

截锥不同冷却结构对喷管腔体红外抑制特征影响的数值研究

张 勃¹, 吉洪湖¹, 张宗斌², 罗明东²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 成都飞机设计研究所 总体设计部, 成都 610041)

摘 要: 对发动机喷管高温部件之一的截锥 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上红外抑制特征进行了数值研究. 在红外辐射信号较强的截锥前端布置气膜缝槽冷却结构和气膜孔冷却结构, 将温度较低的外涵气流通过支板引入截锥, 有效降低了截锥、支板的壁面温度和红外辐射强度. 对两种冷却结构进行比较, 结果表明, 采用向下气膜缝槽冷却结构能够达到较好的红外抑制效果, 但推力损失较大; 采用气膜孔冷却结构, 喷管红外抑制效果略有减弱, 但推力损失较小.

关 键 词: 红外抑制; 喷管腔体; 冷却; 截锥; 支板

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical investigation of effect of truncated cone with different cooling structures on infrared suppressing characteristics of nozzle cavities

ZHANG Bo¹, JI Hong-hu¹, ZHANG Zong-bin², LUO Ming-dong²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Department of Conceptual Design,
Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610041, China)

Abstract: The characteristics of infrared suppressing on $3-5\mu\text{m}$ band of truncated cone, which was one of the high temperature components of engine nozzle were numerically investigated. Different arrangements of film cooling gap and film cooling hole structures were disposed on the truncated cone which showing strong infrared characteristics, and cold gas flowed into truncated cone through blades from by-pass channel, causing wall temperature drop of truncated cone and blades, furthermore, the infrared radiation intensity was depressed. By comparison of the two cooling structures, it is found that the method of film cooling gaps downwards can make wall temperature and infrared radiation intensity decrease more than that of film cooling holes, while lower thrust efficiency can be gotten.

Key words: infrared suppressing; nozzle cavity; cooling; truncated cone; blade

红外探测技术近年来得到迅速发展, 为了提高飞行器的战场生存力, 对其红外隐身要求也日益提高^[1-2]. 飞行器 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上红外辐射主要

来源于发动机高温尾喷流与高温部件^[3]. 研究者对于尾喷流的红外抑制技术开展了大量研究, 张勃等^[4-5]通过试验与数值模拟研究, 得到矩形喷管

宽高比增大会强化红外抑制作用的规律. 罗明东^[6]对尾喷流红外测试方法进行了总结与发展. 张靖周等^[7]对不同形式的波瓣混合器的掺混与红外抑制特性进行了数值分析. 张勃、黄勇等^[8-9]分别针对喷口不同修型形式以及小突片结构对尾喷流红外辐射特性的影响进行了研究. 文献[10]中利用热线风速仪对射流边界上雷诺应力进行了测量分析, 解释了矩形喷管强化掺混的机理. 黄宏艳等^[11]采用 V 形尾缘, 明显缩减了喷管出口附近尾喷流的红外辐射. 刘友宏等^[12]研究了发动机不同状态下的红外光谱辐射强度区别. 在研究射流强化掺混技术的同时, 占喷管腔体红外辐射约 70%~80% 的高温部件的红外抑制技术研究也得到一定开展. Presz 等^[13]对喷管壁面冷却技术进行了研究, 文献[14]利用辐射板强化喷管壁面传热, 降低了喷管壁面温度, 起到了较好的红外抑制效果. 张勃等^[15]对截锥进行冷却后, 发现在较少冷气条件下, 壁面温度明显降低, 喷管正后方红外辐射信号降低 25% 以上. 本文则进一步改变截锥冷却结构, 研究了不同开槽结构的气膜缝槽以及不同孔径的气膜孔冷却结构对截锥、支板的壁面温度以及红外辐射强度的影响规律.

