

文章编号:1000-8055(2009)10-2228-07

某型涡扇排气系统缩比模型红外辐射特性实验

单 勇¹, 张靖周¹, 邵万仁², 尚守堂²

(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: 针对某型涡扇排气系统构建 1/5 缩比模型, 采用实验的方法验证了波瓣混合器能够降低涡扇发动机排气系统红外辐射。结果表明: 相对于环形混合器, 波瓣混合器使得排气系统出口尾焰温度降低 11 % 左右, 3~5 μm 波段红外辐射在各探测角度内降低 7.3 %~22.6 %; 涵道比从 0.233 增加到 0.685, 排气系统出口尾焰核心温度降低 21 % 以上, 红外辐射强度降低 30 %~59 %; 尾焰和排气系统内部壁面温度的降低使得排气系统红外辐射强度大幅度降低。

关 键 词: 涡扇排气系统; 缩比模型; 波瓣强迫混合器; 红外辐射

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experiments on infrared radiation characteristics of exhaust system for a turbofan engine

SHAN Yong¹, ZHANG Jing-zhou¹, SHAO Wan-ren², SHANG Shou-tang²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: One fifth scaled model was constructed for the turbo-fan exhaust system according to one-type engine for experimental research. The capability of infrared radiation suppression of the lobed forced-mixer was validated by some model experiments. The experimental data show the lobed forced-mixer can decrease the exhaust system infrared radiation. In detail, the lobed forced-mixer enhances the mixing between core flow and bypass flow to decrease the plume temperature by 11 % and infrared radiation intensity by 7.3 %~22.6 % within 3~5 μm band as compared to confluent mixer. The bypass ratio was enhanced from 0.233 to 0.685, plume temperature reduced by 21 % and infrared radiation intensity depressed by 30 %~59 % at different detected angles within 3~5 μm band. The plume and interior wall temperatures decrease accounts for the depression of exhaust system radiation intensity.

Key words: turbo-fan exhaust system; scaled model; lobed forced-mixer; infrared radiation

目前国内外现役主力战斗机 (F-15, F-16, CY27 和 MiG29 等) 普遍采用小涵道比涡扇发动

机作为动力装置, 例如 F100, F110, ALB1 Φ , P/B3 等, 其涵道比大致介于 0.48~0.6 之间。为

收稿日期: 2008-10-10; 修订日期: 2008-12-12

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。

了满足飞机超声速巡航和提高其红外隐身能力,发动机排气喷管采用面积可调的收敛扩张型喷管和内外涵强迫混合器^[1-5]。

由于发动机排气系统筒体的绝大部分都置于发动机舱中,喷管内部高温固体部件和尾焰就成为最为重要的辐射源。虽然热喷流的红外辐射强度在绝对值上远低于尾喷管内部的固体壁面,但是热喷流的红外辐射能够传递到飞机的前向和侧向,成为红外制导武器从前向和侧向攻击的主要跟踪目标,因此摸清涡扇发动机热喷流气动、红外辐射特性以及采用有效的内外涵强迫混合装置对抑制热喷流的红外辐射、提高军用飞机的生存力具有重要意义^[6-10]。

本文以某型涡扇发动机排气系统为原型,设计了 1/5 缩比尺寸的排气系统实验模型。在原型机排气系统环形混合器的基础上,保证内涵出口面积相等,设计了波瓣强迫混合器结构。通过实验测试了不同混合器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,以及喷管内部和尾焰沿 $0^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 探测方位的红外光谱辐射特性。通过光谱辐射在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的积分得到红外辐射强度分布规律,定量评价波瓣混合器应用在涡扇排气系统对红外辐射强度的抑制效果。

