

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.04.011

涡轴-涡扇变循环发动机双模态排气系统红外辐射特性研究

董昊翔, 单勇, 孙文静, 张靖周

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 涡轴-涡扇变循环发动机是一种新概念动力装置,其排气系统在结构上要适应模式的转换,同时要具备红外隐身能力。本文提出了一种模式可变的二元排气系统,展示了涡轴和涡扇状态下的结构特征,采用引射、中心锥气膜冷却、波瓣遮挡以及强化混合等技术手段对双模态排气系统的红外辐射特性开展数值研究。比较分析了涡扇模式下二元喷管出口宽高比和波瓣混合器扩张角、涡轴模式下旁路活门开启角度等参数对排气系统红外辐射特性的影响。涡扇模式下采用的综合抑制措施,可将尾向红外抑制性能提高 60% 以上;喷管出口宽高比从 2 增至 4,尾向红外抑制效果能够进一步提升 8%,但在更大的探测角度红外辐射略有增强;波瓣内扩张角的增大可以提升红外抑制性能,而波瓣外扩张角的增大对隐身不利;涡轴模式下旁路活门开启角度对红外辐射特性的影响复杂,存在最佳开启角度 30°,此时的引射系数最高,红外抑制效果也最好。数值仿真证实了本文提出的双模态排气系统既具备功能性,又具备红外抑制的能力。

关键词: 变循环发动机;双模态排气系统;模式转换;气膜冷却;红外辐射特性

中图分类号:V231.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2025)04-0693-09

Infrared Radiation Signature Studies of the Dual-mode Exhaust System in Turboshaft-Turbofan Variable Cycle Engines

DONG Haoxiang, SHAN Yong, SUN Wenjing, ZHANG Jingzhou

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The turboshaft-turbofan variable cycle engine represents an innovative concept in power device design. Its exhaust system must be structurally optimized for mode conversion while simultaneously incorporating infrared stealth capabilities. This paper proposes a two-dimensional exhaust system with variable modes, describes the structural characteristics under both the turboshaft and turbofan modes, and performs numerical investigations into the infrared radiation signature of the dual-modal exhaust system using techniques such as ejection, exhaust cone film-cooling, lobe mixer occlusion, and enhanced mixing. This paper also comparatively analyzes the influence of various parameters, including the width-to-height ratio of the two-dimensional nozzle outlet and the expansion angle of the lobe mixer in turbofan mode, the opening angle of the bypass valve in turboshaft mode, on the infrared radiation signature of the exhaust system. The comprehensive suppression measures implemented in the turbofan mode can enhance the backward infrared suppression performance by over 60%. The width-to-height ratio of the nozzle outlet has been increased from 2 to 4, which further improves the backward infrared suppression effect by 8%. However, at larger detection angles, there is a slight increase in infrared radiation. Increasing the internal expansion angle of the lobe enhances infrared suppression performance, whereas increasing the external expansion angle negatively

收稿日期:2025-05-19;修订日期:2025-07-22

通信作者:单勇,男,教授,博士生导师,E-mail:nuaasy@nuaa.edu.cn。

引用格式:董昊翔,单勇,孙文静,等. 涡轴-涡扇变循环发动机双模态排气系统红外辐射特性研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版),2025,57(4):693-701. DONG Haoxiang, SHAN Yong, SUN Wenjing, et al. Infrared radiation signature studies of the dual-mode exhaust system in turboshaft-turbofan variable cycle engines[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition),2025, 57(4):693-701.

impacts stealth capabilities. The influence of the bypass valve opening angle on infrared radiation signature in the turboshaft mode is complex. When both the ejection coefficient and the infrared suppression effect are maximized, it exists an optimal opening angle of 30° . Numerical simulation results confirm that the dual-modal exhaust system proposed in this paper not only fulfills the functional requirements but also demonstrates infrared suppression capability.

Key words: variable cycle engine; dual-mode exhaust system; mode conversion; film-cooling; infrared radiation signature

传统构型的直升机受到旋翼桨尖马赫数的限制,最大飞行速度难以突破 350 km/h,针对此问题,各国一直在探索直升机的新构型和新概念^[1]。其中,以停转-折叠旋翼式倾转旋翼机为代表,能够通过工作模式的切换从而兼具垂直起降与高速飞行的能力,这样的高速直升机成为了研究的焦点^[2-5]。而实现这种高速直升机的难点在于如何设计兼具涡轴和涡扇功能的动力系统。设想一种新型的涡轴-涡扇变循环发动机,能够在涡轴发动机与涡扇发动机两种模式下进行切换。当飞机启动时,发动机处于涡轴模式,驱动旋翼产生升力;当飞机正常飞行时,发动机切换至涡扇模式,旋翼停转,按照一般涡扇发动机的方式工作,从而满足高速直升机不同工作模式对动力的需求。