1 物理模型与边界条件

图 1 所示为原型喷管腔体结构(文中模型 0), 包括外涵、内涵、截锥和支板(沿周向成 60° 等角度间隔分布)等主要结构. 计算中取尾喷流方向为 Y 轴, X, Z 轴设为喷管径向.

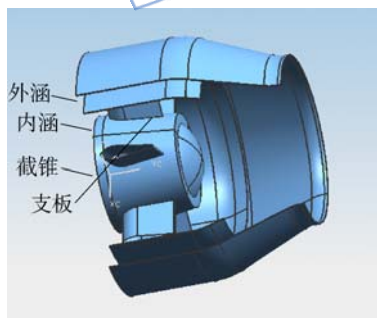
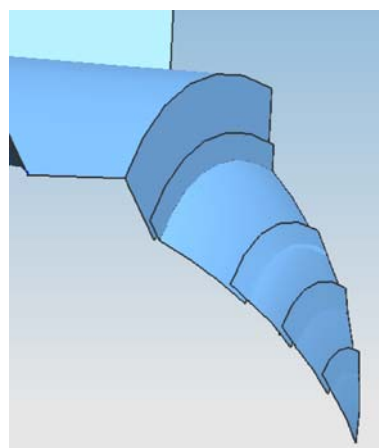


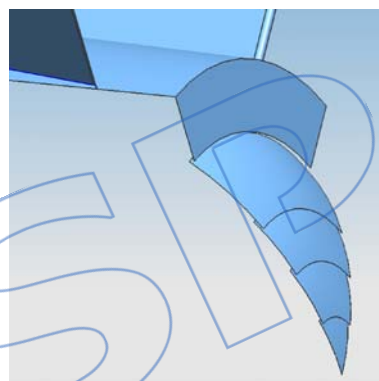
图 1 原型喷管腔体结构图(模型 0)

Fig. 1 Structure sketch of original nozzle cavity (model 0)

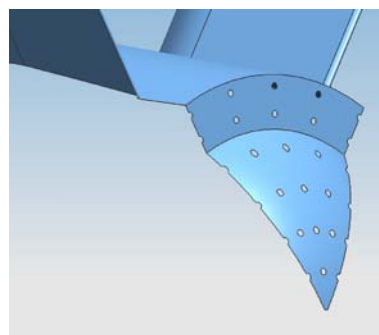
本文在原型喷管基础上, 利用周期性边界, 选取相邻两支板中间周向角度为 60° 的扇区, 将温度较低的外涵气流通过支板引入截锥, 在截锥的前端布置不同冷却结构. 图 2 为喷管冷却腔体结构图, 图 2(a)中所示为向上气膜缝槽的腔体模型



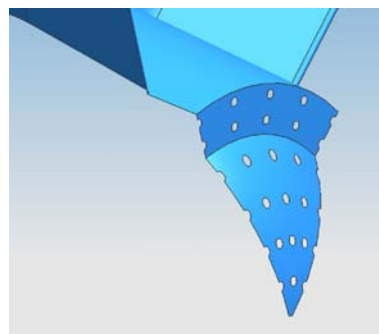
(a) 向上气膜缝槽的腔体模型(模型1)



(b) 向下气膜缝槽的腔体模型(模型2)



(c) 气膜孔径为 2 mm 的腔体模型(模型3)



(d) 气膜孔径为 3 mm 的腔体模型(模型4)

图 2 喷管冷却腔体结构图

Fig. 2 Structure sketch of cooling nozzle cavity

(模型 1), 即冷却气流沿壁面向上流动, 图 2(b) 中所示为向下气膜缝槽的腔体模型(模型 2), 即冷却气流沿壁面向下流动, 两种缝槽高度均为 0.5 mm, 长度都是 2.5 mm 结构的流道结构. 一共采用 4 条缝槽, 缝槽之间周向间隔均为 15° . 图 2(c)、图 2(d) 中则将气膜缝槽改为离散分布的气膜孔, 孔径分别为 2, 3 mm(模型 3, 模型 4), 沿周向、径向均间隔 15° 分布, 在截锥顶平面处布置两道气膜孔. 气流覆盖在截锥前端, 形成均匀气膜层. 本文对不同冷却结构对截锥换热, 以及喷管红外抑制特征的影响进行了数值模拟研究, 具体冷却结构如下表 1 所示.