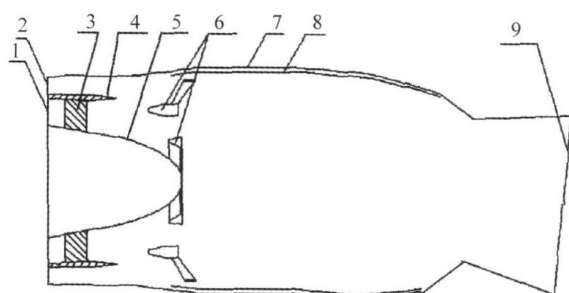
1 实验介绍

1.1 实验模型

本文研究的对象是根据某型涡扇发动机排气系统结构确定的。模拟排气系统实验件包括内涵道、外涵道、涡轮后支板、混合器、火焰稳定器、加力燃烧室、尾喷管等,如图 1 所示。模型总长 698.2 mm,内涵道直径 160 mm,外涵道直径 206.2 mm,喉道直径 191 mm,尾喷口直径 200 mm。火焰稳定器分为径向火焰稳定器和环形火焰稳定器,径向火焰稳定器周向 24 个均匀分布,宽度 6.8 mm;环形火焰稳定器中心半径 40 mm,扩张角度 40° 。涡轮后支板周向 6 个均匀分布,厚度 5 mm。混合器分为环形混合器和波瓣型混合器,如图 2 所示,波瓣型混合器由 12 个拱门型波瓣组成,瓣角 36° ,瓣高 24.5 mm,瓣宽 20.6 mm。

1.2 实验系统与实验条件

如图 3 所示,实验系统包括主流、次流、实验模型、燃油系统和控制系统。主、次流由总额定流



1 内涵; 2 外涵; 3 涡轮后支板; 4 混合器; 5 整流锥;
6 火焰稳定器; 7 加力燃烧室; 8 隔热屏; 9 喷口

图 1 涡扇发动机排气系统示意图

Fig. 1 Schematic turbofan exhaust system

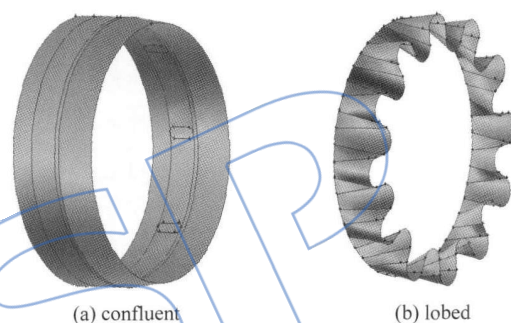


图 2 强迫混合器

Fig. 2 Forced-mixer

量 1 kg/s 的高压压气机提供,模拟内外涵道流体,其流量由上游的阀门和孔板流量计控制测量。主流空气进入单管燃烧室后,与燃油系统供应的航空煤油混合形成雾化混合气,经点火器点火燃烧,再由稳定室整流,在稳定室中得到稳定、均匀流场,进入排气系统内涵通道。主流温度热电偶测点安置在稳定段出口由数字万用表监控,其温度值可通过调节燃油量加以控制,温度脉动可以控制在 $\pm 6^{\circ}\text{C}$ 。次流气体沿外涵周向均分三股径向进气后折转轴向流动。

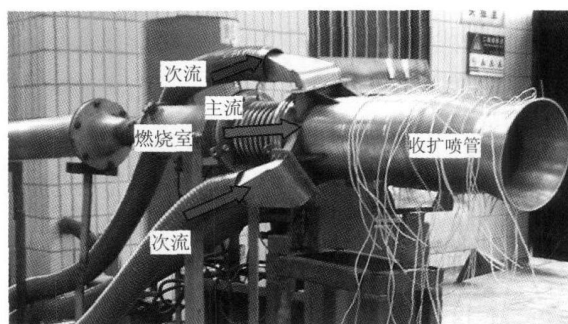


图 3 实验装置照片

Fig. 3 Photo of test facility

实验中主流温度控制在 1 010 K 左右,次流温度 305 K;通过调节主次流供气管道阀门将涵道比分别控制在 0.233(主流流量为 0.458 54 kg/s,次流流量为 0.107 04 kg/s)和 0.685(主流流量为 0.401 23 kg/s,次流流量为 0.274 93 kg/s)两种状态.

