YK-4-1~YK-4-4	0.4	1.4	5.82~15.9
YK-2-5~YK-2-8		1.2	5.82~15.9	YK-4-5~YK-4-8		1.2	5.82~15.9
YK-2-9~YK-2-12		1.0	5.82~15.9	YK-4-9~YK-4-12		1.0	5.82~15.9
YK-2-13~YK-2-16		0.8	5.82~15.9	YK-4-13~YK-4-16		0.8	5.82~15.9

2 计算结果比较与分析

2.1 方法验证

为了确认仿真模型的准确性,使用已有的圆孔型试验数据进行了验证,所选试验中圆孔直径为 1.2 mm,实际气膜流量与总燃料占比为 9.877 %。

燃烧室压力沿轴向的变化情况可以一定程度上反映喷嘴出口火焰向壁面的扩散情况,压力最大的位置可以认为是火焰接触壁面的位置,图 4 中给出了仿真与试验压力的对比。从结果可以看出,相比于试验结果,仿真计算得到的燃烧室压力较小。这是由于一方面仿真中燃烧过程采用化学动力模型进行稳态模拟,燃烧效率会高于实际燃烧情况,燃气温度相对较高从而使得仿真获得燃烧室压力较高;另一方面模型加入了外冷却,冷却水从燃烧室吸收部分热量,使得燃烧室压力降低。从轴向变化规律看,试验和仿真结果均表现出先增大后减小的趋势,而且最大值都出现在图中虚线所示的距喷注面板 50 mm 左右的位置,可以一定程度上反映数

值仿真结果与试验情况的一致性。

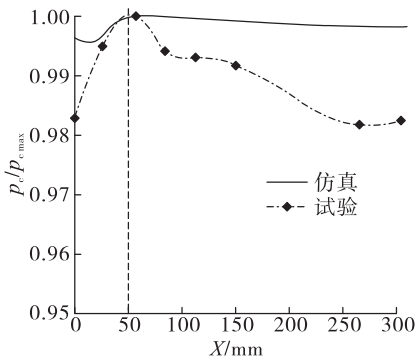


图 4 燃烧室轴向相对压力对比

Fig. 4 Comparison of axial relative pressure in combustion chamber

图 5 给出了喷注器喷嘴下游位置热流密度的试验值与数值模拟结果对比。

可以看出,热流密度试验值和数值仿真结果在中间段符合较好,热流密度在靠近喷注面板的附近区域迅速上升。但数值模拟得到的热流密度轴向

变化更加剧烈,在上游区域低于试验值而在下游区域高于试验值。需要指出的是,相对于试验结果,数值模拟获得的头部附近壁面热流密度会出现更加明显的峰值,这说明热容燃烧室壁面材料内部轴向和周向导热会降低热载荷的不均匀性。总的来说,认为本文的数值模型和方法满足计算精度要求。

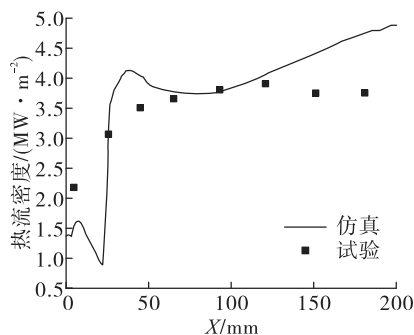


图 5 内壁热流密度对比

Fig. 5 Comparison of inner wall heat flux

## 2.2 流动和换热过程分析

在进行参数的影响规律研究之前,对头部气膜燃烧室中推进剂与冷却剂的流动和换热情况进行了分析。图 6 给出了有无头部气膜条件下燃烧室周向和轴向各截面上的温度云图。与无气膜工况相比,气膜使得对应位置燃气整体温度明显降低,火焰沿轴向扩散发展缓慢,使得在燃烧室出口截面推进剂燃烧程度低于无气膜工况。明显地,气膜的加入使得近壁面温度降低,高温燃气与壁面之间形成了更大区域的相对低温区。同时,从喷嘴中心正对截面温度来看,头部气膜会对火焰结构产生影响:无气膜情况下喷嘴产生的火焰在头部区域迅速向外扩散,使得壁面温度迅速上升;气膜进入燃烧室后使得火焰向壁面的扩散过程受阻,火焰结构变得更加平滑,从而减弱燃气对壁面的加热效果。