表 1 模型列表

Table 1 List of models

模型 0	模型 1	模型 2	模型 3	模型 4
无冷却	向上开缝	向下开缝	气膜孔 孔径 2 mm	气膜孔 孔径 3 mm

表 1 中模型 0 为未采用冷却技术的原始喷管, 模型 1、模型 2 分别为采用不同出流方向的气膜缝槽冷却结构的喷管, 比较研究气膜出流方向对冷却效果的影响; 考虑到工程实际应用, 文中将气膜缝槽改为离散分布的气膜孔, 模型 3、模型 4 均采用了气膜孔冷却结构, 其孔径分别为 2, 3 mm.

2 计算域、计算网格与边界条件

文中计算域采用周向角度为 60° 的扇形区域, 其半径为 1.2 m, 长度为 5 m. 图 3 所示为计算域周期面网格图. 在气动参数变化梯度较大的区域采用密集分布的网格, 间距沿径向和轴向均逐渐增大. 网格总数为 95 万, 满足网格独立性要求. 表 2 所示为计算边界参数.

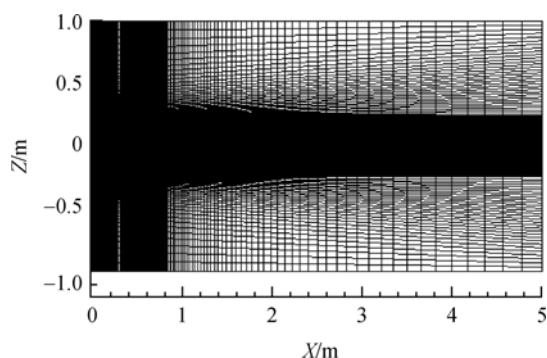


图 3 计算域周期面网格图

Fig. 3 Mesh of computational domain periodical plane

表 2 计算边界参数表

Table 2 List of computational boundary parameters

边界名称	温度/K	压力/Pa
外涵进口	350	178 000
内涵进口	840	174 000
远场边界	300	101 300

红外辐射特征计算主要针对 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上进行, 为了真实模拟实际发动机尾焰参数的影响, 内涵气体组分选取 CO , H_2O , CO_2 , 其质量分数分别为: 0.18%, 0.1% 和 4.4%, 外涵气体中 O_2 质量分数较高, 为 0.232%.

3 计算方法与结果分析

本文首先进行流场计算, 基于 Fluent 软件进行, 采用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型进行模拟, 流动、换热方程的离散均采用 2 阶迎风格式, 采用 Do (discrete ordinates) 模型计算辐射传热, 固体壁面发射率设为 0.9.

红外辐射特征计算则基于离散传递法思想进行^[16-17].

本节从壁面温度、红外辐射以及气动特性几个方面对不同冷却结构下喷管的换热、红外辐射以及气动特性进行对比分析.

3.1 温度分布

图 4(a)~图 4(d) 中分别给出了采用不同冷却结构的模型 1~模型 4 中, 截锥和支板的壁面温度分布. 图中采用了相同的温度标尺.

可以看出, 模型 1 中, 截锥采用向上气膜缝槽冷却结构图 4(a), 引入外涵冷却气流后, 截锥与支板的平均壁面温度相比模型 0 明显降低^[15]; 图 4(b) 中模型 2 截锥采用向下气膜缝槽冷却结构, 气膜出流方向变化使得截锥内部冷却气流通过气膜缝槽的流动阻力增大, 对壁面冲击换热增强, 壁面温度低于模型 1; 图 4(c) 中模型 3 截锥采用离散分布的气膜孔冷却结构, 有效降低了冷却气量, 但是其出流方向与壁面夹角较大, 冷却效果较差, 壁面温度较高, 同时截锥后端壁面温度也较高; 孔径增大后, 出流速度降低, 在外流作用下, 贴壁效果增强, 壁面冷却效果得到强化(图 4(d)).

