

文章编号:1000-8055(2012)01-0009-07

# 涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验

单 勇<sup>1</sup>, 张靖周<sup>1</sup>, 邵万仁<sup>2</sup>, 尚守堂<sup>2</sup>, 邓洪伟<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘 要:** 以降低涡扇发动机排气系统红外辐射为目的, 针对某型涡扇排气系统构建 1/3 缩比模型, 采用实验的方法比较了中心锥有/无冷却的排气系统喷流温度场和红外辐射场, 验证了中心锥冷却结构能够大幅度降低涡扇发动机排气系统尾向红外辐射强度. 研究表明: 中心锥表面在外涵气体冷却下温度降低, 同时尾焰核心温度也降低. 当涵道比为 0.3 时, 在  $0^\circ \sim 10^\circ$  范围内, 气膜冷却中心锥体排气系统红外辐射降低 24%~32%; 在  $20^\circ \sim 90^\circ$  范围内, 红外辐射强度降低 0.8%~2.1%. 当涵道比增加到 0.8 时,  $0^\circ$  方向的红外辐射强度降低 60%;  $20^\circ \sim 90^\circ$  范围内的红外辐射强度降低了 33%~51%.

**关 键 词:** 涡扇排气系统; 模型实验; 气膜冷却; 红外辐射; 中心锥

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film-cooling center-body exhaust system for a turbofan engine

SHAN Yong<sup>1</sup>, ZHANG Jing-zhou<sup>1</sup>, SHAO Wan-ren<sup>2</sup>,SHANG Shou-tang<sup>2</sup>, DENG Hong-wei<sup>2</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** For depressing the infrared radiation of the turbofan exhaust system, a 1/3 scaled model was constructed according one-type engine to investigate the plume temperature and infrared radiation for exhaust system with/without cooling center body, to validate the suppression capability of cooling center body. The experimental datum shows the temperature of the center body surface decrease under the bypass flow cooling. On the condition of bypass ratio 0.3, the infrared radiation intensity of the exhaust system with cooling center body depress by 24%~32% at the detected angle from  $0^\circ$  to  $10^\circ$  comparing to that of the baseline center body. When the bypass ratio increase to 0.8, the infrared radiation intensity of the exhaust system with cooling center body depress by 60% at the detected angle of  $0^\circ$ , and by 33%~51% at the detected angle of  $20^\circ$  to  $90^\circ$ .

**Key words:** turbo-fan exhaust system; scaled model experiment; film cooling; infrared radiation; center-body

**收稿日期:** 2011-01-29; **修订日期:** 2011-05-09

**作者简介:** 单勇(1978—), 男, 江苏扬州人, 副教授, 博士, 主要从事红外隐身技术研究.

**基金项目:** 航空科学基金(2010ZB52019)

小涵道比涡扇发动机作为战斗机的动力装置<sup>[1]</sup>,其排气系统的红外辐射源大都由两部分组成:一是高温的排气尾焰辐射,其辐射具有全向特征,甚至可向飞机前向传播,辐射能量占发动机整体辐射的 5%~15%;二是高温的发动机排气系统内腔辐射,内腔辐射涵盖了中心锥、合流环、火焰稳定器、涡轮后支板、排气喷管内壁面等固体部件的红外辐射。内腔辐射具有方向性,大约在尾向 20°范围内,在此角度范围内其辐射能量占发动机整体辐射的 30%~80%。对于发动机排气尾焰,可以通过内外涵混合器<sup>[2-4]</sup>、锯齿形喷口<sup>[5-7]</sup>、喷口下遮挡<sup>[8]</sup>等措施进行红外抑制。对于排气系统内腔,目前大都通过改变排气通道形状和喷口形状来遮挡内腔红外辐射向后传播(如二元喷口<sup>[9-12]</sup>、S 弯排气通道<sup>[13]</sup>等),这些措施和手段势必带来发动机排气系统结构的变化和气动性能的损失。在发动机后向,排气系统内腔红外辐射要比尾焰辐射高。因此,降低排气系统内腔红外辐射对减少战斗机尾向导弹跟踪与探测有重要意义。就此,本文提出一种气膜冷却中心锥结构和技术措施,在不增加排气系统质量和结构复杂度的条件下,试图降低中心锥体表面温度,从而大幅度降低排气系统尾向红外辐射。