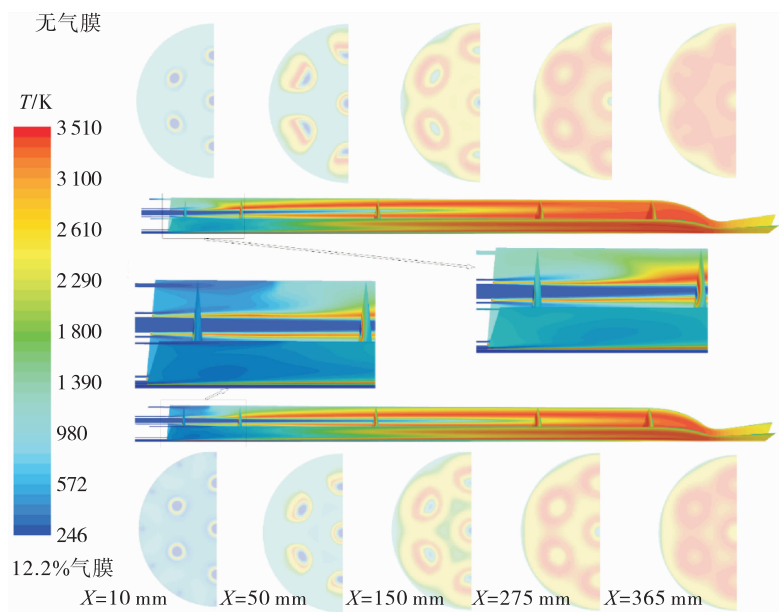


图 6 有无头部气膜工况的温度场对比

Fig. 6 Comparison of temperature field with and without head air film

从头部局部温度场分布来看,无气膜燃烧室外围喷嘴产生的部分燃气会向喷注面板回流,从而使喷注面板附近温度较高,工作环境较为恶劣,而气膜的存在改变了燃气回流,在喷注面板附近形成温度较低的冷却剂环境。为了更加直观地对比气膜

对壁面热载荷的影响,图 7 分别展示了 3 个周向位置有无气膜情况下温度曲线的对比,可以看出无气膜工况下内壁面温度较高,周向上温度分布很不均匀,而且在喷注面板附近存在一个温度的峰值,这个现象可以用图 6 中的火焰状态结果进行解释。加



入气膜后壁面温度明显降低,同时周向上各位置温度差值减小,温度分布的不均匀性明显降低。

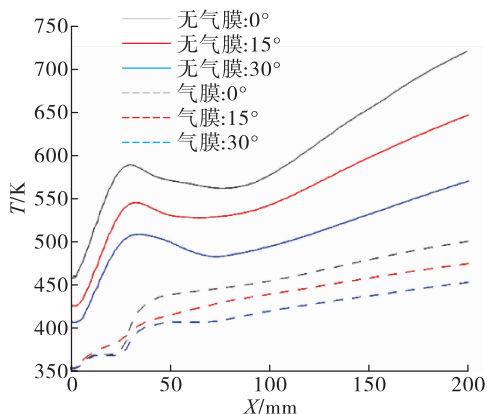


图7 有无头部气膜工况的壁面温度曲线对比

Fig.7 Comparison of wall temperature curves with and without head air film

### 2.3 气膜流量占比的影响

图8给出了4个相邻气膜孔面积比情况下平均

冷却效率  $\eta_{50}$  随气膜流量占比  $f_m$  的变化规律。整体上来看,平均冷却效率随冷却剂流量的增大而增大,特别是在两个大气膜孔直径工况下该规律更加明显。而在气膜孔直径较小的工况下,在部分流量范围内出现了相反的情况,也就是说流量增加反而使得平均冷却效率降低。这说明燃烧室头部区域的冷却效果并不是简单的随气膜流量增加而增大的规律,而是和其他气膜参数有关。由于各工况的拐点对应的气膜流量占比并不相同,为了获得更一致的判断标准,表4给出了出现上述现象的两种气膜孔直径中各工况的吹风比。

从表4的结果可以看出,吹风比的大小和图8中出现拐点的数据规律十分明显,即当吹风比约大于5.5时,则会出现平均冷却效率随气膜流量占比增大而降低的现象。仿真结果说明在当前燃烧室结构下同样存在一个最佳的吹风比,使得冷却效果最好,在本文中最佳吹风比会介于5.454~5.849之间。