世界各国针对高速直升机进行了一系列变循环发动机的研究,对多种变循环发动机结构方案进行了分析^[6-8]。美国通用电气公司为先进战斗机研制的 YF120 变循环发动机是其中的典型代表,也是唯一一款完成试飞的变循环发动机^[9]。而对于轴-扇变循环发动机,国外尚未有公开可查阅的文献资料。国内对轴-扇变循环发动机有一些研究^[10-11]。任成等^[12]针对旋转机翼式高速直升机提出了一种涡轴涡扇变循环发动机方案,对发动机结构及工作模式进行了阐述,建立了性能仿真模型并进行循环分析,完成了设计点性能方案设计。纪创等^[13]针对轴-扇转换式发动机最优模式转换点选取的问题,提出了一种最优转换点串行优化设计方法,并确定了模式转换对应的最优飞行高度、前飞速度、低压涡轮转速以及几何可调机构输入集合。

当前对涡轴-涡扇变循环发动机的研究集中在发动机总体结构与性能分析,而针对其单一部件的相关研究较少,尤其是排气系统。作为新一代高速直升机动力装置的代表,轴-扇变循环发动机除了能够实现模式切换之外,红外隐身能力同样不可或缺。排气系统是发动机最为重要的红外辐射源之一,由于发动机排气系统的高温导致飞行器尾部区域红外辐射强度增加,这是发动机红外隐身设计的重要内容之一^[14-15]。因此,针对轴-扇变循环发动

机的排气系统,如何实现在涡轴与涡扇两种模式下进行切换,并具有较强的红外抑制性能是一个值得探究的问题。对于传统的涡轴发动机或者涡扇发动机,自 20 世纪 80 年代开始,国内外对喷管的壁面气动冷却、机械遮挡、喷流强化掺混、低发射率红外隐身涂层等隐身技术进行了广泛的研究工作^[16-19]。这些发展较为成熟的隐身技术同样可以应用于轴-扇变循环发动机之上。

本文针对轴-扇变循环发动机,提出了一种可变几何的二元排气系统,通过中心锥冷却等红外抑制技术的应用,研究了涡扇模式下出口宽高比和波瓣混合器扩张角、涡轴模式下旁路活门开启角度等参数对排气系统红外抑制性能的影响,为后续轴-扇变循环发动机排气系统的设计奠定基础。

1 物理模型

本文提出的涡轴-涡扇变循环发动机双模态排气系统如图 1 所示,双模态排气系统共用的部件包括外涵通道、内涵通道、涡轮后支板、中心锥、波瓣引射/混合器、二元喷管。在涡扇模式下,如图 1(a)所示,此时的波瓣引射/混合器起到强化内外涵道气流混合的作用。波瓣混合器相对于环形混合器具有比较高的引射混合能力,通过使用波瓣混合器,能够有效提高燃油经济性,降低发动机噪音,降低发动机排气温度,降低尾气红外辐射特征^[20]。在涡轴模式下,如图 1(b)所示,此时的外涵关闭,波瓣引射/混合器起到引射外界环境空气并与内涵高温气流混合的作用。图 2 为排气系统双模态工作示意图。如图 2(a)所示,当排气系统工作在涡扇模式下,二元喷管的喷管侧壁是固定部件,上下两侧的喷管调节片处于收敛状态,以适应涡扇动力循环,产生高速排气。当排气系统从涡扇切换为涡轴模式时,发动机外涵道流量逐渐减少。同时,外涵机匣上的 4 个旁路活门逐渐打开,利用内涵单股气流对外界环境空气产生引射。喷管调节片向上下两侧运动,形成扩张的排气喷管,达到涡轴状态,如图 2(b)所示。