1.3 实验测试手段

为了测量尾喷流的温度分布,设计加工了镍铬-镍硅温度测量十字耙,安装在三维坐标架上经数据采集卡可以同时获取 25 个点的温度.尾焰及喷管内部红外辐射光谱采用 BOMEM 公司的 FTIR-MR104 型红外光谱辐射计测量.在实验中傅立叶变换光谱辐射计入射红外辐射除了目标的红外辐射,还有背景的辐射,同时大气吸收产生的衰减以及仪器在不同时间的响应对实验结果也有影响.因此实验安排在夜间进行,尽可能的消除太阳光辐射的干扰.将两块刷黑的木板分别放置在目标后方和喷管外壁面前方,目标后方的黑板是作为一个温度均匀的背景辐射在后期的数据处理中可以去除;排气系统外壁面辐射在真实状态下基本被发动机舱所遮蔽,因此实验中喷管外壁面前方的黑板是为了遮挡喷管外壁面辐射,我们关心的是喷流和喷管内部部件的红外辐射,也就是红外制导导弹能够探测到的辐射目标源.大气衰减的影响可以通过标准黑体光谱辐射实测值与理论值比较加以修正,具体的方法在文献[6]中有详细介绍.根据目标大小和仪器探测视场角的几何关系确定了仪器与目标间的探测距离为 26 m.

2 实验结果与分析

2.1 温度场分析

实验测量了喷口下游 0.02 D,1 D,2.8 D 截面的水平和垂直方向的尾焰温度分布,其中 D 为喷口直径.

在涵道比为 0.233 时,喷口下游温度分布如图 4 所示,横坐标中 x, y, R 分别表示水平方向、垂直方向和喷口半径,坐标 0 点在喷口中心.水平方向的温度相对于喷口中心显示出对称分布;在喷口下游 0.02 D 截面,高温热燃气的影响范围宽度大约就是喷口直径,高温区域较为平坦,能够明显看出尾焰与外界环境冷气的边界;热喷流在向下游发展的过程中扰动外界区域气体,在 1 D 截面影响范围扩张至两倍的喷口直径,温度曲线变为山峰状;到达 2.8 D 截面时,山峰状的分布更为