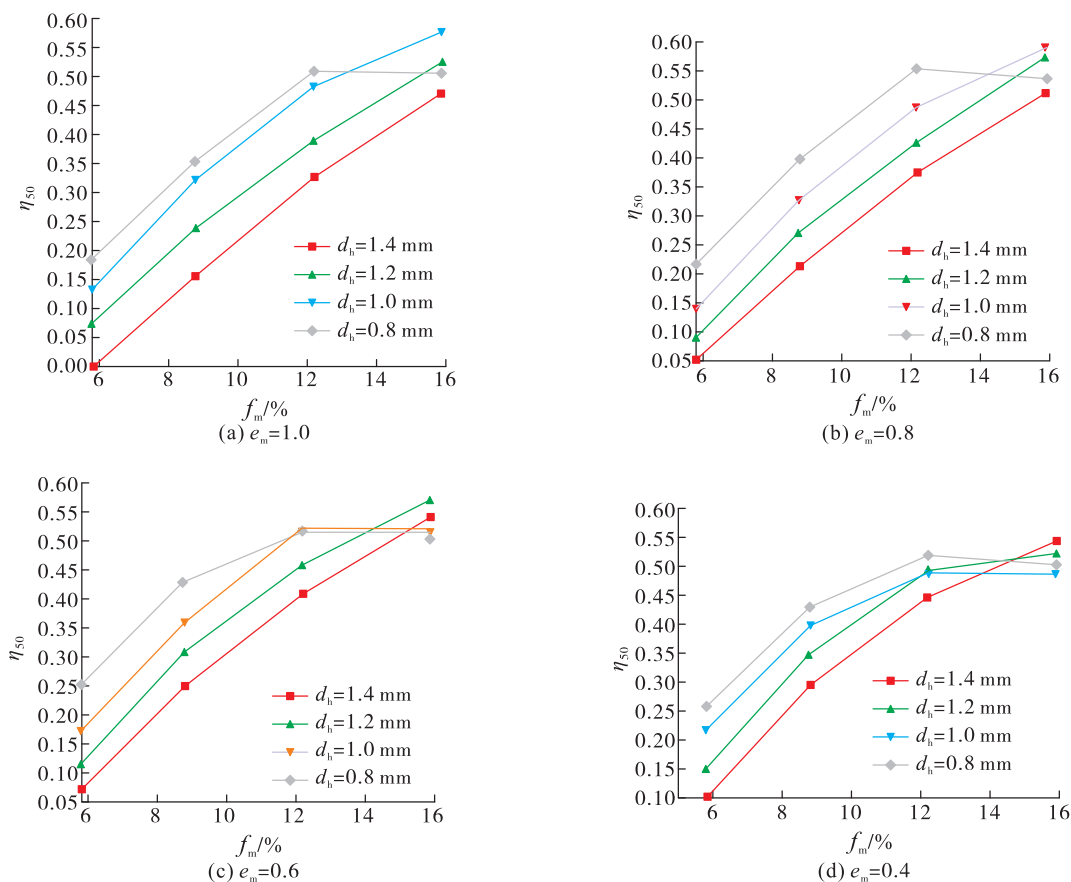


图8 气膜流量对平均冷却效率的影响

Fig.8 Effect of film flow rate on average cooling efficiency

表 4 不同气膜流量占比工况吹风比分析

Tab. 4 Analysis of blowing ratio under different gas film flow ratios

$f_m/\%$	$d_h = 1.0 \text{ mm}$				$d_h = 0.8 \text{ mm}$			
	$e_m = 1.0$	$e_m = 0.8$	$e_m = 0.6$	$e_m = 0.4$	$e_m = 1.0$	$e_m = 0.8$	$e_m = 0.6$	$e_m = 0.4$
5.82	1.499	1.665	1.873	2.141	2.341	2.602	2.927	3.345
8.80	2.266	2.518	2.832	3.237	3.540	3.934	4.425	5.058
12.20	3.141	3.490	3.927	4.488	4.908	5.454	6.135	7.012
15.90	4.094	4.549	5.117	5.849	6.397	7.108	7.996	9.138

计算结果显示,在吹风比较小的情况下增大气膜流量虽然可以增强冷却效果,同时也会使得推进剂燃烧长度变大,降低燃烧室性能。但当气膜孔直径较大时,进一步增大气膜流量可以使得燃烧长度变小。因此,整体来说增大气膜流量会使得燃烧长度变大,降低了燃烧性能,在头部气膜冷却设计中预期通过气膜流量增强冷却效果时需要综合考虑对燃烧长度的影响。

