

文章编号:1000-8055(2012)03-0560-06

中心锥冷却对喷管腔体红外辐射的抑制作用数值分析

张 勃¹, 吉洪湖¹, 张宗斌², 罗明东², 林兰之¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 成都飞机设计研究所 总体设计部, 成都 610041)

摘 要: 航空发动机高温部件是发动机 $3\sim 5\mu\text{m}$ 上的重要红外辐射之一, 对高温部件之一的中心锥的红外抑制技术进行了数值研究. 在中心锥前端布置气膜缝槽, 缝槽几何参数经过优化设计, 将部分外涵低温气流经过支板引入中心锥, 对支板和锥体壁面形成冲击冷却, 在锥体前端形成气膜覆盖, 使得支板与中心锥壁面得到了有效冷却, 两者平均温度分别降低 21.1% 和 46.2%, 冷却气量约为外涵流量的 1.6%. 喷管腔体 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上红外辐射得到有效抑制, 喷管正后方红外辐射相比原型喷管降低 30%, $0^\circ\sim 45^\circ$ 范围内红外辐射则明显降低.

关 键 词: 红外抑制; 喷管腔体; 中心锥; 气膜冷却; 冲击冷却

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical investigation of thermal radiation characteristics of nozzle cavities with center cone cooled

ZHANG Bo¹, JI Hong-hu¹, ZHANG Zong-bin²,LUO Ming-dong², LIN Lan-zhi¹

(1. College of Power and Energy,

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

2. System Engineering Department,

Chengdu Institute of Aircraft Designing, Chengdu 610041, China)

Abstract: Numerical investigation was performed on the infrared suppress characteristics of the nozzles with and without cone cooled. In the former, cone and blade were cooled by secondary channel gas, and the temperatures of blade and cone walls were effectively decreased by 21.1% and 46.2% respectively, using only 1.6% of the secondary gas. The radiation of nozzle cavity in $3\sim 5\mu\text{m}$ was suppressed effectively, the radiation in the small view angle range from behind the nozzle decreased obviously, and the radiation decreased by 30% from straight behind the nozzle compared to the nozzle without cone cooling.

Key words: infrared suppressing; nozzle cavity; cone; film cooling; impinging cooling

随着红外探测技术的发展, 为了提高战场生存力, 对飞行器的红外隐身要求逐渐提高^[1-2]. 航空发动机高温尾喷流与高温部件是飞行器 $3\sim 5$

μm 波段上红外辐射的主要来源^[3]. 异形喷口的红外抑制特性是研究者关注的重点之一, 张勃等^[4-5]对不同宽高比矩形喷管的红外辐射特性进

收稿日期: 2011-04-19; 修订日期: 2011-08-29

作者简介: 张勃(1976—), 男, 江苏南京人, 副教授, 博士, 研究方向: 红外抑制, 强化传热.

行了数值与实验研究,发现随着宽高比增大,矩形喷管红外抑制作用逐渐增强。张靖周等^[6]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,得到了明显的抑制规律。黄勇等^[7]对小突片结构对喷流红外辐射特性的影响进行了研究。黄宏艳等^[8]采用V形尾缘,促进了内外流的强化混合,明显缩减了喷管出口附近喷流的红外辐射。发动机在不同工作条件下的红外辐射特性是迥异的,刘友宏等^[9]采用辐射传递方程(RTE)积分法研究了发动机排气系统及尾喷流在加力和非加力两种状态下的红外光谱辐射特征,分析了两者的区别。Presz等^[10]对喷管壁面冷却技术进行了研究。可以看出,关于喷流红外抑制的研究开展较多,而对占喷管腔体红外辐射约70%~80%的高温部件的红外抑制技术则研究较少。本文针对红外辐射贡献较强的中心锥的红外抑制技术开展研究,将气膜冷却技术引入中心锥,利用外涵温度较低的气流进行冷却,降低壁面温度,实现红外抑制的目的。

1 物理模型与边界条件

未进行冷却的喷管原型腔体结构(简称原型喷管)如图1所示,包括外涵、内涵、中心锥和支板(沿周向成60°等角度间隔分布)等部件。图中Y轴为喷管轴向,即尾喷流方向,X,Z轴为径向。