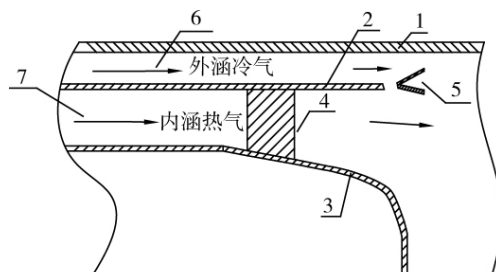
本文提出了气膜冷却中心锥降低发动机内腔红外辐射概念,设计了涡扇发动机排气系统缩比实验模型,以及气膜冷却中心锥实验件。通过实验测试了不同中心锥结构和涵道比下的收扩喷管出口截面和下游截面温度场分布、中心锥表面温度分布,以及喷管内腔和尾焰沿 0°~90°探测方位的红外辐射强度分布规律,分析了气膜冷却中心锥应用在涡扇排气系统中后对发动机排气系统总体红外辐射的降低效果。

## 1 实验介绍

### 1.1 实验模型

本文研究的排气系统是按某型涡扇发动机排气系统尺寸的 1/3 缩比而成。涡扇发动机排气系统包括外涵、内涵、支板、混合器、火焰稳定器、加力燃烧室、尾喷管等。图 1 表示无冷却中心锥排气系统的局部结构(原型),内外涵气体在合流环下游自由剪切混合,混合气体由收扩喷管排出,图 1 中的中心锥直接与高温内涵气体接触,其表面温度与内涵气体一致,对于尾向是重要的辐射源。

为了降低中心锥体表面温度,本文提出了一



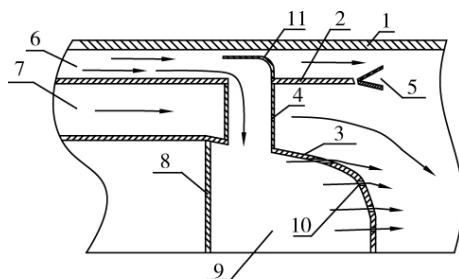
1 发动机排气系统筒体; 2 合流环; 3 无冷却中心锥;  
4 涡轮后支板; 5 火焰稳定器; 6 外涵通道; 7 内涵通道

图 1 无冷却中心锥涡扇发动机排气系统局部示意

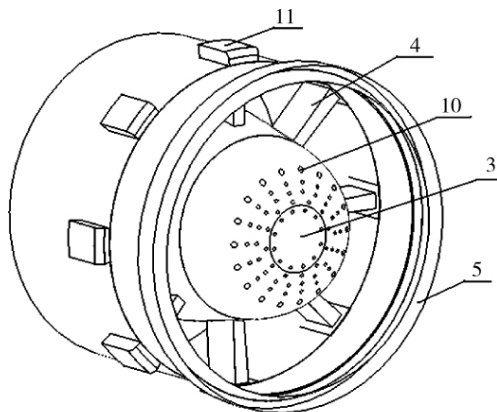
Fig. 1 Part of the turbofan exhaust system without cooling center body

种涡扇发动机气膜冷却中心锥排气系统,如图 2。其主要思想是:将部分外涵冷气体由外涵流道中的 8 个导流猫耳引导流入空心的涡轮后支板;冷气进入中心锥后,再由中心锥表面上布置的众多小孔流出,在中心锥体表面形成气膜,从而降低中心锥体表面温度。

实验中,有/无冷却结构的中心锥设计为可以互换的结构部件,如图 3(a)中安装了气膜冷却中心锥,图 3(b)安装了无冷却的中心锥,图 3(c)是中心锥表面气膜孔分布。安置在外涵通道内的 8 个猫耳共设计了 3 组,在实验中同样可以互换,如图 4 所示,各猫耳的宽相等,高度不同。大、中、小