图 9 给出了 4 个相邻气膜孔面积比情况下喷注面板最高温度  $T_{i,s}$  随气膜流量占比的变化规律。明显地,喷注面板最高温度随气膜流量占比增大而降低,各流量工况中最大的温度降低幅度将近 400 K。随着气膜流量的增加,流量对喷注面板最高温度的

变化幅度逐渐减小,当吹风比达到一定值后该温度基本不随气膜流量改变。

图 10 给出了  $f_m$  为 5.82% 和 12.2% 两个工况下头部区域的氢气质量分数分布云图,同时给出了部分流线。从氢气浓度看,气膜流量较大的工况 ( $f_m = 12.2\%$ ) 喷注面板附近冷却剂浓度明显高于另一个工况 ( $f_m = 5.82\%$ )。这是由于较大的气膜流量在自身扩散作用下必然会使得该区域氢气浓度升高;另外,从流线可以看出,大流量的气膜可以将原本靠近喷注面板的燃气回流区向下游推移,减小其对喷注面板的影响。当气膜流量达到一定值后,气膜对喷注面板附近的氢气浓度影响越来越小,因此对面板温度的改变幅度也减小。

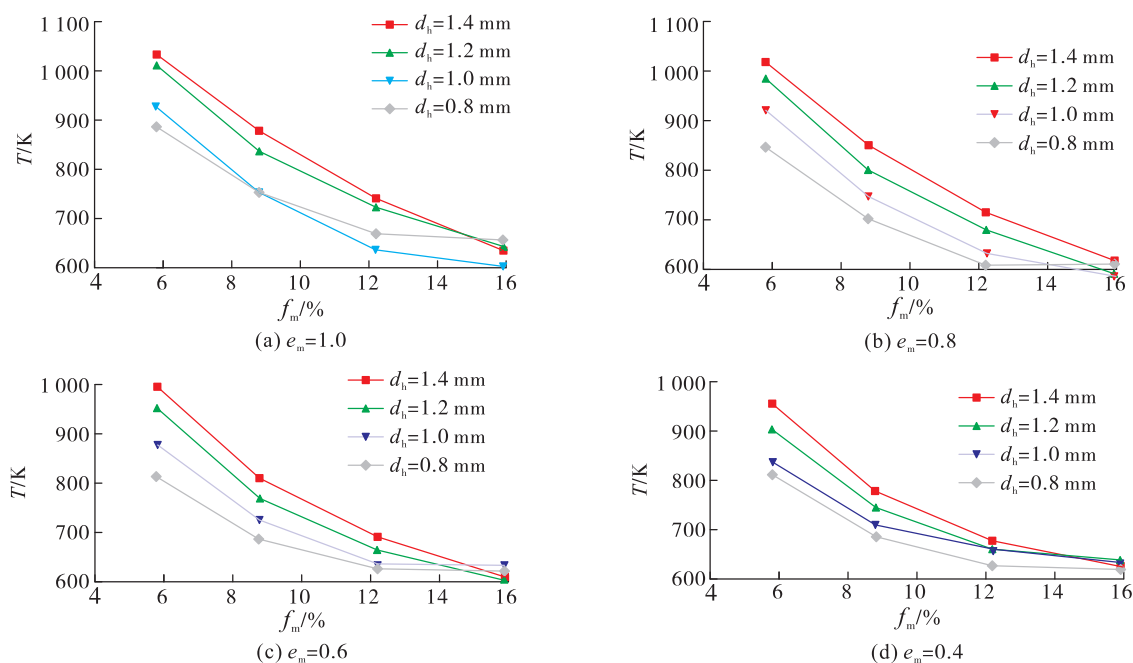


图 9 气膜流量对喷注面板最高温度的影响

Fig. 9 Effect of film flow rate on the maximum temperature of injection panel



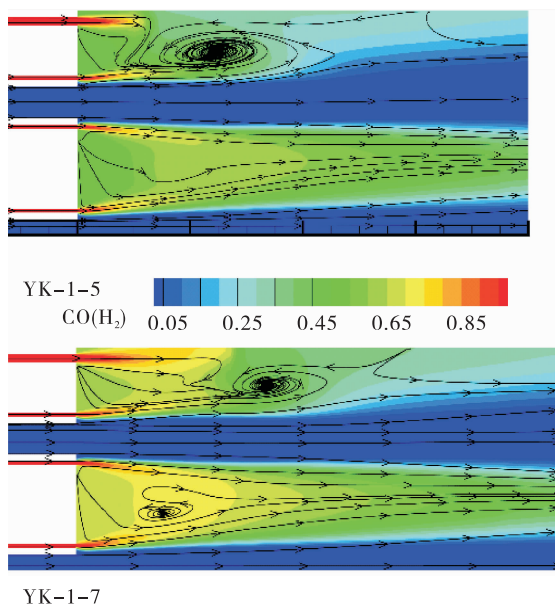