为了轴-扇变循环发动机排气系统在两个模式下都具有红外抑制能力,从共用部件中心锥(尾向

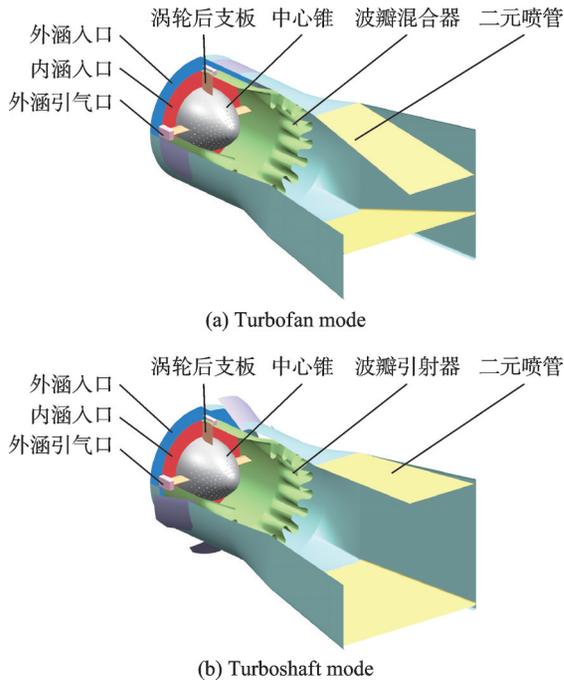


图1 涡轴-涡扇变循环发动机双模态排气系统

Fig.1 Dual-mode exhaust system in turboshaft-turbofan variable cycle engines

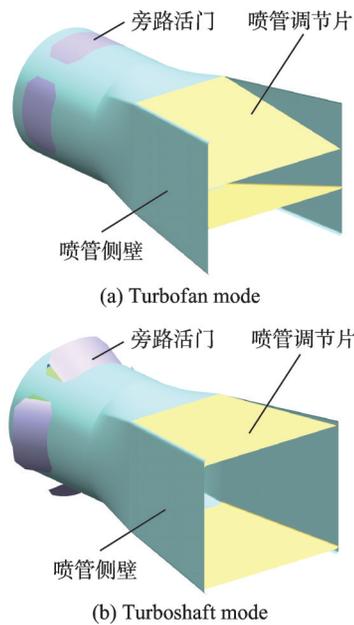


图2 排气系统双模态工作示意图

Fig.2 Schematic diagram of dual-mode operation of the exhaust system

红外辐射占比最大^[21-22]入手,采用气膜冷却的方式降低其壁面温度,从而降低其红外辐射。涡扇模式下的中心锥气膜冷却流路如图3所示,将波瓣混合器的内外扩张角分别设为 α 与 β ,通过在外涵通道中布置的外涵引气口,将极少的外涵冷气引入空心的涡轮后支板,流入中心锥夹层后从中心锥表面上布置的小孔中流出,在中心锥表面形成气膜,以降低中心锥表面的温度。每个外涵引气口宽

20 mm,高 40 mm,迎风面积为 768 mm²,周向均布 4 个。气膜孔在中心锥上沿主流流动方向按照等距的方式设置了 10 圈,每圈沿周向均匀分布 24 个,共计 240 个。相邻两圈气膜孔交叉分布。气膜孔直径均为 2 mm,倾角均为 30°。涡轴模式下,考虑到无外涵气流可用,故主动向外涵引气口引入冷却气。

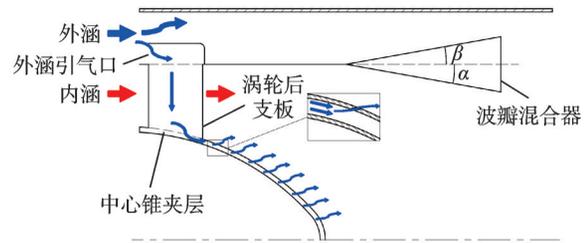


图3 中心锥冷却结构示意图

Fig.3 Schematic diagram of the exhaust cone film-cooling structure

在涡扇模式下,保持波瓣扩张角 $\alpha=10^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$,改变喷管出口宽高比 w/h 分别为 2、3、4,研究喷管出口宽高比的影响;保持喷管出口宽高比 $w/h=4$,利用部分波瓣在尾向遮挡高温涡轮,改变尾向可视的波瓣扩张角分别为 $\alpha=10^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$, $\alpha=16^\circ$ 、 $\beta=16^\circ$, $\alpha=16^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$, $\alpha=18^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$ 、 $\alpha=20^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$ 构建物理模型,如图4所示,研究波瓣扩张角的影响。在涡轴模式下,改变旁路活门开启角度 γ 分别为 10° 、 20° 、 30° 、 45° 、 60° 构建物理模型,研究旁路活门开启角度的影响。

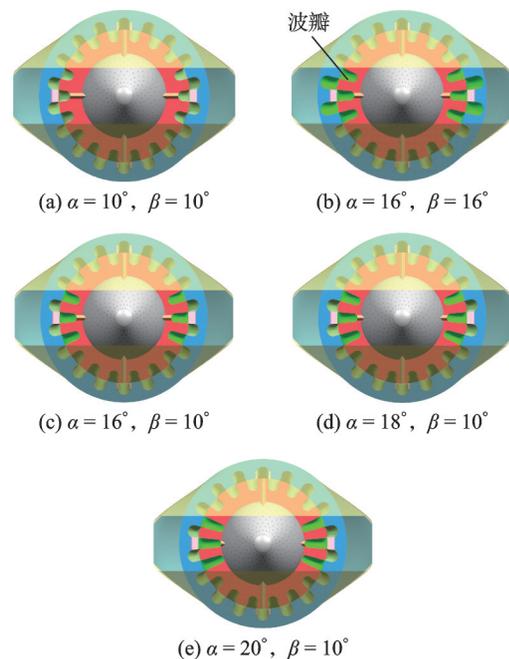


图4 变波瓣扩张角排气系统计算模型后视图

Fig.4 Rear view of the exhaust system calculation model with the expansion angle of lobe mixer changed