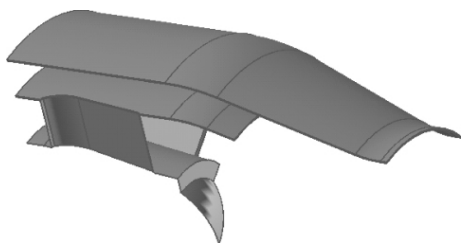


图1 原型喷管腔体结构图
Fig.1 Sketch of original nozzle

本文在原型喷管基础上,选取周向角度为60°的周期性扇区模型(相邻两支板中间区域),如图2所示,将外涵温度较低的冷气通过支板引入中心锥,形成本文研究的冷却喷管模型(简称冷却喷管)。为了清晰表达气膜缝槽几何结构,图2(b)中给出了图2(a)中A向视图。可以看出,中心锥的前端开设气膜缝槽,缝槽高度为0.5 mm,通道长度为2.5 mm。一共采用4条缝槽,缝槽之间间隔均为15°,气流从气膜缝槽流出,在中心锥前端形成气膜覆盖。本文对中心锥冷却对喷管腔体红

外辐射的抑制作用进行了数值模拟研究。

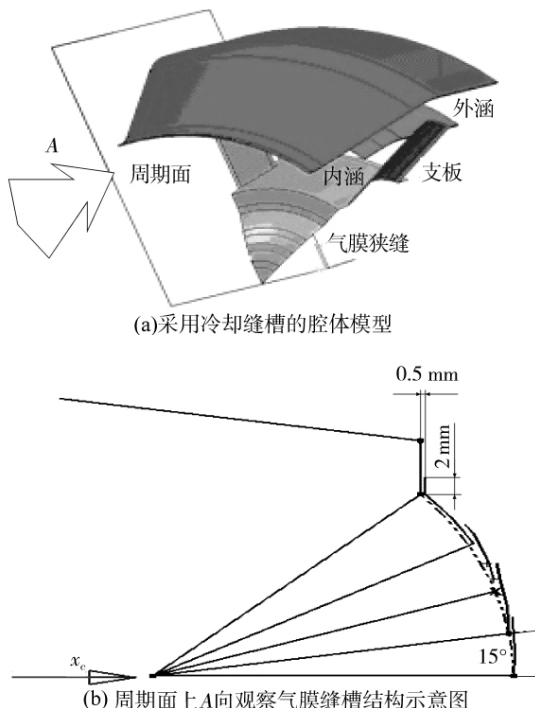


图2 喷管冷却腔体结构图
Fig.2 Sketch of cooled nozzle

2 计算域、计算网格与边界条件

文中计算域半径为0.6 m,长为5 m,周向范围为弧度60°的扇形区域,图3中给出了计算域周期面上局部的网格划分。计算采用结构化网格,在温度梯度较大的喷管壁面附近采用密集分布的网格,网格间距沿径向和轴向逐渐增大。文中利用网格数量分别为79万,91万和106万的三种网格模型进行了网格试验,结果表明当网格数量为91万时取得网格独立解,故本文选取91万网格为计算网格。

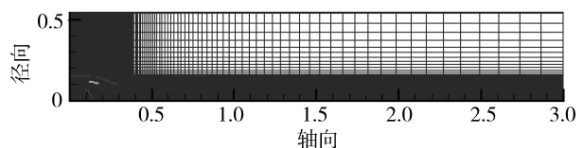


图3 计算域周期面图

Fig.3 Mesh of computational domain

本文的计算条件如表1所示。

内涵气体参数模拟实际发动机尾焰参数,气体中 CO_2 , CO , H_2O 物质的量浓度分别为:4.4%,0.18%,和0.1%,外涵气流中 O_2 摩尔浓度分布为0.232%,红外辐射计算在3~5 μm 波段上展开。

表 1 进出口参数表
Table 1 Parameters of boundary

	总温/K	压力/Pa
外涵	350	178 000
内涵	840	175 000
远场边界	300	101 325

对涡扇发动机排气系统的固体壁面和燃气流的温度场进行高精度模拟,是进行红外辐射特性计算的基础.对壁面和燃气介质而言,随着温度的升高,辐射换热增强,其对温度场的影响是不能忽略的,其辐射传热采用 Do 模型计算,喷管壁面采用钢材料,做灰体假设.气体物性变化采用理想气体方程计算.气流与壁面之间换热利用辐射、对流、导热传热耦合方法求解,得到壁面温度场分布.

3 计算方法

在进行红外辐射计算时,必须首先得到流场与温度场分布特性.本文中计算分为流场计算与红外辐射场计算两个部分.