图10 不同气膜流量工况头部区域流线图

Fig. 10 Streamline diagram of head area under different gas film flow conditions

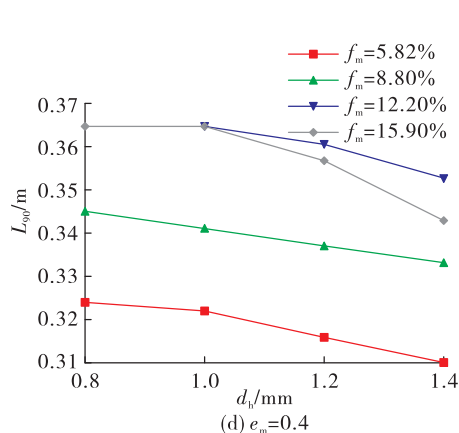
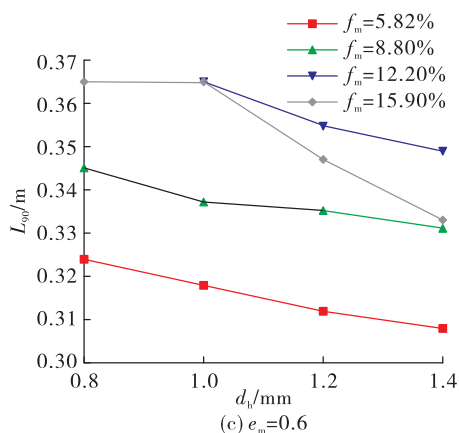
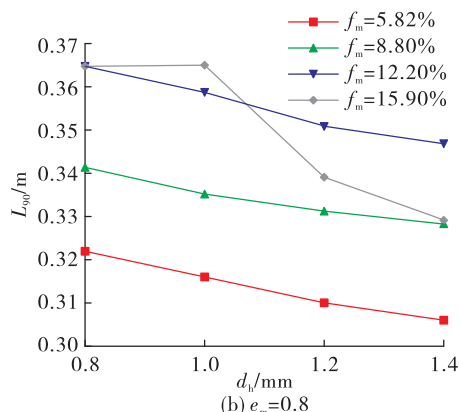
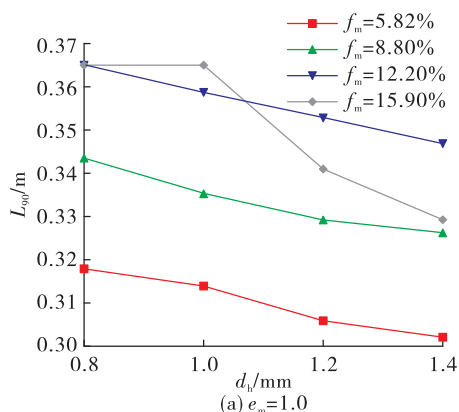


图11 气膜孔直径对燃烧长度的影响

Fig. 11 Effect of film hole diameter on combustion length

## 2.4 气膜孔直径的影响

气膜孔直径是圆孔型头部气膜结构的主要参数,直接影响气膜出口速度和吹风比。孔直径对冷却效率的影响需要使用吹风比的大小去判断。

图11为4个相邻气膜孔面积比情况下燃烧长度 $L_{00}$ 随气膜孔直径的变化规律。从结果可以看出,气膜孔直径越大,燃烧长度越短,气膜对推进剂的燃烧性能影响越小。这是由于气膜流量不变的情况下,增大气膜孔直径会使得气膜流动速度降低,从而气膜介质在燃烧室停留的时间增长,在到达圆柱段出口之前温度已经较燃气温度差别不大,从而对下游区域的火焰影响很小。因此,从燃烧长度考虑,在结构设计中不推荐选择过小的气膜孔直径。