而对于支板, 引入外涵冷气后, 强化了对流换热, 壁面温度降低, 不同冷却结构之间区别较小.

3.2 红外辐射分布

对截锥进行冷却有效降低了其壁面温度, 本

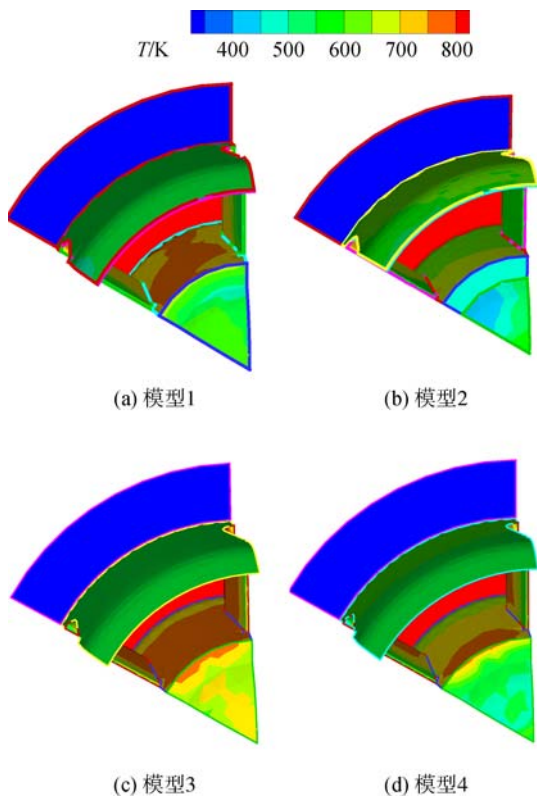


图 4 不同冷却模型下壁面温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of wall with different cooling models

文进一步对采用不同截锥冷却结构的模型 1~模型 4 在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段内喷管红外辐射强度进行了数值分析,并与未采用冷却结构的模型 0 进行了比较。

图 5 给出了 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上(横坐标 λ 表示波长),喷管正后方的喷管腔体(包括高温部件与尾喷流)红外光谱辐射强度 I_λ 的分布,探测距离为 1km 。比较发现,原型喷管(模型 0)的红外光谱辐射强度值达到 $60\text{ W}/(\text{sr}\cdot\mu\text{m})$ 。采用冷却技术后,喷管固体辐射主要波段 $3.0\sim 4.1\mu\text{m}$ 和 $4.5\sim 5.0\mu\text{m}$ 波段上的红外光谱辐射强度值显著降低。模型 1 中最大值降为模型 0 的 70% 左右,模型 2 中,对应波段的红外光谱辐射强度进一步降到模型 0 的 50%。模型 3 中,离散气膜孔的采用降低了壁面冷却效果,使得红外光谱辐射强度相比模型 2 大幅上升,达到模型 0 的 82%,模型 4 中,红外光谱辐射强度则降低到与模型 1 相同水平。

为获得红外辐射强度分布特征,文中对红外光谱辐射强度进行积分

$$I = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_\lambda d\lambda \quad (1)$$