流场计算利用 Fluent 软件进行,采用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型进行模拟,各方程均采用二阶迎风差分格式进行离散,耦合求解并实施亚松弛.辐射传热采用 Do 模型计算.

红外辐射场计算则采用离散传递法进行,其实质是将微元面的入射辐射区域对应的立体角划分为很多个小立体角,从而将计算壁面或者探测点的入射辐射照度的三维空间积分问题转换为一维多层介质内辐射亮度传输问题.其基本求解过程如下:

首先求解辐射亮度传输方程,辐射亮度 L 为单位时间在单位立体角内通过单位面积的辐射能量.其方程描述了辐射能量在介质中沿着射线传输的过程中能量的变化与吸收、发射和散射的相互关系,是一个射线传输方向上的能量平衡方程^[11].方程形式如下式(1)所示:

$$\underbrace{\frac{dL_{\lambda}(S)}{dS}}_{(C)} = - \underbrace{\alpha_{\lambda} L_{\lambda}(S)}_{(E_{\lambda})} + \underbrace{\alpha_{\lambda} L_{\lambda b}(S)}_{(E_m)} - \underbrace{\sigma_{s\lambda} L_{\lambda}(S)}_{(E_s)} + \underbrace{\frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_{\lambda}(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega, \omega_i) d\omega_i}_{(S)} \quad (1)$$

式中 $L_{\lambda b}$ 是黑体的光谱辐射亮度, α_{λ} , $\sigma_{s\lambda}$ 分别是吸收系数和散射系数, $\Phi(\lambda, \omega, \omega_i)$ 是相函数.公式(1)中各项的物理意义为:(C)为单位时间内、经

过位于 S 处的单位面积、在 ω 方向的单位立体角中传输的光谱能量经过单位距离的变化率; (E_{λ}) 为由于介质吸收引起的光谱能量衰减; (E_m) 为由于介质发射引起的光谱能量增加; (E_s) 为由于介质散射引起的光谱能量衰减; (S) 为由于空间各个方向投射在 S 处的能量的散射引起的 ω 方向上的光谱能量的增加,本文暂未考虑介质散射影响.

然后通过下式(2)求解光谱辐射照度 H_{λ} , 辐射照度 H 为单位面积在单位时间内接收到的辐射能量.其方程描述了辐射亮度和辐射照度之间的转换关系,光谱形式如下式(2)所示:

$$H_{\lambda} = \int_{\Omega} L_{\lambda}(S, \omega) \cos \beta_{\omega} d\omega \quad (2)$$

最后求取辐射强度,辐射强度 I 为辐射源在单位时间内向单位立体角发射的能量,其光谱形式的计算方程为

$$I_{\lambda, \alpha}^R = \tau_{\lambda, \text{atm}} H_{\lambda, \alpha} R^2 \quad (3)$$

式(3)中 R 为探测距离, $\tau_{\lambda, \text{atm}}$ 为探测点和辐射源之间大气的光谱透过率, α 为探测方向对应的角度, $H_{\lambda, \alpha}^R$ 为探测点处对应角度上来自辐射源的照度, $I_{\lambda, \alpha}^R$ 为考虑大气吸收的光谱辐射强度.

光谱透过率 $\tau_{\lambda, \text{atm}}$ 采用 Modtran 软件,根据本文中数值模拟的相同环境条件数据计算得到^[12-13].

本文红外辐射特性计算针对喷管高温部件与尾喷流同时展开.

4 结果分析

本节分别从速度、温度和红外辐射几个方面对冷却喷管与原型喷管的特性进行对比分析.

4.1 速度矢量分布

图 4 中给出了冷却喷管周期面上(图 2(a))局部区域不同轴向剖面上气流速度矢量分布.矢量长度与速度大小成比例.如图中实心箭头所示,部分外涵气流通过支板流入中心锥体,流量约占外涵气流流量的 1.6%.可以看出,气流在沿径向向中心锥内部流动过程中,受到中心锥内部压力场变化的影响,流动方向逐渐发生偏转.冷却流体流动特性的变化使得中心锥对应位置换热特性发生相应的变化.

图 5 中给出了中心锥内部气流的流线分布,外涵气流通过支板进入中心锥后在压力场作用下,分为两股向支板两侧流动.