结果表明,除个别小流量工况外,增大气膜孔直径会增加内壁面热载荷的周向不均匀性。当气膜孔直径增大后,气膜对下游的冷却作用减弱,从而使得内壁面温度的周向不均匀性增加。

## 2.5 相邻气膜孔面积比的影响

作为本文提出的不均匀气膜孔结构方案,其特征主要由相邻气膜孔的面积比 $e_m$ 来描述,其中 $e_m$ 为1.0表示相邻孔面积相同,为均匀的气膜孔结构布局; $e_m$ 越小则说明相邻孔面积差别越大,气膜孔的不均匀性越大。

图12给出了4个气膜孔直径情况下平均冷却效率 $\eta_{s0}$ 随相邻气膜孔面积比的变化规律。可以看出大部分工况中冷却效率随面积比增大而降低,即冷却效率最高的面积比为0.4。但在气膜流量较大的部分工况中,最佳的相邻气膜孔面积比为0.6或0.8,这是由于减小面积比同样会使吹风比变大,大流量工况中吹风比会超过最佳吹风比的值。

为了清晰地展示气膜孔面积比的影响规律,在表5中整理出了各工况出现最大冷却效率的面积比的值。从表中结果可以看出,所有工况的平均冷却效率最佳值均不出现在 $e_m = 1.0$ 的条件下,说明非均匀气膜孔相对于均匀气膜孔而言对提高头部位

域冷却效率有一定的优势。气膜流量和孔直径都是影响气膜吹风比的重要参数,由定义可知气膜流量越大、气膜孔直径越小会使得吹风比越大。显然,当吹风比越大时最优的气膜孔面积比也越大,表5括号中工况接近发动机中实际情况,结果表明,设置合理的不均匀气膜孔,控制 $e_m$ 在0.6~0.8范围内可以提高整体冷却效果。

表5 对应工况下最佳冷却效率对应的气膜孔面积比

Tab. 5 Gasfilm hole area ratio corresponding to the optimal cooling efficiency under the corresponding working conditions

$f_m / \%$	$d_h / \text{mm}$			
	1.4	1.2	1.0	0.8
5.82	0.4	0.4	0.4	0.4
8.80	0.4	0.4	0.4	(0.6)
12.20	0.4	0.4	(0.6)	(0.8)
15.90	0.4	(0.6)	(0.8)	(0.8)