2 边界条件与计算方法

由于喷管出口处的压力与外界大气压力不同,且在出口处排气流动没有得到充分发展,所以在尾喷管出口外建立了一个足够大的外场,如图 5 所示。设排气系统外涵直径为 D_0 ,取外场为直径 $15D_0$ 、长度 $35D_0$ 的圆柱。为模拟高空条件,外场迎风面设置为压力远场,其余面设置为压力出口,所有边界的压力均设置为对应高度的大气压力。涡扇模式下,本文计算排气系统工作在 11 km 高空、飞行马赫数 0.8 条件下的流场。排气系统内、外涵入口设置为流量入口边界。内涵入口质量流量为 2.55 kg/s,总温为 880 K;外涵入口质量流量为 3.87 kg/s,总温为 305 K。涡轴模式下,本文计算排气系统工作在 4 km 低空、飞行马赫数 0.223 条件下的流场。排气系统内涵入口设置为流量入口边界。入口质量流量为 3.73 kg/s,总温为 880 K;外涵入口设置为壁面。排气系统壁面均采用无滑移固壁边界条件。

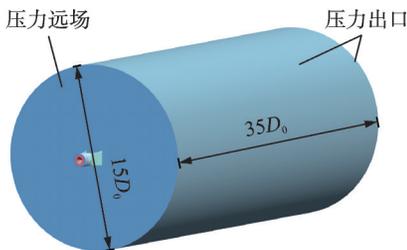


图 5 排气系统计算域示意图

Fig.5 Schematic diagram of the exhaust system calculation domain

采用 ICEM 软件进行网格划分,因波瓣混合器等结构复杂,同时外流场区域尺寸较大,计算网格划分采用非结构化网格和结构化网格混合的方式。排气系统前半部分采用非结构化网格,其余采用结构化网格以减少网格数量,如图 6 所示。由于中心锥上气膜孔多、尺寸小,故对气膜孔附近的网格进行局部加密。进行网格无关性验证,对比网格数目为 440 万、630 万、800 万、1 030 万和 1 360 万下的总压恢复系数 σ ,如图 7 所示,最终确定计算模型总体网格数为 800 万。

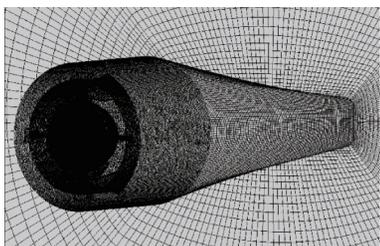


图 6 排气系统计算模型网格示意图

Fig.6 Grid diagram of the exhaust system calculation model

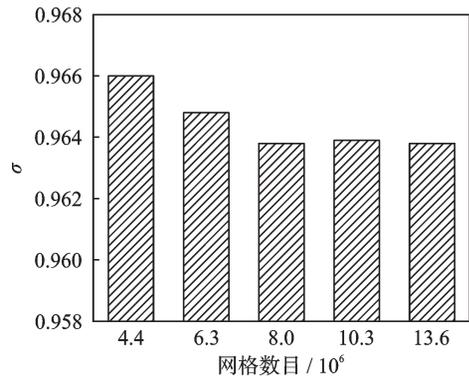


图 7 不同网格数下排气系统总压恢复系数计算结果

Fig.7 Calculation results of the total pressure recovery coefficient of the exhaust system under different grid numbers

采用 Fluent-Computational fluid dynamic (CFD) 软件对排气系统流场进行计算。考虑气体以及固体壁面间的辐射换热,选用离散坐标辐射模型,壁面发射率设为 0.8。在计算时加入了组分运输模型以确定排气系统的气体组分分布。内涵入口气体设定为完全燃烧的燃气,成分主要为氮气、二氧化碳和水蒸气,质量百分比分别为 0.706、0.209、0.085;外涵入口与外场的气体设定为外界大气,成分主要为氮气和氧气,质量百分比分别为 0.767、0.233。流动与传热的控制方程采用二阶迎风算法离散,压力与速度耦合采用 SIMPLE 算法,各变量的收敛精度均设为 10^{-5} 。湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型,能够对亚声速排气系统的流动特性进行更加合理的模拟^[23-24]。此外,基于文献[25]的试验模型进行数值模拟,如图 8 所示,结果表明排气系统喷口下游温度分布仿真结果与试验结果基本一致,证明了采用上述计算方法对本文的排气系统进行仿真的可靠性。

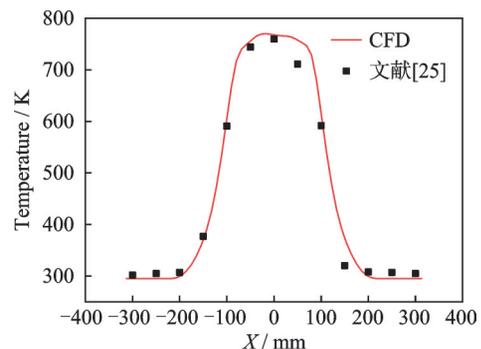


图 8 湍流模型验证

Fig.8 Verification of turbulence model

排气系统的红外辐射计算采用正反射线迹法,详细的计算方法参见文献[26]。红外辐射计算的探测点空间位置分布如图 9 所示。 $X-Y$ 平面上探测方位角用 θ 表示, $X-Z$ 平面上探测方位角用