从纸面向内观察发现,一股气流在锥内腔后

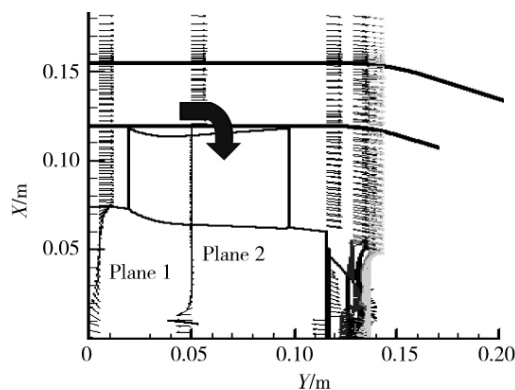


图4 不同轴向剖面的速度分布

Fig. 4 Distribution of velocity in different cross sections

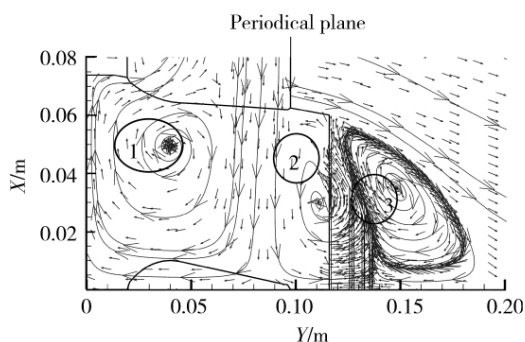


图5 喷管腔体内部流线图

Fig. 5 Flow line of nozzle cavity

端(图中1所示区域)形成顺时针漩涡,另一股在前端(图中2所示区域)则形成一个逆时针漩涡,流向前端的气流通过气膜狭缝流出锥体,贴附在中心锥外壁表面(图中3所示区域)形成气膜。内涵气流流过锥体表面,在其外部低压区形成一个顺时针漩涡,气膜在这个涡旋的作用下,紧贴在在锥体外壁面上,增强了壁面的冷却效果。

图6中给出了图2所示的4道气膜狭缝出口处的气流速度矢量分布。可以看出,气膜缝槽起到稳流的作用,流体流过缝槽后形成基本均匀的速度分布,沿出口贴壁面向上流动,在壁面附近形成良好的气膜覆盖,达到有效冷却的目的。图中各道气膜采用相同的速度矢量比例,可以看出,靠近中心锥锥顶处的第四道气膜出流速度较小,使得气膜覆盖长度较短。

4.2 温度分布

图7(a),图7(b)分别给出了冷却喷管与原型喷管的中心锥和支板的温度分布。为了便于比较,两张图采用了相同的温度标尺。

从图7(a)可以看出,在原型喷管中,整个中

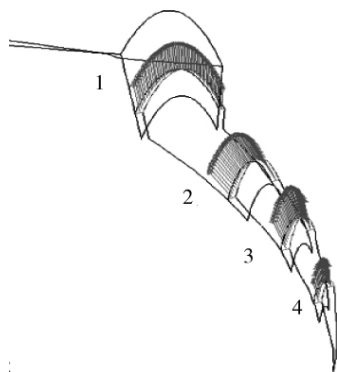
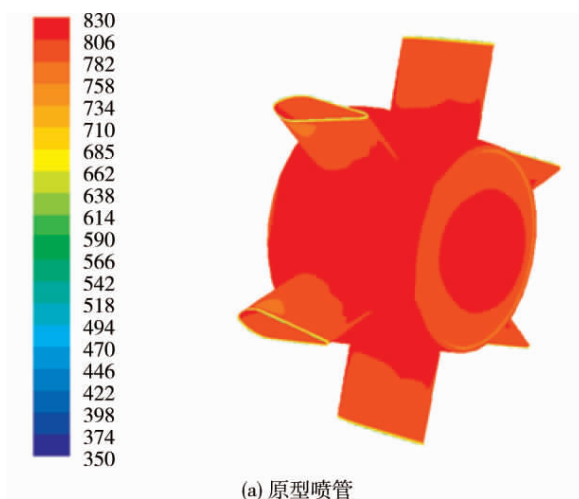
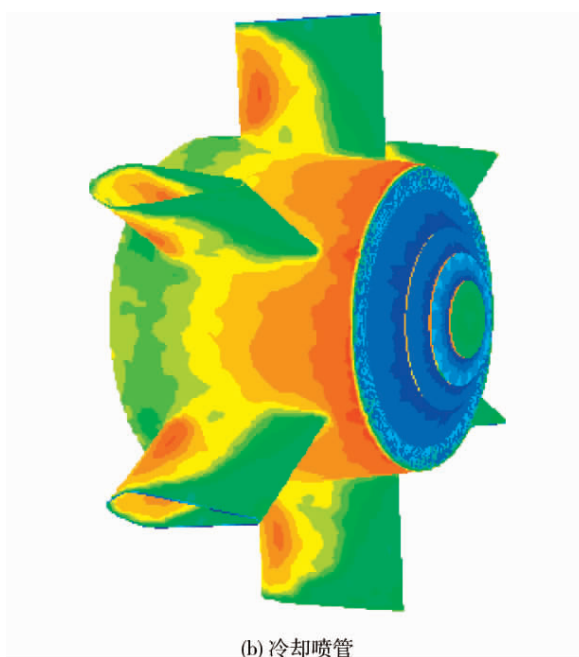