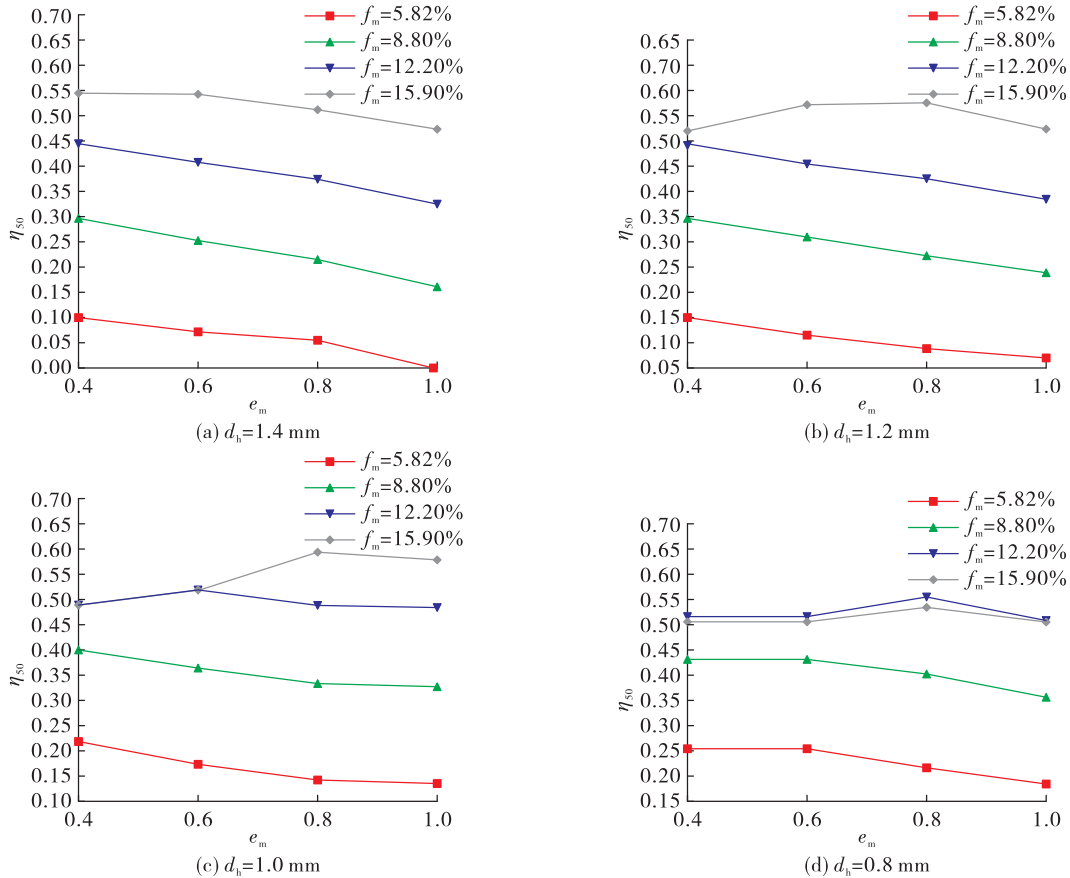


图12 气膜孔面积比对平均冷却效率的影响

Fig. 12 Effect of film hole area ratio on average cooling efficiency

结果表明随着面积比的增大,推进剂燃烧长度出现略微下降,说明非均匀气膜孔布置会使燃烧长度变大,但影响程度很小,因此在设计中可以不考虑该参数对燃烧性能的改变。

壁面温度周向不均匀性随相邻气膜孔面积比的变化规律在图13中给出,可以看出在大部分工况中, $e_m=0.4$ 的情况下周向不均匀度最低,随着面积比增大周向不均匀性不断增强。

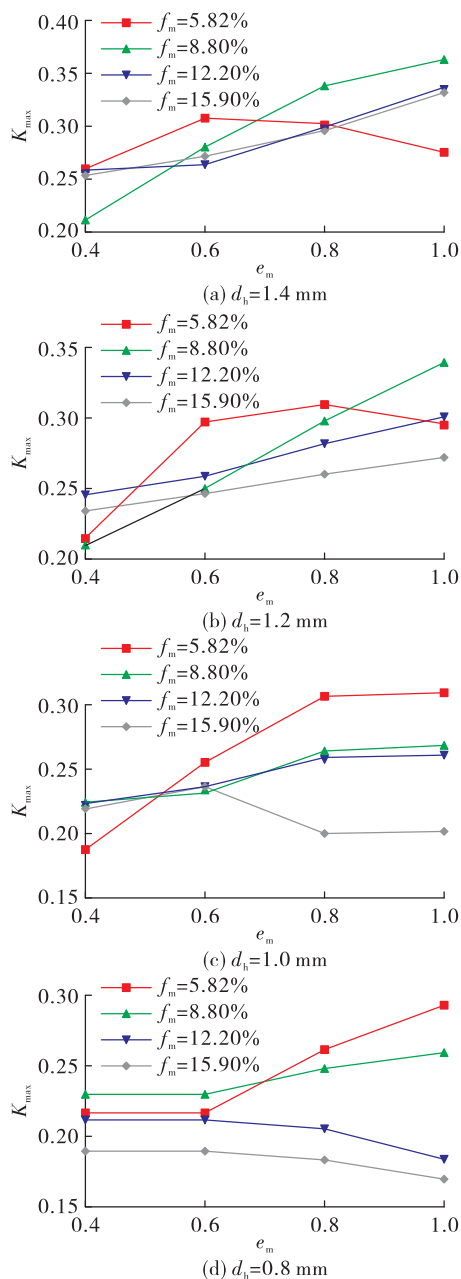


图13 气膜孔面积比对周向不均匀度的影响  
Fig. 13 Effect of air film hole area ratio on circumferential unevenness

设置非均匀气膜孔的目的是通过降低喷嘴之间正对气膜孔的冷却剂流量,使更大部分的冷却剂从 $0^\circ$ 位置喷入燃烧室,重点对高热载的 $0^\circ$ 位置进行冷却,从而达到更好的冷却效果。然而,当气膜流量增大到一定值后,均匀气膜孔对 $0^\circ$ 位置的冷却效果已经很好,再通过面积比调节周向冷却剂分配已经对该位置冷却效果的影响很小,因此出现了在大流量气膜工况下大的面积比分布也能使得周向不均匀度较低的现象。