(a) 中心锥气膜冷却结构局部示意



(b) 后视图

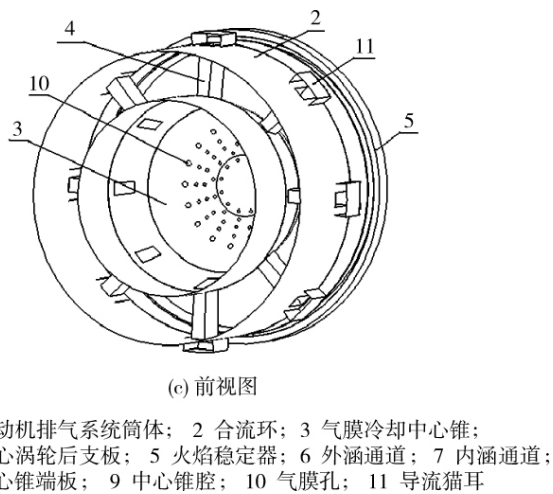


图 2 中心锥气膜冷却中心锥排气系统结构示意图  
Fig. 2 Turboprop exhaust system with cooling center body

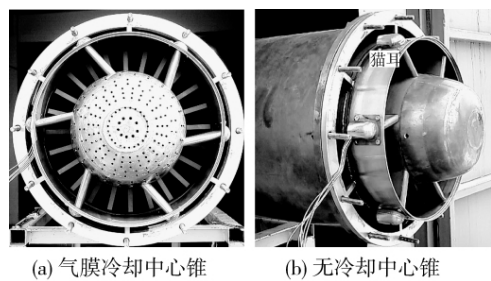


图 3 中心锥和气膜孔分布

Fig. 3 Center body and the film holes

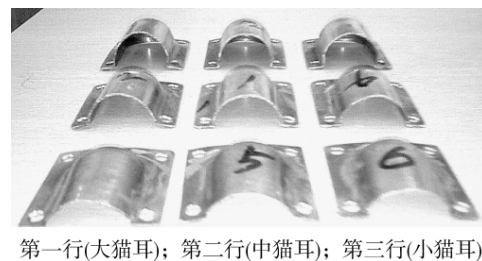


图 4 猫耳种类

Fig. 4 Various inlet lugs

猫耳的迎风面积分别为  $500\text{ mm}^2$ ,  $375\text{ mm}^2$  和  $200\text{ mm}^2$ .

## 1.2 实验系统与测试手段

一台高压鼓风机用来提供内涵气流,其流量用变频器控制调节.内涵气流采用单管燃烧室加热,内涵气流的温度脉动可控制在  $\pm 3^\circ\text{C}$ .外涵气流由另一台高压鼓风机提供,并分成 4 股后进入排气系统外涵通道,如图 5 所示.收扩喷管筒体与内外涵出口截面通过法兰连接,连接后的整体结构如图 6(b)所示,喷管尺寸如图 6(a)所示.实验中内涵流量为  $0.9\text{ kg/s}$ ,内涵温度为  $893\text{ K}$ ;外涵温度为  $305\text{ K}$ ,涵道比分别为  $0.3$  和  $0.8$ .

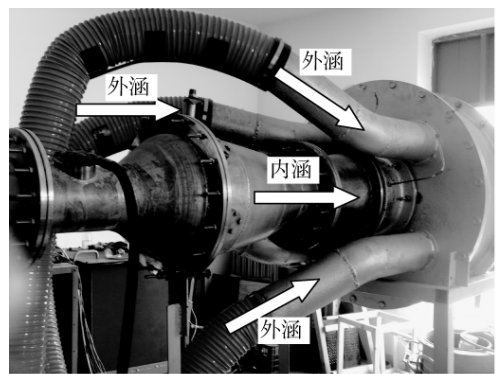
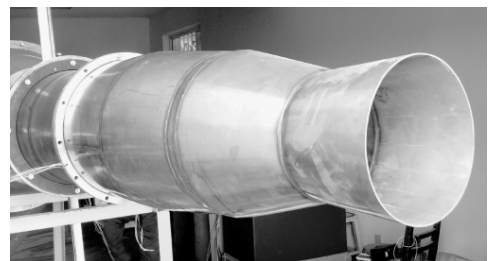
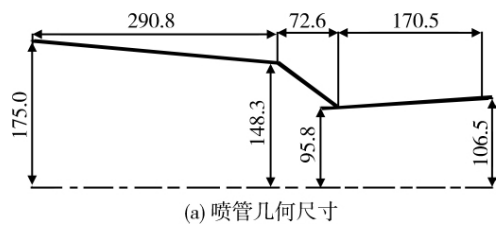