图6 气膜狭缝出口剖面速度分布

Fig. 6 Velocity of gas from film gaps



(a) 原型喷管



(b) 冷却喷管

图7 高温部件温度分布(单位:K)

Fig. 7 Distribution of temperature of nozzle parts (unit:K)

心锥与支板由于处在高温内涵气流中,受到气流对流与辐射换热作用,壁面温度较高。

采用冷却技术后,喷管壁温分布相比原型喷管发生了较大变化。中心锥与支板的平均温度相比原型喷管分别降低了 21.1% 与 46.1% (图 7 (b))。冷却气流在腔体内不同位置处流动状态的改变使得冷却特性发生相应变化。在腔体前端,冷却气流形成的涡旋强度较大,对腔体壁面造成有效冲击冷却,壁面温度较低。而流向腔体后端的冷却气流由于受到气膜出流的影响,对壁面冲击较弱,冲击换热相对较弱,使得壁面温度略高。流出缝槽的气流在中心锥顶端壁面上形成气膜,使得中心锥对应位置壁面温度较低。

而对于支板,其前缘由于受到冷却气流强烈冲击,壁面温度较低,而后缘壁面温度则相对较高。

4.3 红外辐射分布

对中心锥进行冷却有效降低了其红外辐射特征,本文对冷却喷管与原型喷管在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段内喷管红外辐射特征进行了数值分析,并进行了比较。

图 8 给出了考虑大气吸收时,从喷管正后方 1 km 距离探测得到的喷管腔体(包括高温部件与尾喷流)相对红外光谱辐射强度 I/C_1 (C_1 为常数)在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上的分布。可以看出,原型喷管中,喷管相对红外光谱辐射强度较大,最大值达到 1。在 $3\sim 4.1\mu\text{m}$ 范围内,红外辐射主要来源于喷管固体壁面,原型喷管壁面温度较高,辐射较强,而冷却喷管中壁面温度大幅降低,使得对应波段红外辐射明显减弱,约为前者的 65%;在 $4.1\sim 4.5\mu\text{m}$ 波段范围内,红外辐射主要来源于尾喷流 CO_2 的吸收与发射,经过大气吸收,这部分的红外辐射量值较小,在此波段上,原型喷管与冷却喷管辐射特性接近,说明冷却对 CO_2 的吸收与发射特性影响较小。在 $4.5\sim 5\mu\text{m}$ 波段上,红外辐射依然以固体壁面为主,冷却喷管固体壁面温度较低,红外辐射明显小于原型。

图 9 中给出了 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段上,冷却喷管与原型喷管在 $0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内的相对红外辐射强度 I/C_2 (C_2 为常数)分布。其值随测量角度增大逐渐减小,在喷管后向小角度范围($0^\circ\sim 45^\circ$)内,喷管高温部件红外辐射强度较强,采用冷却技术对壁面的降温效果明显,冷却喷管相比原型喷管的红外辐射强度大幅减小。原型喷管中,其正后方相对红外辐射强度达到 1,而冷却喷管中,冷却技术的采用使得喷管高温壁面温度降低,正后方的相对