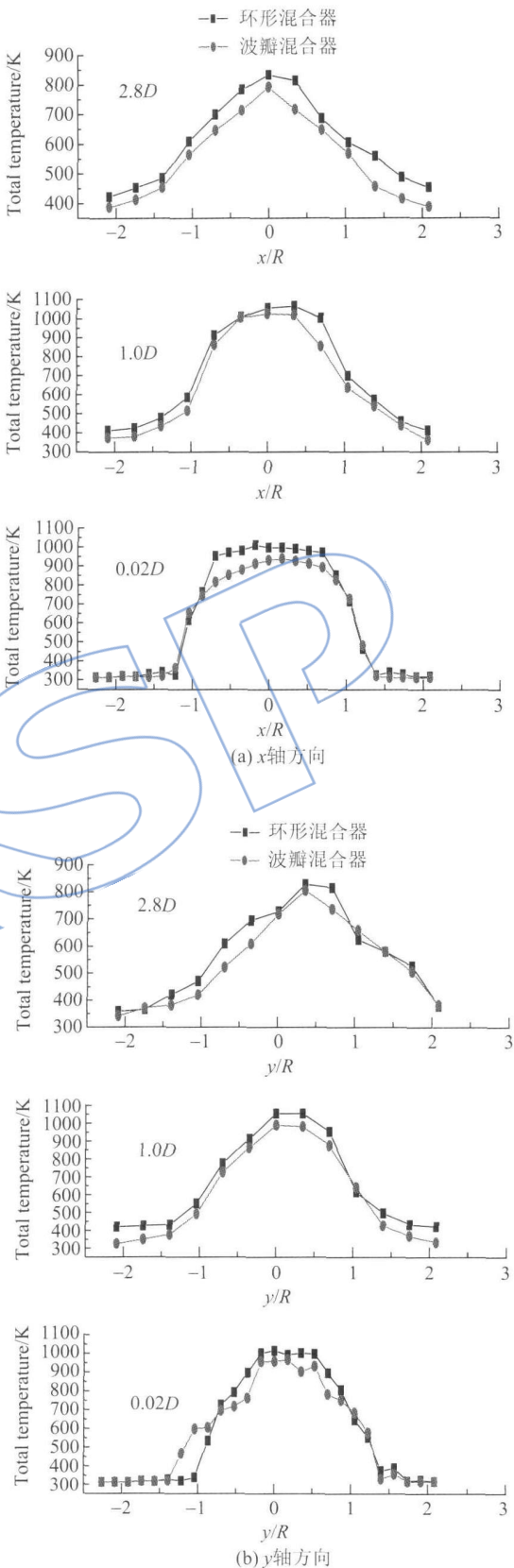


图 4 喷管下游各截面温度分布(涵道比 $B = 0.233$)

Fig. 4 Temperature distribution at nozzle downstream (bypass ratio $B = 0.233$)

显著,喷管直径宽度以外区域的温度进一步提高,例如:在横坐标 $2R$ 处的外界气体温度达到 420 K ,同时核心流温度下降了 16.5% 左右。波瓣混合器起到的强化混合内外涵流体的作用要比环形混合器强,这在三个测量界面上都可以体现,例如:热喷流在到达 $2.8D$ 截面时,波瓣强迫混合器要比环形混合器尾焰温度低 11% 左右。

同 x 方向温度分布相比较, y 方向温度分布所表现出的唯一不同的地方在于温度不对称分布,如图 4(b),即在三个截面上高温区域都向 y/R 为正的方向偏。这恰恰说明了本文的实验喷管向下偏转 5° 的结构特征,如图 1 所示。

涵道比增加到 0.685 后,如图 5,采用环形混合器和波瓣混合器结构的排气系统出口尾焰中心温度分别降低 21% 和 26% ;排气尾焰温度向下游发展的规律以及混合器造成的差异与涵道比 0.233 时一致,同样的可以看出波瓣混合器的强化掺混能力要优于环形混合器。

2.2 红外辐射场分析

就以上工况条件,测量了排气系统尾焰和内部固体部件在 $10^\circ \sim 90^\circ$ 范围内的红外辐射光谱。 0° 方向为喷管尾向,在此方向可以见到排气喷管内的火焰,以及高速热燃气可能影响到光谱辐射计精密探测镜头,因此测量方位角从 10° 开始。

图 6 是涵道比为 0.685 时尾焰和喷管内部高温部件(在某些角度可以探测到内壁面、中心锥、火焰稳定器等)的红外光谱辐射亮度 L_λ 。红外光谱辐射亮度定义为:目标单位面积在单位波长内向空间单位立体角发出的辐射能量。由图 6(a) 可以看出: $3 \sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射由两部分组成。第一部分是 $4.2 \sim 5.0\mu\text{m}$ 和 $3.3 \sim 3.6\mu\text{m}$ 尾焰气体辐射。具体的, $4.12 \sim 4.22\mu\text{m}$ 和 $4.27 \sim 4.5\mu\text{m}$ 波段的辐射主要是由于燃气中二氧化碳产生; $4.5 \sim 5.0\mu\text{m}$ 波段的辐射主要是由于燃烧产生的一氧化碳的辐射产生;另外在 $4.26\mu\text{m}$ 波段二氧化碳的强烈吸收形成了 $4.2 \sim 5.0\mu\text{m}$ 波段内两个尖峰; $3.3 \sim 3.6\mu\text{m}$ 的辐射主要是由于未燃烧完全的碳氢化合物产生,这与 Ludwig^[11] 提供的燃气红外辐射特性数据和 Zachor^[12] 对燃气光谱辐射特性分析结果是一致的。第二部分红外辐射是 $3 \sim 4.2\mu\text{m}$ 和 $4.6 \sim 5.0\mu\text{m}$ 波段的固体辐射,在 $10^\circ \sim 40^\circ$ 探测范围内这两个波段的固体辐射相当显著,而其他角度固体辐射几乎为零,这现象与物理本质是相符合的。