图 5 内外涵进气装置

Fig. 5 Photo of divergence-convergence nozzle



(b) 喷管实物

图 6 轴对称收扩喷管尺寸和实物图

Fig. 6 Geometry and photo of divergence-convergence nozzle

尾喷流温度由镍铬-镍硅热电偶温度靶测量.将 5 根镍铬-镍硅铠装热电偶通过钎焊焊接到中心锥内表面,以测量中心锥表面温度,如图 7 所示.5 根热电偶穿过中空的涡轮后支板后由外涵壁面引出接温度巡检仪.

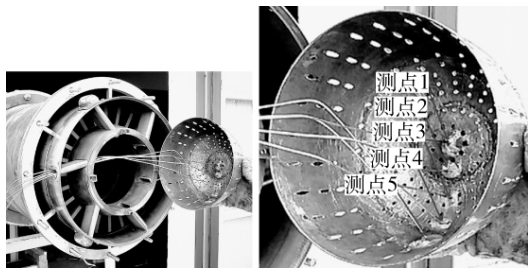


图 7 中心锥表面测点布置

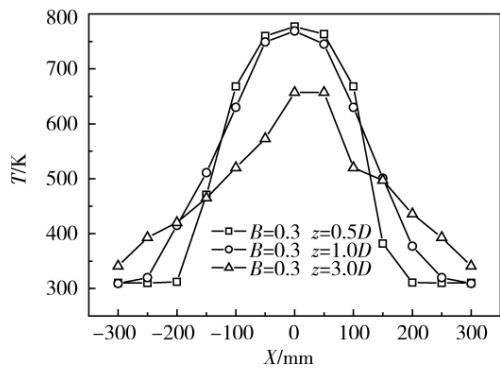
Fig. 7 Distribution of temperature testing point

尾焰及排气系统的红外辐射强度用 FTIR-MR104 型红外光谱辐射计测量. 红外辐射场测量的方法在文献[4]中有详细介绍. 红外光谱辐射计与排气系统之间的探测距离为 26 m.

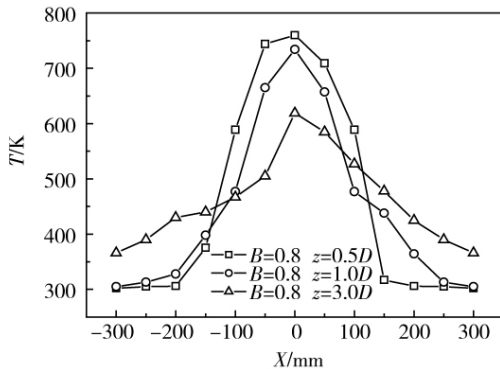
## 2 实验结果与分析

### 2.1 尾焰温度场分析

中心锥体上没有采取任何冷却措施(原型)的排气系统喷口下游尾焰温度场的分布如图 8 所示. 在小涵道比状态下( $B=0.3$ , 图 8(a)), 尾焰温



(a) 涵道比 $B=0.3$



(b) 涵道比 $B=0.8$

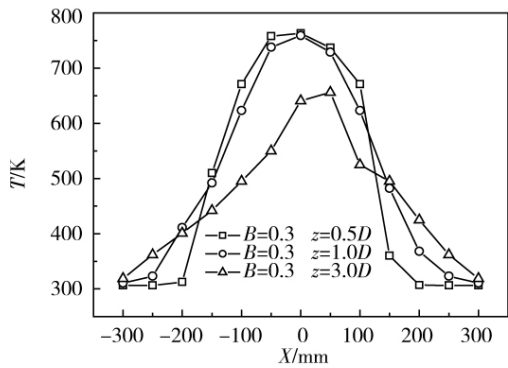
图 8 原型中心锥排气系统喷口下游温度分布

Fig. 8 Distribution of plume temperature at the downstream of the nozzle (baseline center body)