### 3 结论

本文通过三维数值模拟的方法对氢氧火箭发动机头部气膜冷却进行了研究,主要结论如下。

1) 在发动机燃烧室头部气膜冷却中,同样存在一个最佳吹风比使得头部区域冷却效果最好,而吹风比主要由气膜流量占比和气膜孔直径共同影响。当吹风比低于最佳吹风比时,头部区域平均冷却效率随气膜流量占比增加而增大,但会使得燃烧长度增大,影响燃烧效率。同时,增大气膜流量可以改变喷注面板附近的热环境,有效降低喷注面板的最高温度。

2) 当气膜流量一定时,气膜孔直径对冷却效率的影响可以用吹风比来判断。气膜孔直径增大使得气膜对下游区域影响变小,减弱下游区域的冷却效果,从而缩短燃烧长度,增大壁面温度的周向不均匀性。

3) 减小相邻气膜孔面积比可以一定程度上提高头部冷却效率,并使得壁面温度周向不均匀性降低。因此,合理的非均匀气膜孔布局有利于保证圆孔型头部气膜的综合效果,在工程应用中可以借鉴。

### 参考文献:

- [1] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版社,1985.
- [2] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.
- [3] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京:中国宇航出版社,2016.
- [4] 白江涛,朱惠人,张宗卫,等. 流量比对气膜冷却叶片表面换热系数的影响[J]. 西安交通大学学报,2011, 45(7):95-99.

- [5] NA S, ZHU B, BRYDEN M, et al. CFD analysis of film cooling[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [6] MIAO J M, WU C Y. Conjugate heat transfer analysis of a fan-shaped film cooled concave composite plate[C]//9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [7] 雷云涛, 林智荣, 袁新. 不同吹风比下平板气膜冷却数值模拟[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2008, 48(8): 1331-1334.
- [8] 雷蒋, 鲁瑞山, 秦岭, 等. 静叶栅上游端壁双射流气膜冷却特性实验[J]. 火箭推进, 2020, 46(2): 36-43.  
LEI J, LU R S, QIN L, et al. Experimental study of film-cooling characteristics of DJFC holes located upstream of a vane[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(2): 36-43.
- [9] KACYNSKI K, HOFFMAN J. The prediction of nozzle performance and heat transfer in hydrogen/oxygen rocket engines with transpiration cooling, film cooling, and high area ratios[C]//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1994.
- [10] 孙永奇, 李宝荣, 杨建文. 上面级发动机推力室喷管延伸段气膜冷却研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(4): 13-18.  
SUN Y Q, LI B R, YANG J W. Research on gas film cooling at nozzle extension section of thrust chamber for upper stage engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(4): 13-18.
- [11] WEISS J, MERKLE C. Numerical investigation of reacting flowfields in low-thrust rocket engine combustors[C]//27th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1991.
- [12] BETTI B, MARTELLI E, NASUTI F, et al. Numerical study of heat transfer in film cooled thrust chambers[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [13] 孙学卫, 朱克勤, 信伟, 等. 采用气膜冷却的燃烧室流场数值研究[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2008, 48(8): 1347-1350.
- [14] 任加万, 谭永华. 燃烧室缝槽气膜冷却方案研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(6): 28-33.  
REN J W, TAN Y H. Investigation on the structure scheme of slot air film cooling combustion chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(6): 28-33.
- [15] 高兴峰, 张建伟, 孙冰, 等. 推力室头部最优气膜参数研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 10-17.  
GAO X F, ZHANG J W, SUN B, et al. Study on optimal gas film parameters of near-injection region in thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 10-17.
- [16] SONG J W, SUN B. Coupled numerical simulation of combustion and regenerative cooling in LOX/Methane rocket engines[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 106: 762-773.
- [17] 王福军. 计算流体动力学分析: CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [18] LAUNDER B E, SPALDING D B. The numerical computation of turbulent flows[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974, 3(2): 269-289.
- [19] SOZER E, VAIDYANATHAN A, SEGAL C, et al. Computational assessment of gaseous reacting flows in single element injector[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [20] MAGNUSSEN B. On the structure of turbulence and a generalized eddy dissipation concept for chemical reaction in turbulent flow[C]//19th Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 1981.