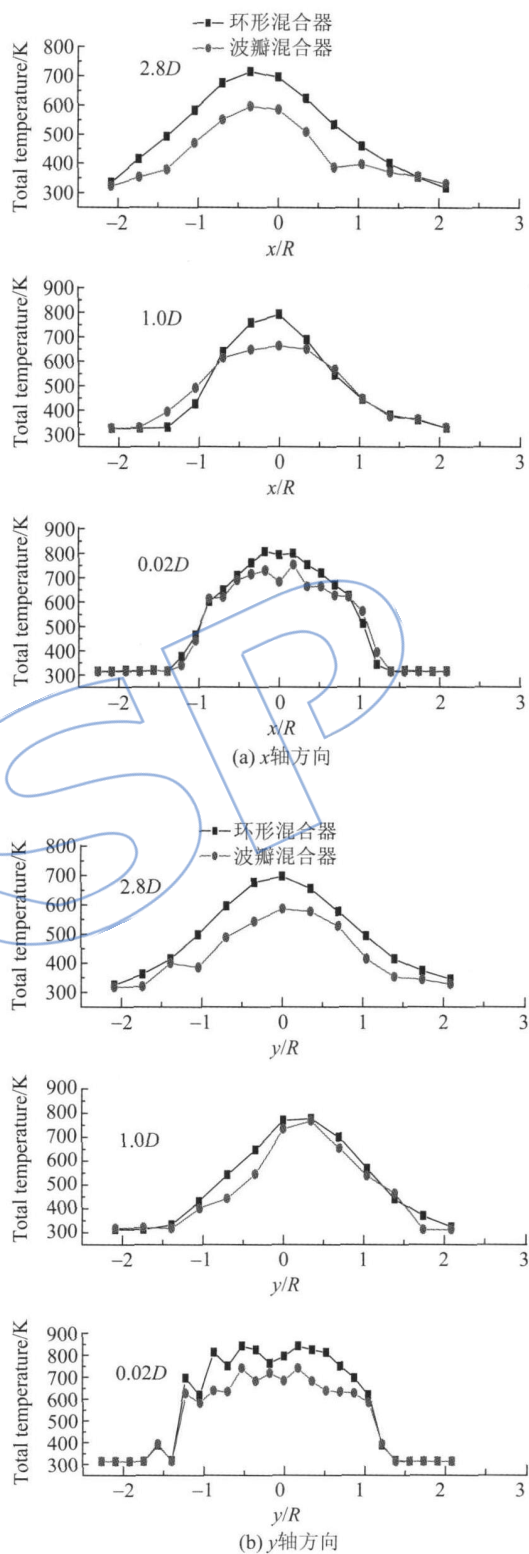


图 5 喷管下游各截面温度分布 ($B = 0.685$)

Fig. 5 Temperature distribution at nozzle downstream ($B = 0.685$)

图 6(b) 中 $8 \sim 14\mu\text{m}$ 波段没有体现出强烈的气体辐射特征,也就是说在这一波段的红外辐射

几乎都是固体壁面辐射,且在探测角度大于 40° 后辐射基本为零,这与探测方位和目标的几何关系一致,即在该角度后不可能探测到任何固体壁面辐射;光谱辐射亮度曲线随波长的增加而减小,符合壁面辐射的普朗克定律。