ϕ 表示。 $\theta=0^\circ$ 是排气系统轴线的方向,即排气系统的尾向, $\theta=90^\circ$ 和 $\phi=90^\circ$ 是与排气系统轴线相垂直的两个方向,即排气系统侧向。本文计算分析了二元排气系统在尾向X-Y平面与X-Z平面上 $0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段与 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性,每隔 5° 设置一个探测点,探测距离为500 m。

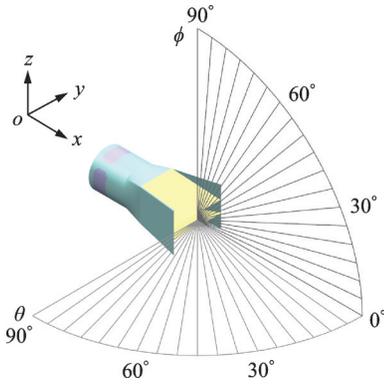


图9 探测点空间位置分布

Fig.9 Spatial position distribution of detection points

3 计算结果与分析

3.1 喷管出口宽高比的影响

图10为不同涡扇模态排气系统计算模型的尾向壁面温度云图。对于轴对称排气喷管,尾向的红外辐射来自高温的末级涡轮出口面(即内涵入口面)与中心锥,如图10(a)所示,在没有冷却的条件下,末级涡轮出口面的平均温度为840 K,中心锥的平均温度为785 K。采用了中心锥冷却后,中心锥的平均温度为574 K(图10(b)),相比冷却前降低了211 K,使得产生的红外辐射大大降低。此时,末级涡轮出口面成为了排气喷管的主要红外辐射源。将轴对称喷管改为二元喷管后,虽然喷管的出口面积不变,但是一部分尾向可观测到的高温末级涡轮出口面变为了低温的外涵入口面、波瓣混合器与喷管内壁面。随着喷管出口宽高比 w/h 的增大,收敛喷管的壁面对末级涡轮出口面的遮挡逐渐增强,从而有效地降低了排气系统的尾向红外辐射。

图11所示为不同喷管出口宽高比 w/h 的排气系统 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段红外辐射强度空间分布。可以看出,随着出口宽高比的增大,尾向(0°)辐射强度逐渐降低。在X-Y平面上,对于 $w/h=2$ 的排气系统,最大的红外辐射强度值在 0° 处取得。随着 w/h 的增大,尾向对高温区域的遮挡增强, 0° 处红外辐射强度明显降低。在探测角度达到 20° 后, $w/h=2$ 与 $w/h=3$ 的排气系统由于喷管壁面的遮挡,红外辐射强度突降至较低水平,而对于 $w/h=4$ 的排气

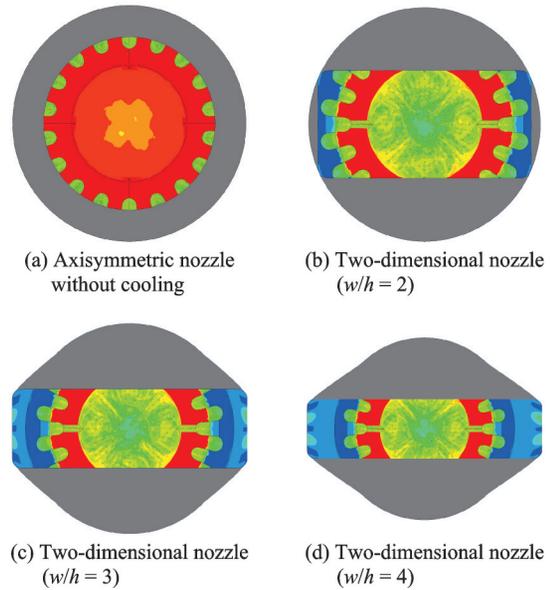
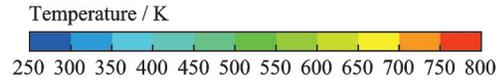


图10 不同排气系统计算模型尾向壁面温度分布

Fig.10 Rear view of the wall temperature distribution of different exhaust system calculation models

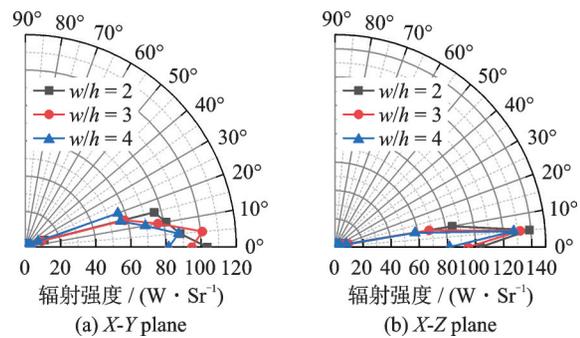


图11 喷管出口宽高比对 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段红外辐射强度空间分布影响

Fig.11 Effect of the nozzle outlet width-to-height ratio on infrared radiation intensity spatial distribution in the $3\sim 5\ \mu\text{m}$ band