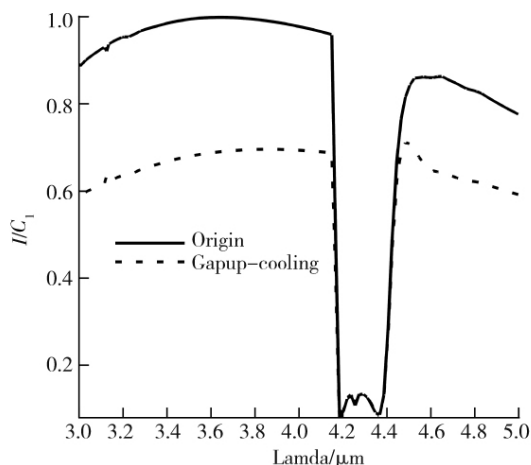


图 8 0° 方向喷管红外光谱辐射强度分布

Fig. 8 Intensity of nozzle from 0°

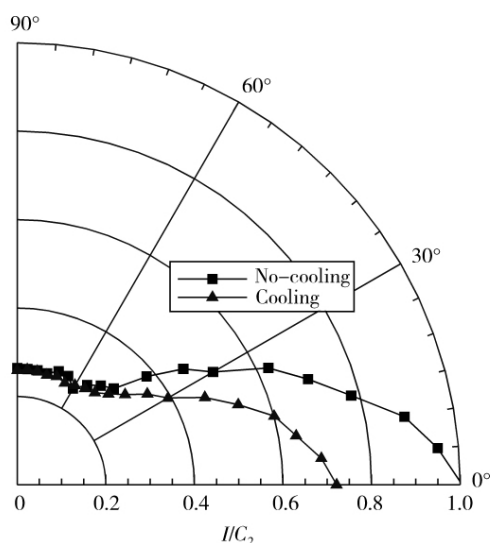


图 9 有无冷却条件下,喷管红外辐射强度分布

Fig. 9 Intensity comparison of original and cooled nozzles

红外辐射强度降低了 30%。随着角度增大,高温壁面可视面积减小,冷却带来的红外抑制效果削弱,冷却喷管和原型喷管的红外辐射特性区别逐渐减小,当观测角度大于 45° 后,红外辐射以尾喷流为主,冷却喷管中冷却技术对尾喷流温度影响较小,其与原型喷管的红外辐射量值基本相同。

4.4 推力特性

发动机推力特性是衡量发动机性能的重要参数。采用中心锥冷却技术后,喷管内部流动发生了改变,对发动机推力特性产生了影响,本文对冷却喷管与原型喷管的发动机推力特性进行了比较。

发动机推力系数公式

$$C = F_r/F_i$$

F_r 为实际推力

$$F_r = mV + (p_e - p_a)A_e$$

F_i 为理想推力

$$F_i = m \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_0 \left(1 - \frac{p_e}{p_t}\right)^{(\kappa-1)/(\kappa+1)}}$$

根据上式,求出采用原型喷管时,推力系数为 0.968,冷却喷管中推力系数略有减小,为 0.935.

可以看出,采用冷却措施后,对尾锥后的流场产生了一定影响,使得推力系数有所降低.

5 结 论

本文针对某型发动机,采用气膜冷却技术,从外涵引入冷却气流,对喷管中心锥壁面进行了有效冷却,大幅降低了喷管腔体的红外辐射特征,具体结论如下:

1) 冷却喷管支板与中心锥表面温度明显降低,平均温度相比原型喷管分别降低了 21.1%, 46.2%;

2) 冷却喷管红外辐射特征相比原型喷管大幅降低,正后向降低了 30%,喷管后方 45°范围内红外抑制效果明显增强.

3) 冷却喷管中气膜出流对喷管内部流动产生一定影响,推力系数降低了 3.3%.

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.
ZHANG Zongbin, SANG Jianhua. Research of infrared technology of aeroengine exhaust system[J]. Stealth Technology, 2009(3): 2-4. (in Chinese)
- [2] 航空发动机手册 编委会. 航空发动机手册第七分册, 进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [3] 金捷, 朱谷君, 徐南荣, 等. 发动机高速排气系统红外辐射特性的数值计算与分析[J]. 航空动力学报, 2002, 12(5): 582-585.
JIN Jie, ZHU Gujun, XU Nanrong, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics for aeroengine high-speed exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 12(5): 582-585. (in Chinese)
- [4] 张勃, 吉洪湖. 大宽高比矩形喷管的射流与外流的掺混特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 104-110.

ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 104-110. (in Chinese)

- [5] 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)
- [6] 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)
- [7] 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)
- [8] 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)
- [9] 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)
- [10] Presz W M, Nelson C B. Gas turbine exhaust cooling concepts[R]. AIAA-94-3083, 1994.
- [11] Robert S, John R H. Thermal radiation heat transfer[M]. Washington D C: McGraw-Hill Book Company, 1990.
- [12] Ontar Corporation. PCModWin manual[M]. North Andover, MA: Ontar Corporation, 1995.
- [13] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080, 1973.