图 6、图 7 对比可以看出,涵道比的增加仅仅改变了对应波段光谱辐射亮度的具体数值,光谱沿波长和方位角的分布保持相同;涵道比增加,对应波段光谱辐射强度减弱,这一点从后文中的光谱辐射积分值,即辐射强度值中更为明显。

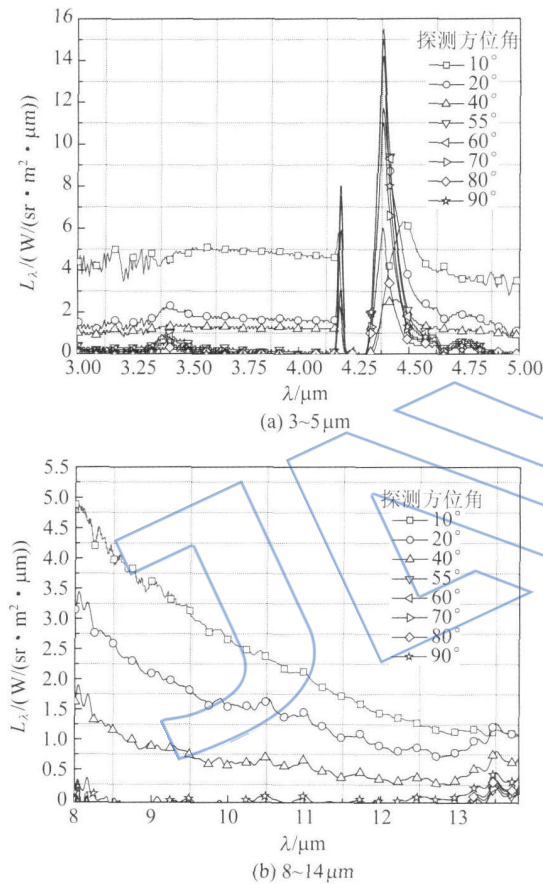


图 6 红外光谱辐射亮度 ($B = 0.685$)

Fig.6 Infrared spectrum radiance ($B = 0.685$)

图 8 是环形混合器排气系统尾焰和喷管内部固体部件的红外辐射强度空间分布,红外辐射强度 I 定义为目标单位立体角发出的能量,单位 W/sr ,可由式子: $I = L \cdot \Omega \cdot R$ 计算得到.这里 L 为辐射亮度,由光谱辐射亮度积分而得; Ω 是仪器的视场角; R 是探测距离.将不同结构、不同涵道比和不同波段中辐射强度的最大值作为 I_{max} .可以看出:随探测角度增加, $3 \sim 5 \mu m$ 波段的红外辐射强度先急剧减小、后基本不变的趋势,造成这一现象的原因在于 $10^\circ \sim 30^\circ$ 的探测角度内可以观测