系统,在 25° 处才出现同样的突降,即随着 w/h 的增大,喷管宽度增加,在X-Y平面更大的探测角度上红外辐射增强。在X-Z平面上,不同喷管出口宽高比 w/h 的喷管红外辐射强度分布基本一致,均在 5° 处取得最大值, 15° 处降至极低,且整体强度随 w/h 的增大而降低。计算得到无冷却措施的涡扇模态轴对称喷管 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的尾向总辐射强度为 $267.75\ \text{W}/\text{Sr}$ 。作为对比, $w/h=2$ 、 $w/h=3$ 、 $w/h=4$ 的二元喷管 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段尾向总辐射分别降低61.4%、64.7%、69.6%。喷管的尾向红外辐射抑制性能随着出口宽高比的增大而增强,出口宽高比从 $w/h=2$ 增至 $w/h=4$,红外辐射抑制性能提升了8%。

图 12 为不同出口宽高比 w/h 的排气系统 8~14 μm 波段红外辐射强度空间分布。8~14 μm 波段的红外辐射强度空间分布规律与 3~5 μm 波段基本一致,而强度值整体低于 3~5 μm 波段。计算得到无冷却措施的轴对称喷管模型 8~14 μm 波段的尾向总辐射强度为 147.20 W/Sr。作为对比, $w/h=2$ 、 $w/h=3$ 、 $w/h=4$ 的二元喷管 8~14 μm 波段尾向总辐射分别降低 51.6%、54.6%、59.6%,红外辐射抑制性能同样提升了 8%。

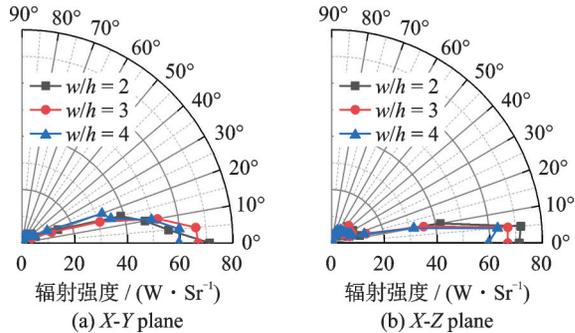


图 12 喷管出口宽高比对 8~14 μm 波段红外辐射强度空间分布影响

Fig.12 Effect of the nozzle outlet width-to-height ratio on infrared radiation intensity spatial distribution in the 8—14 μm band

3.2 波瓣扩张角的影响

图 13 为不同波瓣内扩张角 α 与外扩张角 β 的排气系统计算模型的尾向壁面温度云图。相对于初始波瓣混合器,仅增大波瓣 α 能够起到更强的遮挡作用,使得从尾向可观测到的末级涡轮出口面积出现一定的减少,即可视高温区域减小,红外辐射减弱。但是,在增大波瓣 α 的同时增大 β 则会导致内涵的高温气流向更外侧流动,冲击到排气喷管的内壁上后贴壁流动,使得喷管内壁面温度显著提高。排气系统的红外辐射主要分为来自中心锥等高温部件的腔内固体辐射、来自内壁面的排气内腔辐射以及小部分气体辐射。喷管内壁面温度的升高会使排气内腔辐射增加,从而削弱排气系统的红外抑制性能。因此,仅增大 α 进行排气系统红外辐射特性研究。

图 14 为不同 α 的排气系统计算模型 3~5 μm 波段红外辐射强度空间分布。由于仅改变了 X-Y 平面附近波瓣的内扩张角 α , X-Z 平面上的红外辐射特性基本没有变化。X-Y 平面上,随着 α 的增大,在 0° 与 5° 处红外辐射强度均有明显的降低。其中,5° 处的降幅最大,说明 α 的增大对于 5° 处产生了明显的遮挡效果,而 5° 处为排气系统取得最大红外辐射强度的位置。因此,增大 α 对排气系统整体红

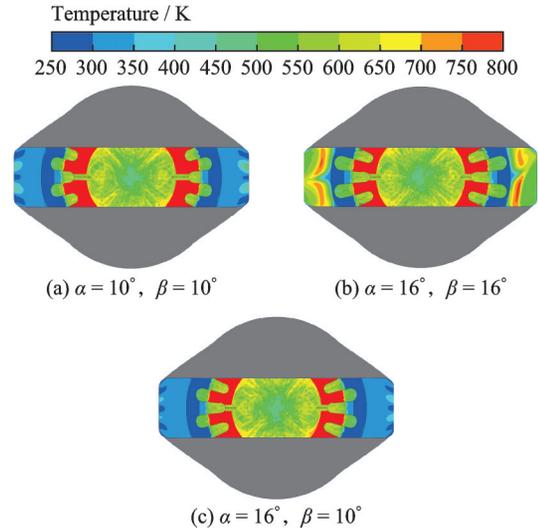


图 13 波瓣内外扩张角对尾向壁面温度分布影响

Fig.13 Effect of the inner and outer expansion angles of the lobe mixer on rear view of temperature distribution