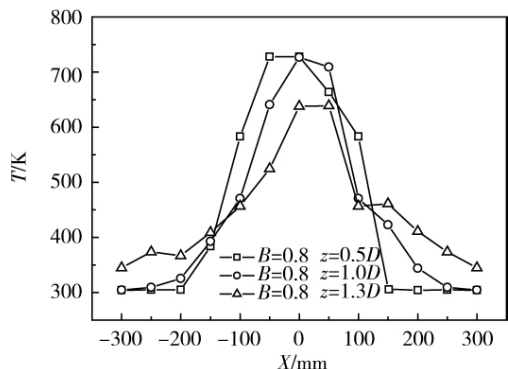
度分布沿中心( $x=0$ )基本对称;在距离喷口下游  $0.5D$ (这里,  $D=212$  mm 是喷口直径)的位置, 尾焰高温区域的尺寸与喷口直径基本相同;尾焰在向下游( $z$  方向)发展的过程中, 尾焰与外界环境温度的气体剪切混合, 核心温度峰值衰减, 外界环境气体温度提高, 其作用范围增加. 例如: 在喷口下游  $3.0D$  处的温度值较  $0.5D$  处的温度降低 120 K.

当涵道比增加到 0.8 后, 喷口下游尾焰温度分布分布规律与涵道比为 0.3 时的相似(图 8(b)). 两者的区别在于涵道比的增加不但降低了尾焰的核心温度, 而且使得尾焰的高温区域宽度有所减小. 例如: 在喷口下游  $0.5D$  的位置, 涵道比的增加降低了尾焰峰值温度 17 K. 这说明外涵冷气的增加对降低尾焰核心区长度、宽度都有利.

图 9 是气膜冷却中心锥排气系统在涵道比为 0.3 和 0.8 状态下喷口下游尾焰温度分布. 中心锥表面开孔后, 对尾焰的温度分布和向下游发展规律没有影响, 但是尾焰核心温度降低到 763 K



(a) 涵道比 $B=0.3$



(b) 涵道比 $B=0.8$

图 9 气膜冷却中心锥排气系统喷口下游温度分布

Fig. 9 Distribution of plume temperature at the downstream of the nozzle (film cooling center body)

( $B=0.3$  时)和  $728\text{ K}$  ( $B=0.8$  时). 这说明有部分的外涵冷气进入中心锥, 并从中心锥表面孔中流出, 直接与内涵高温气体混合, 从而降低尾焰核心温度.

## 2.2 中心锥表面温度分析

在大猫耳结构下, 中心锥表面温度分布如图 10 所示. 可以看出: 气膜冷却中心锥表面冷却效果较好, 涵道比为  $0.3$  时, 与原型相比较最大降低了约  $70\text{ K}$ ; 涵道比为  $0.8$  时, 与原型相比较降低了约  $140\text{ K}$ .

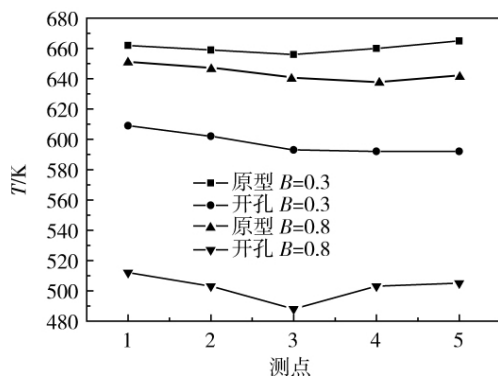


图 10 不同中心锥表面温度

Fig. 10 Temperature of center body surface of different center bodies

图 11 比较了气膜冷却中心锥在不同猫耳结构下的中心锥表面温度. 随着猫耳的迎风面积增加, 进入气膜冷却中心锥体的外涵冷气增加, 从而中心锥表面温度降低的越多.