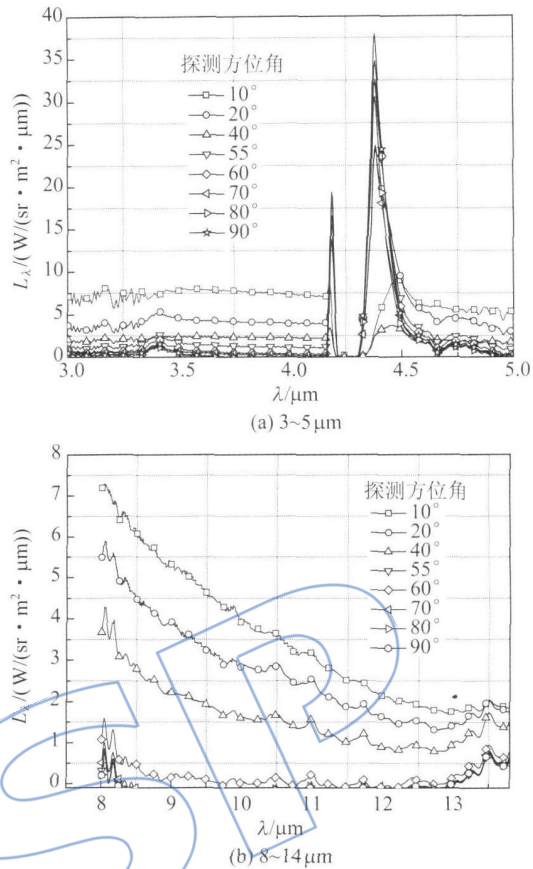


图 7 红外光谱辐射亮度 ($B = 0.233$)

Fig.7 Infrared spectrum radiance ($B = 0.233$)

到排气系统内部固体部件,如喷管内壁面、中心锥、火焰稳定器等,这些高温部件所发射出的红外辐射在这些特定的角度内占主导;目标红外辐射在不同涵道比下空间分布规律一致,涵道比的增加可以大幅度减小目标红外辐射强度,大约在各角度内降低 $30\% \sim 59\%$ 。

同样的,随探测角度增加 $8 \sim 14 \mu m$ 波段的红外辐射强度先急剧减小、后保持不变的趋势,且在 55° 以后大约为零。

由图 8、图 9 对比可以看出,在相同涵道比下,波瓣混合器排气系统的红外辐射要显著低与环形混合器排气系统,涵道比 0.233 时 $3 \sim 5 \mu m$ 波段降低约 $4.8\% \sim 19.5\%$;涵道比 0.685 时降低约 $7.3\% \sim 22.6\%$,且都在 $70^\circ \sim 90^\circ$ 范围内减低的相对更为显著.由上文的温度场分析可以知道,相对于环形混合器,波瓣混合器强化混合的性能使得相同涵道比下的排气尾焰温度降低,这势必是导致系统红外辐射降低的一个重要原因.但是从上文的光谱辐射分析结果我们可以看出,在 10° 和 20° 的探测角下壁面的红外辐射绝对的高于尾焰气体辐射,因此 $10^\circ \sim 30^\circ$ 范围内红外辐射降

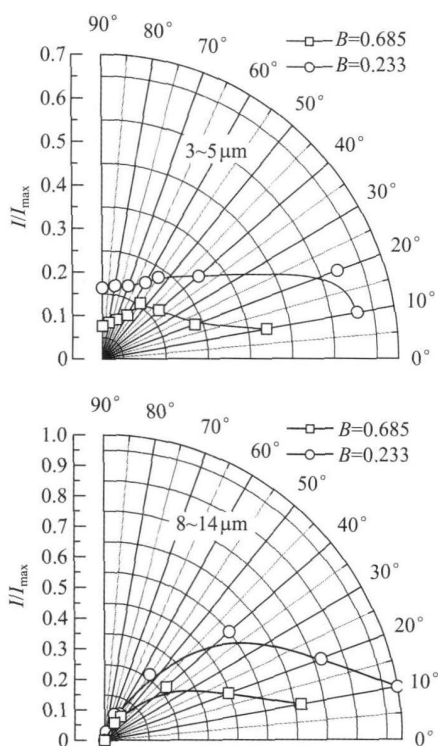


图 8 红外辐射强度空间分布(环形混合器)

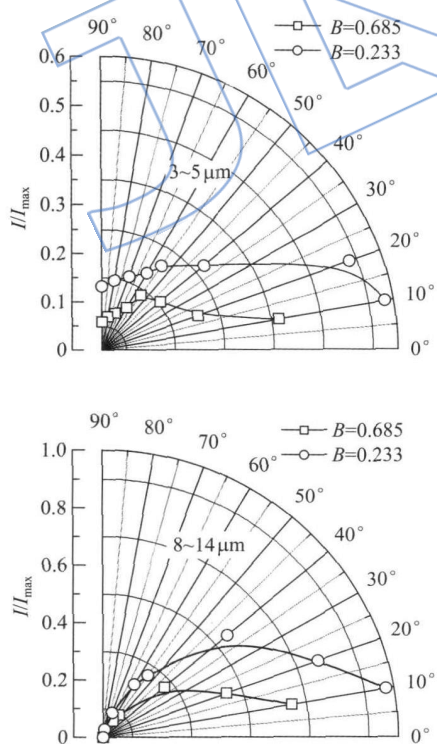
Fig. 8 Infrared radiation intensity distribution
(confluent mixer)