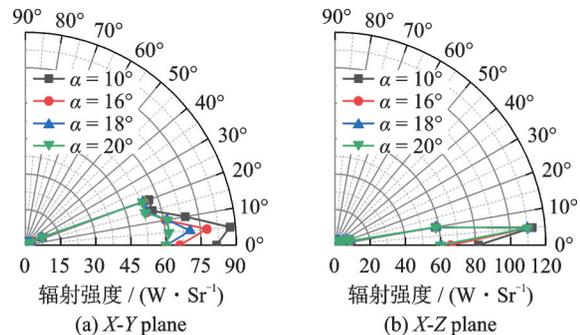


图 14 波瓣内扩张角对 3~5 μm 波段红外辐射强度空间分布影响

Fig.14 Effect of the inner expansion angles of the lobe mixer on infrared radiation intensity spatial distribution in the 3—5 μm band

外抑制性能的提高非常有效。对比无冷却措施的轴对称喷管, $\alpha=10^\circ$ 、 $\alpha=16^\circ$ 、 $\alpha=18^\circ$ 、 $\alpha=20^\circ$ 时的 4 组排气系统的 3~5 μm 波段尾向总辐射分别降低 69.6%、75.4%、77.5%、77.6%。在一定范围内增大排气系统中波瓣混合器的 α 能够有效地增强排气系统的气动与红外抑制性能。但是, α 的增大会受到排气系统内其他部件结构的限制,在本文所研究的排气系统模型中, α 增大到 20° 时已经达到了极限。

8~14 μm 波段的红外辐射强度空间分布规律与 3~5 μm 波段基本一致,如图 15 所示,这里不再赘述。对比无冷却措施的轴对称喷管, $\alpha=10^\circ$ 、 $\alpha=16^\circ$ 、 $\alpha=18^\circ$ 、 $\alpha=20^\circ$ 时的 4 组排气系统 8~14 μm 波段尾向总辐射分别降低 59.6%、64.6%、65.8%、66.1%。

3.3 旁路活门开启角度的影响

当发动机从涡扇模态切换至涡轴模态,排气喷管面积扩大,旁路活门打开,波瓣混合器的功能也

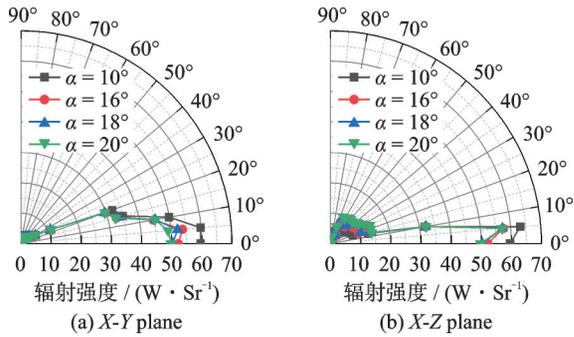


图 15 波瓣内扩张角对 8~14 μm 波段红外辐射强度空间分布影响

Fig.15 Effect of the inner expansion angles of the lobe mixer on infrared radiation intensity spatial distribution in the 8—14 μm band

从强迫混合器转换为引射混合器。图 16 为涡轴模式下不同 γ 对排气系统引射系数(从旁路活门引射进入的环境冷气与排气系统主流流量之比)的影响。可以看到 γ 较小时,随着 γ 变大,旁路进口的进气面积增大,从而引射流量提高。在 $\gamma=30^\circ$ 时,引射系数达到最大值。当 γ 进一步变大,旁路活门的末端随着活门的旋转逐渐深入流道,对旁路通道产生阻碍,虽然进气面积仍在增大,但是流道中的实际流通面积减小,引射流量反而出现了降低。

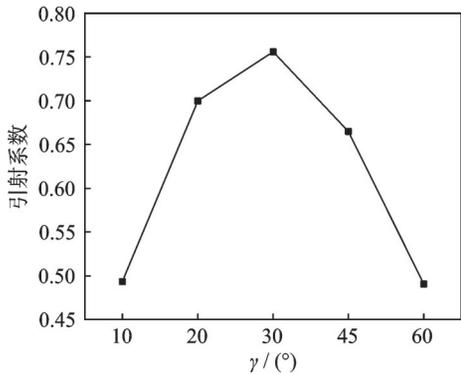


图 16 旁路活门开启角度对排气系统引射系数影响

Fig.16 Effect of the bypass valve opening angle on the ejection coefficient of the exhaust system