式中 I 为红外辐射强度, I_λ 为红外光谱辐射强度, λ_1, λ_2 为本文研究波段的下限与上限,文中取为

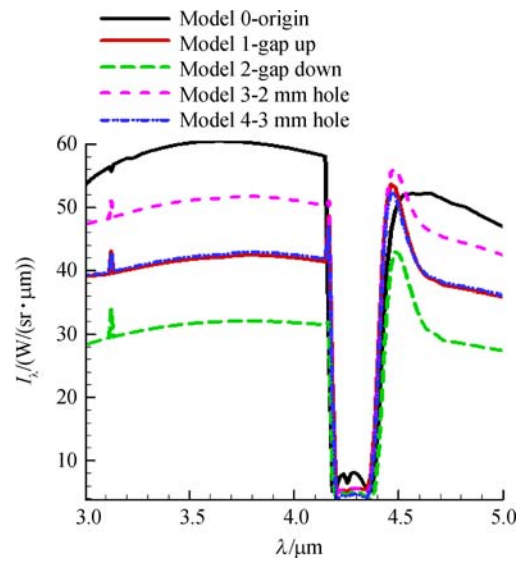
图 5 0° 方向喷管红外光谱辐射强度分布

Fig. 5 Infrared spectral radiation intensity of nozzle from 0° direction

$3\mu\text{m}$ 和 $5\mu\text{m}$ [18]。

图 6 中给出了支板红外辐射强度随探测角度 α 变化的规律。可以看出,模型 1~模型 4 中红外辐射强度随探测角度增大均逐渐减小,在小角度范围内 ($0^\circ\sim 50^\circ$),变化较小,而在大角度范围内 ($50^\circ\sim 90^\circ$),变化幅度较大。在相同探测角度下,模型 3、模型 1、模型 4、模型 2 的红外抑制效果逐渐增强。

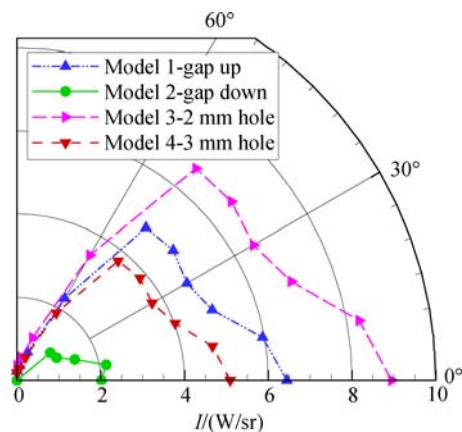


图 6 支板红外辐射强度分布

Fig. 6 Distribution of infrared radiation intensity of blade

图 7 中则给出了截锥红外辐射强度随探测角度 α 的变化,其变化规律与支板相同,随探测角度增大均逐渐减小,在相同探测角度下,模型 3、模型 1、模型 4、模型 2 的红外抑制效果逐渐增强,比较发现,在相同探测角度下,其红外辐射强度值明显大于支板。

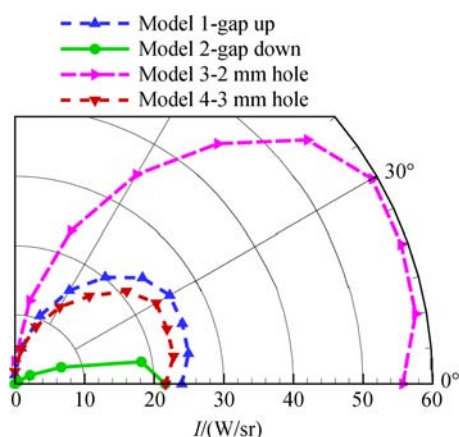
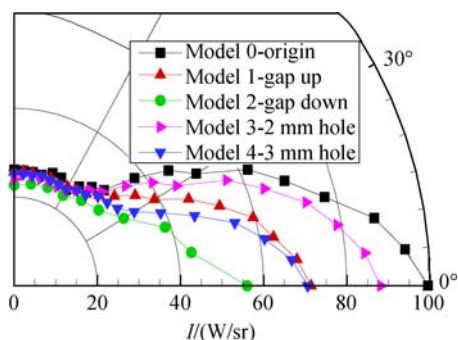