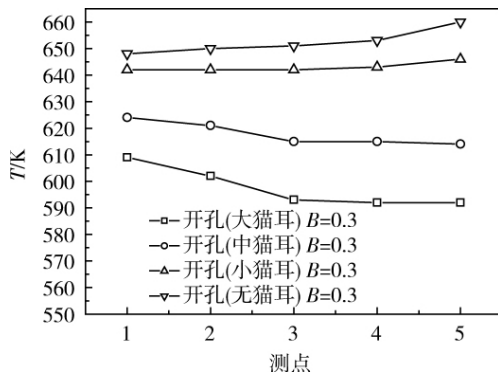


图 11 不同猫耳结构下的中心锥表面温度分布

Fig. 11 Temperature of center body surface of different inlet lugs

## 2.3 红外辐射场分析

图 12 是原型中心锥排气系统红外辐射强度分布. 此处的红外辐射是排气尾焰和排气系统内

腔(包括中心锥、火焰稳定器、涡轮后支板、排气喷管内壁面、加力筒体内壁面等)红外辐射的总和. 在不同涵道比下, 其红外辐射强度沿  $0^\circ \sim 90^\circ$  方位角的分布规律一致,  $0^\circ$  方向的红外辐射最强达到  $100\text{ W/Sr}$  左右. 随着探测角度的增加, 红外辐射强度减小. 随着涵道比的增加, 在不同探测角度下排气系统红外辐射都略微减低.

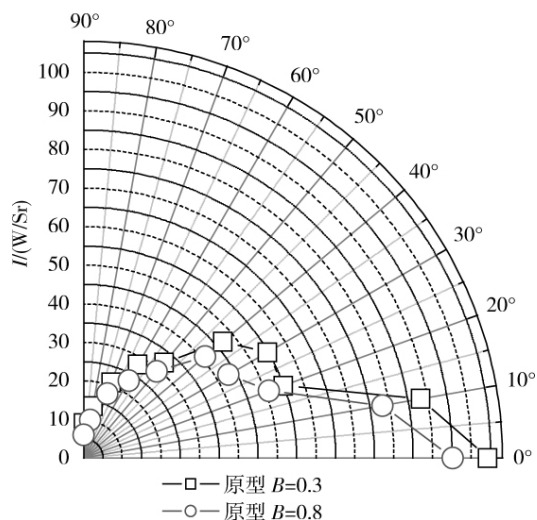


图 12 原型中心锥排气系统红外辐射强度

Fig. 12 Infrared radiation intensity distribution of exhaust system with baseline center body

从图 13 的光谱辐射亮度曲线中可以看出, 在不同探测角度下的固体壁面和尾焰的红外辐射贡献各占比例.  $3 \sim 5\text{ }\mu\text{m}$  波段的红外辐射由  $4.2 \sim 4.6\text{ }\mu\text{m}$  的尾焰气体辐射和  $3 \sim 4.2\text{ }\mu\text{m}$ ,  $4.6 \sim 5.0\text{ }\mu\text{m}$  波段的壁面辐射组成, 这里的壁面是指排气系统内腔中的壁面. 在  $0^\circ \sim 40^\circ$  探测范围内由于可以观察到排气系统内腔, 因此在这两个波段内的

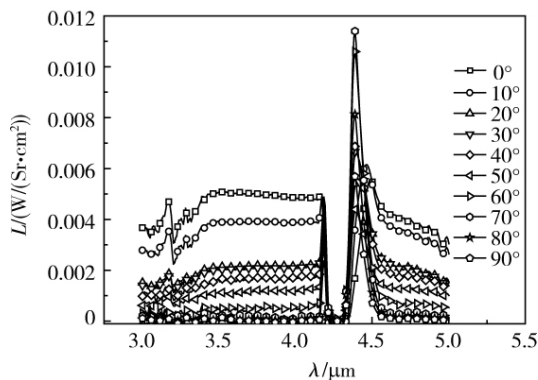


图 13 原型中心锥排气系统红外辐射光谱分布 ( $B=0.3$ )

Fig. 13 Infrared spectrum radiance of exhaust system with baseline center body ( $B=0.3$ )