图 9 红外辐射强度空间分布(波瓣混合器)

Fig. 9 Infrared radiation intensity distribution
(lobed mixer)

低的另一个重要原因是由于波瓣混合器排气系统内部高温壁面的辐射得到抑制.从波瓣混合器波谷流过的外涵冷气以一定的角度冲击到下游火焰稳定器,可能降低了其表面温度.8~14 μm 波段红外辐射强度在涵道比增加时降低 1%~3% 更能够证实这一说法.

3 结 论

本文针对某型涡扇发动机排气系统,比较了波瓣混合器和环形混合器两种结构下的排气尾焰温度场分布和红外辐射特征分布.通过实验研究,验证了波瓣混合器结构能够降低混合排气式涡扇发动机排气系统红外辐射,得到了以下几点结论:

1) 波瓣混合器起到的强化混合内外涵流体的作用要比环形混合器强,波瓣强迫混合器排气系统出口热喷流温度要比环形混合器尾焰温度低 11% 左右.

2) 涵道比从 0.233 增加到 0.685 后,采用环形混合器和波瓣混合器结构的排气系统出口尾焰中心温度分别降低 21% 和 26%.

3) 3~5 μm 波段的红外辐射光谱体现了某些探测方位尾焰和内部固体表面的共同辐射特征;8~14 μm 波段的红外辐射主要是固体壁面辐射.而且 8~14 μm 波段红外辐射在 10 和 20° 方位要高于 3~5 μm 波段.

4) 随探测角度增加,两个波段的红外辐射强度先急剧减小,后基本不变;涵道比的增加可以大幅度减小目标红外辐射强度,大约在各探测角度内降低 30%~59%,尤其是 10 和 20° 方位.

5) 在相同涵道比下,波瓣混合器排气系统的红外辐射要显著低于环形混合器排气系统,涵道比 0.233 时,3~5 μm 波段降低 4.8%~19.5%,涵道比 0.685 时,降低 7.3%~22.6%.降低的原因在于尾焰温度的减小和壁面(如火焰稳定器)温度的降低.

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]. Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [2] 明贵清, 何家德, 郭明焕. 波瓣强迫混合器流动规律初步分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(3): 27-30.
- [3] Booher M E, Kwon O, Barta A B. Development of an advanced exhaust mixer for a high bypass ratio turbofan en-

- gine[R]. AIAA 93-2435.
- [4] Mohamed A A, Arun K S. Experimental investigation of exhaust system mixers for a high bypass turbofan engine [R]. AIAA 93-0022.
- [5] Sanghi V, Lakshmanan B K. Optimum mixing of core and bypass streams in a high bypass civil turbofan[R]. AIAA 2001-3618.
- [6] 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)
- [7] 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和分析[J]. 航空动力学报, 2002, 17(15): 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, 17(15): 582-585. (in Chinese)
- [8] Elliott J K, Manning T A, Qiu Y J. Computational and experimental studies of flow in multi-lobed forced mixers [R]. AIAA 92-3568.
- [9] Yu S C M, Yip T H, Liu C Y. The mixing characteristics of forced mixers with scalloped lobes[R]. AIAA 96-0117.
- [10] 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)
- [11] Ludwig C B. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080, 1973.
- [12] Zachor A S, Hoizer J A, Smith F G. IR signature study [R]. AD-A072374, 1979.