图7 截锥红外辐射强度分布

Fig. 7 Distribution of infrared radation intensity of truncated cone

图8对 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上,喷管采用不同冷却模型后在 $0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内的红外辐射强度 I 分布进行了比较.在喷管后向小角度范围($0^\circ\sim 45^\circ$)内,喷管高温部件较大的可视面积使得其红外辐射强度较强,引入冷却措施后,高温部件壁面的温度显著减低,喷管的红外辐射特征明显减小.未采用冷却技术时,喷管正后方红外辐射强度达到 100 W/sr ,而采用冷却技术后,喷管高温壁面温度降低,喷管红外辐射强度大幅降低.模型1中,喷管正后方红外辐射强度降为 75 W/sr ,模型2中则进一步降为 57 W/sr ,模型3、模型4分别为 88 W/sr 和 71 W/sr ,随着探测角度增大,壁面可视面积减小,红外抑制效果减弱,冷却结构优化对喷管红外抑制效果的提升作用逐渐减小.

图8 采用不同冷却模型时喷管红外辐射强度分布
Fig. 8 Distribution of infrared radation intensity of nozzle under different cooling models

3.3 推力系数变化

喷管的实际推力 F_a 和理想推力 F_i 分别如下所示:

$$F_a = \dot{m}_r U_x + (p_e - p_a) A_e \quad (2)$$

$$F_i = \dot{m}_r U_i \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_r$ 为喷管的实际流量; U_x , p_e , A_e 分别表示喷管出口的轴向速度、静压和面积; p_a 为环境压力; U_i 为设气流等熵完全膨胀,喷管出口速度,其表达式如式(4)所示:

$$U_i = \sqrt{2 \frac{\kappa R T_0^*}{\kappa - 1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} \quad (4)$$

式中 p_0^* 和 T_0^* 分别为气流的总压和总温, κ 和 R 分别表示等熵指数和通用气体常数,对于空气 $\kappa=1.4$, $R=287\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$.

推力系数定义为实际推力与理想推力之比,其表达式如下式所示:

$$C_f = \frac{F_a}{F_i} = \frac{\dot{m}_r U_x + (p_e - p_a) A_e}{\dot{m}_r U_i} \quad (5)$$

按照以上定义,计算得到截锥采用本文研究的4种不同冷却结构时,喷管的推力系数变化,如图9所示.

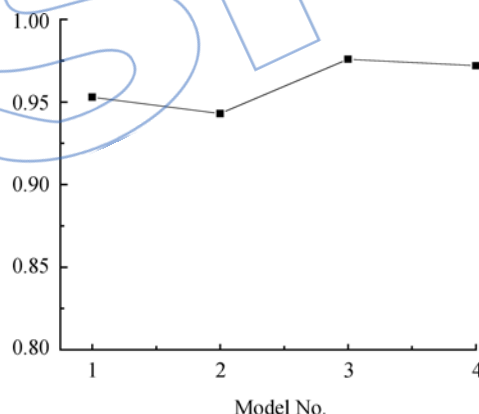


图9 采用不同冷却模型时喷管推力系数分布

Fig. 9 Distribution of nozzle trust coefficient with different cooling models

从图9可以看出,采用气膜缝槽冷却结构对喷管推力影响较大,模型1、模型2推力系数分别为0.952和0.942,而模型3、模型4采用气膜孔冷却结构,推力系数提高为0.977和0.971.

3.4 冷却流量比较

对截锥进行冷却时,在达到冷却目标的同时,降低冷却气消耗量也是设计目标之一.

图10中给出了不同模型所消耗的喷管冷却流量.可以看出模型1、模型3相近;模型2、模型4略高.模型1与模型4中冷却流量分别为最小和最大,前者相比后者,冷却流量约降低6.1%.