红外光谱辐射亮度不为 0, 在其他角度壁面辐射几乎为 0; 随着探测角度的增加, 内腔壁面的可视面积减小, 总体红外辐射急剧降低. 这里注意到在  $0^\circ \sim 40^\circ$  探测范围内, 内腔的红外辐射占主导, 尤其是  $0^\circ$  方向表现出的固体壁面辐射占总体红外辐射的决定性位置. 因此, 降低  $0^\circ$  方位红外辐射的有效手段就是降低内腔壁面温度, 本文就是试图通过降低中心锥体表面温度而降低峰值红外辐射.

气膜冷却中心锥排气系统红外辐射强度空间分布特征与原型中心锥体排气系统一致, 如图 14 所示. 两者最大的区别在于:  $0^\circ \sim 10^\circ$  范围内, 气膜冷却中心锥体排气系统的红外辐射得到较好的抑制, 涵道比为 0.3 时, 红外辐射强度降低  $24\% \sim 32\%$ , 这是因为在  $0^\circ \sim 10^\circ$  范围内的可视的气膜冷却中心锥表面在外涵冷气对流换热作用下温度降低; 在  $20^\circ \sim 90^\circ$  范围内, 排气系统的红外辐射强度降低了  $0.8\% \sim 2.1\%$ , 这是因为排气尾焰核心温度在气膜冷却中心锥结构下有略微的降低.

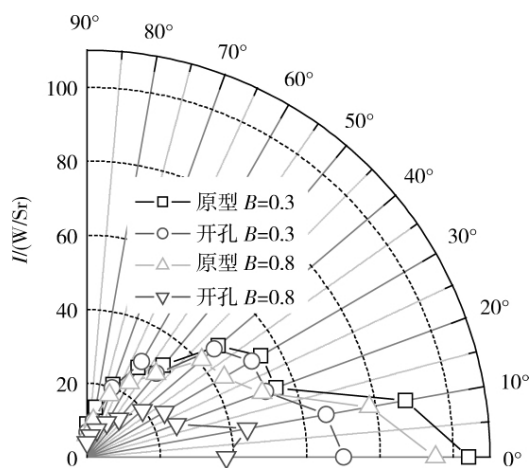


图 14 开孔和原型中心锥排气系统红外辐射对比

Fig. 14 Infrared radiation intensity distribution of exhaust system with/without film cooling center body

当涵道比增加到 0.8, 气膜冷却中心锥排气系统红外辐射抑制效果更加显著. 在  $0^\circ$  方向, 气膜冷却中心锥体排气系统的红外辐射强度降低  $60\%$ , 这是因为涵道比增加后中心锥表面温度降低的更多; 在  $20^\circ \sim 90^\circ$  范围内, 排气系统的红外辐射强度降低了  $33\% \sim 51\%$ , 这是因为排气尾焰核心温度在涵道比增加后降低得更多.

### 3 结 论

本文针对某型涡扇发动机排气系统, 提出中

心锥气膜冷却抑制排气系统尾向红外辐射的概念, 并根据此概念设计了排气系统及有/无冷却中心锥实验系统. 通过实验测量, 比较了无冷却中心锥排气系统和气膜冷却中心锥排气系统的排气尾焰温度场分布和红外辐射特征分布, 验证了气膜冷却中心锥结构能够大幅度降低涡扇发动机排气系统尾向红外辐射, 得到了以下几点结论:

1) 与无冷却中心锥排气系统相比, 气膜冷却中心锥排气系统尾焰核心温度降低. 这说明有部分的外涵冷气进入中心锥, 并从中心锥表面孔中流出, 直接与内涵高温气体混合, 从而降低尾焰核心温度.

2) 气膜冷却中心锥表面冷却效果较好, 涵道比为 0.3 时, 与原型相比最大降低了约 70 K; 涵道比为 0.8 时, 与原型相比较降低了约 140 K. 随着猫耳的迎风面积增加, 进入气膜冷却中心锥体的外涵冷气增加, 从而中心锥表面温度降低得也越多.