图11中进一步给出了采用不同冷却模型时,

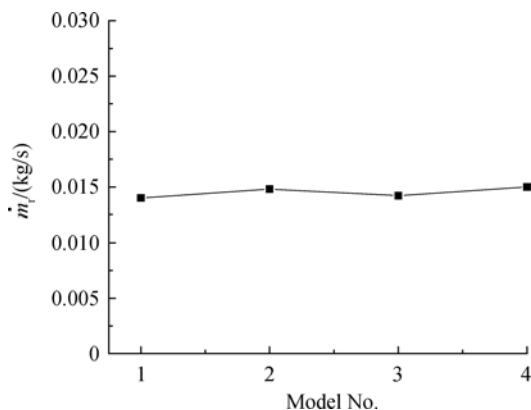


图10 采用不同冷却模型时喷管冷却流量分布

Fig. 10 Distribution of nozzle cooling mass flow with different cooling models

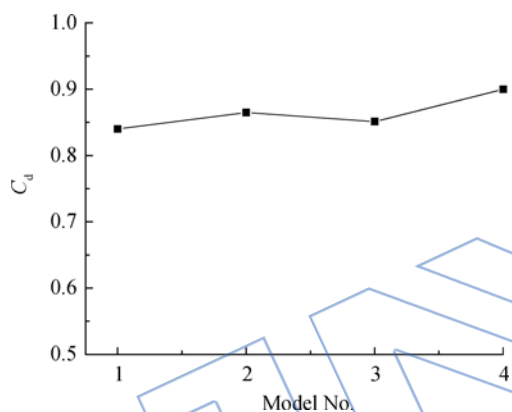


图11 采用不同冷却模型时流量系数分布

Fig. 11 Distribution of discharge coefficient with different cooling models

气膜缝槽和气膜孔的流量系数 $C_d = \dot{m}_c / \dot{m}_{ci}$ 分布, 式中 $\dot{m}_c$ 为实际流过气膜缝槽或气膜孔的冷却流量, $\dot{m}_{ci}$ 为理论上流过气膜缝槽或气膜孔的冷却流量, 见式(6). 式中 p_{in} , p_{out} 分别表示气膜流道进口总压与出口压力.

$$\dot{m}_{ci} = \frac{p_0 A}{\sqrt{\kappa R T_0}} \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa-1} \left(\frac{p_{in}}{p_{out}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} \left[1 - \left(\frac{p_{in}}{p_{out}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (6)$$

从图11中可以看出,其流量系数分布与冷却流量分布类似,模型4的流量系数最大,模型1、模型2、模型3的流量系数相比模型4分别减小6.2%,3.4%和4.2%.

4 结 论

本文比较研究了截锥采用不同冷却结构时,截锥与支板壁面的冷却特性以及喷管腔体在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段上的红外辐射强度分布规律. 得到如下

结论:

1) 采用气膜缝槽冷却结构相比气膜孔冷却结构,在流通面积相同时,流量系数较大,冷却流量略大,最大差别为6.1%,导致的推力损失略大.

2) 采用气膜缝槽冷却结构与气膜孔冷却结构,均使得截锥与支板壁面温度明显降低,在冷却流量相近的前提下,前者冷却效果更好.

3) 采用气膜缝槽冷却结构与气膜孔冷却结构,对喷管腔体的红外辐射特征起到明显抑制作用,前者效果更为显著,在发动机正后方, $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段上的红外辐射强度降低达到43%.

参考文献:

- [1] 张宗斌,桑建华. 发动机排气系统红外隐身技术研究[J]. 隐身技术, 2009(3): 2-4.
- [2] 桑建华,张宗斌. 红外隐身技术发展趋势[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(1): 14-19.
SANG Jianhua, ZHANG Zongbin. Development trend of infrared stealth technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(1): 14-19. (in Chinese)
- [3] Dusa D J, Speir D W, Rowe R K. Advanced technology exhaust nozzle development[R]. AIAA 83-1286, 1983.
- [4] 张勃,吉洪湖,罗明东,等. 宽高比对尾向可见明火矩形喷管红外抑制特性影响研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1820-1825.
ZHANG Bo, JI Honghu, LUO Mingdong, et al. Investigation of the effect of aspect ratio to infrared suppressing characteristics of rectangular nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1820-1825. (in Chinese)
- [5] 张勃,吉洪湖,罗明东,等. 大宽高比矩形喷管的射流与外流掺混特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 104-110.
ZHANG Bo, JI Honghu, LUO Mingdong, et al. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 104-110. (in Chinese)
- [6] 罗明东. 用 FTIR 光谱仪测量排气系统中红外光谱辐射强度的方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1423-1429.
LUO Mingdong. Research on measurement method of mid-IR spectral radiant intensity of exhaust system with FTIR spectrometer[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1423-1429. (in Chinese)
- [7] 张靖周,单勇. 直升机排气系统用波瓣喷管引射-混合式红外抑制器研究[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 32-36.
ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Investigation on lobed nozzle mixer-ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 32-36. (in Chinese)
- [8] 张勃,吉洪湖. 圆转矩形大宽高比收敛喷管过渡型面及喷口形式对射流掺混特性的影响[J]. 航空动力学报, 2007,

- 22(3):384-389.
- ZHANG Bo,JI Honghu. Influence of high aspect ratio convergent nozzle with different transition cross section and nozzle shape on jets mixing characteristics[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(3):384-389. (in Chinese)
- [9] 黄勇,郭志辉,魏福清. 收扩喷管加小突片对尾喷流红外辐射的影响[J]. 航空动力学报,2001,16(1):19-22.
- HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing. Effect of tabs fixed on a convergent-divergent nozzle on infrared radiation of exhausting jet[J]. Journal of Aerospace Power,2001,16(1):19-22. (in Chinese)
- [10] 张勃,吉洪湖,曹广州. 宽高比对矩形喷管射流湍流强度影响试验[J]. 航空动力学报,2010,25(10):2244-2248.
- ZHANG Bo,JI Honghu, CAO Guangzhou. Experimental investigation of jets turbulence intensity characteristics from rectangular nozzles with different aspect ratios[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(10):2244-2248. (in Chinese)
- [11] 黄宏艳,王强. V形尾缘喷管流场与红外特性的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(2):158-161.
- HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical simulation on flow field and infrared characteristics of chevron nozzles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2008,34(2):158-161. (in Chinese)
- [12] 刘友宏,邵万仁,张锦绣. 发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J]. 航空动力学报,2008,23(4):591-597.
- LIU Youhong, SHAO Wanren, ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flowfield and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(4):591-597. (in Chinese)
- [13] Presz W M, Nelson C B. Gas turbine exhaust cooling concepts[R]. AIAA 94-3083,1994.
- [14] 张勃,吉洪湖,张宗斌,等. 辐射板强化喷管换热与红外抑制效果试验研究[J]. 推进技术,2013,34(4):445-450.
- ZHANG Bo,JI Honghu, ZHANG Zongbin, et al. Experimental investigation of heat transfer enhancement and infrared suppressing characteristics from plume by using radiation plate[J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34(4):445-450. (in Chinese)
- [15] 张勃,吉洪湖,张宗斌,等. 中心锥冷却对喷管腔体红外辐射的抑制作用数值分析[J]. 航空动力学报,2012,27(3):560-565.
- ZHANG Bo,JI Honghu, ZHANG Zongbin, et al. Numerical investigation of infrared radiation characteristics of nozzle cavities with cone cooled[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(3):560-565. (in Chinese)
- [16] 余其铮. 辐射换热原理[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2000.
- [17] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer[M]. New York:McGraw-Hill Book Company,1990.
- [18] 罗明东,吉洪湖,黄伟. 非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算[J]. 航空动力学报,2007,22(10):1609-1616.
- LUO Mingdong,JI Honghu, HUANG Wei. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(10):1609-1616. (in Chinese)