3) 原型中心锥排气系统红外辐射强度在  $0^\circ$  方向最强, 达到  $100 \text{ W/Sr}$  左右. 随着探测角度的增加, 红外辐射强度减小. 光谱辐射亮度分布表现了  $0^\circ$  方向的固体壁面辐射占总体红外辐射的绝大部分. 因此, 降低排气系统尾向红外辐射的有效手段就是降低内腔壁面温度.

4) 当涵道比为 0.3 时, 在  $0^\circ \sim 10^\circ$  范围内, 气膜冷却中心锥体排气系统红外辐射降低  $24\% \sim 32\%$ ; 在  $20^\circ \sim 90^\circ$  范围内, 红外辐射强度降低  $0.8\% \sim 2.1\%$ . 当涵道比增加到 0.8 时,  $0^\circ$  方向的红外辐射强度降低  $60\%$ ,  $20^\circ \sim 90^\circ$  范围内的红外辐射强度降低了  $33\% \sim 51\%$ .

### 参考文献:

- [1] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 1-8.  
LIN Zuoming. The current development and future trends of fighter engines[J]. Journal of Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [2] 张靖周, 李立国, 高潮. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 212-214.  
ZHANG Jingzhou, LI Liguang, GAO Chao. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system [J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 212-214. (in Chinese)
- [3] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(17-18): 3687-3695.

- [4] 单勇,张靖周,邵万仁.某型涡扇排气系统缩比模型红外辐射特性实验[J].航空动力学报,2009,24(10):2228-2234.  
SHAN Yong,ZHANG Jingzhou,SHAO Wanren. Experiments on infrared radiation characteristics of exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(10):2228-2234. (in Chinese)
- [5] 潘丞雄,张靖周,邵万仁,等.齿冠形收敛喷管模型气动和红外辐射特性数值研究[J].航空动力学报,2010,25(7):1518-1523.  
PAN Chengxiong,ZHANG Jingzhou,SHAO Wanren. Numerical research on flow dynamics and infrared radiation characteristics for scaled chevron convergent nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010,25(7):1518-1523. (in Chinese)
- [6] 黄勇,郭志辉,魏福清,等.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,et al. 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)
- [7] 黄勇,郭志辉,魏福清,等.小突片对热射流红外辐射的影响研究[J].推进技术,2001,22(2):122-125.  
HUANG Yong,GUO Zhihui,WEI Fuqing,et al. Effect of tabs fixed on a convergent nozzle to the infrared radiation of the exhausting hot jet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001,22(2):122-125. (in Chinese)
- [8] 罗昕,张靖周,单勇,等.加遮挡板后二元喷管的红外辐射特性数值模拟[J].推进技术,2008,29(6):696-700.  
LUO Xin,ZHANG Jingzhou,SHAN Yong,et al. Numerical simulation on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles with sheltering baffles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008,29(6):696-700. (in Chinese)
- [9] 范仁钰,张靖周,单勇.遮挡板结构对二元喷管红外辐射特性的影响[J].航空动力学报,2011,26(2):343-348.  
FAN Renyu,ZHANG Jingzhou,SHAN Yong. Effects of sheltering baffles on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2011,26(2):343-348. (in Chinese)
- [10] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.涡扇发动机二元喷管的红外光谱辐射特性实验[J].推进技术,2007,28(4):394-398.  
LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei,et al. Experiment on spectral infrared radiant characteristics of two-dimensional nozzles of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007,28(4):394-398. (in Chinese)
- [11] 郑礼宝.全尺寸二元喷管红外辐射特性研究[J].航空学报,2002,23(2):140-142.  
ZHENG Libao. Infrared emissions from turbojet with two-dimensional nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002,23(2):140-142. (in Chinese)
- [12] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.涡扇发动机二元喷管的红外光谱辐射特性实验[J].推进技术,2007,28(4):394-398.  
LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei,et al. Experiment on spectral infrared radiant characteristics of two-dimensional nozzles of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007,28(4):394-398. (in Chinese)
- [13] MacLean M K. Static internal performance tests of single expansion ramp nozzle concepts designed with LO considerations[R]. AIAA 93-2429, 1993.