由于涡轴模式下的喷管为扩张状态,喷管出口的宽高比减小,对排气系统内部的遮挡明显减弱。在与涡扇模式下一样的中心锥冷却条件下,图 17 展示了不同 γ 的排气系统 3~5 μm 波段的红外辐射强度空间分布。排气系统的总辐射呈现出先增大后减小、再增大再减小的趋势。总辐射强度值存在两个高峰:0°~15°为第 1 个高峰,且在 5°处取得最大值,其红外辐射来自中心锥、波瓣混合器等高温部件;30°~55°为第 2 个高峰,这与涡扇排气系统的辐射分布不一样,其红外辐射来自扩张的排气喷管内壁面,如图 18 所示。涡轴模式相对于涡扇模式缺少了外涵冷气,引射气流的流量相对较少,所以

排气喷管内壁面温度相对较高,同时排气温度相对也更高,如图 19 所示。引射流量的提升对排气喷管内壁面和尾焰的红外抑制是有效的。

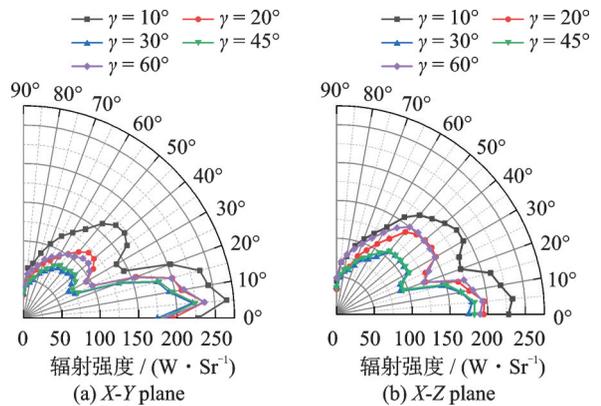


图 17 旁路活门开启角度对排气系统 3~5 μm 波段红外辐射强度空间分布影响

Fig.17 Effect of the bypass valve opening angle on infrared radiation intensity spatial distribution in the 3—5 μm band of the exhaust system

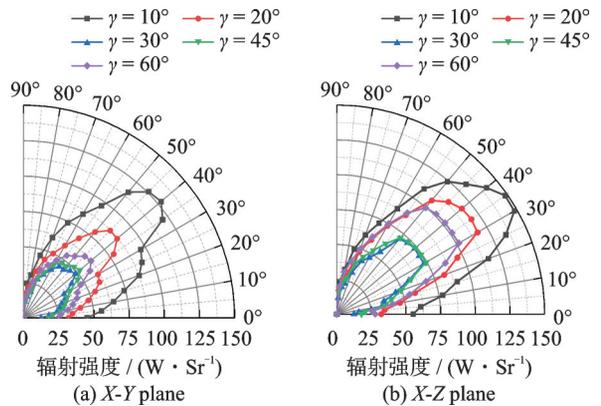


图 18 旁路活门开启角度对 3~5 μm 波段排气喷管内壁面红外辐射强度空间分布影响

Fig.18 Effect of the bypass valve opening angle on infrared radiation intensity spatial distribution in the 3—5 μm band of the exhaust nozzle inner wall

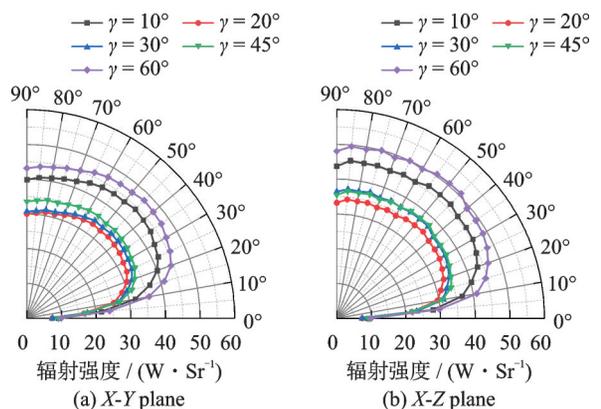


图 19 旁路活门开启角度对 3~5 μm 波段排气尾焰红外辐射强度空间分布影响

Fig.19 Effect of the bypass valve opening angle on infrared radiation intensity spatial distribution in the 3—5 μm band of the exhaust tail flame

仿真获得无冷却措施的涡轴模态轴对称喷管 3~5 μm 波段的尾向总辐射强度为 306.72 W/Sr, 与之对比, γ 为 10°、20°、30°、45°、60° 时的二元涡轴喷管 3~5 μm 波段尾向总辐射分别降低 25.8%、36.5%、43.1%、40.6%、38.1%。

图 20 为不同 γ 的排气系统 8~14 μm 波段红外辐射强度空间分布, 与 3~5 μm 波段辐射的空间分布规律基本一致, 且开启角度 γ 对红外辐射强度值的影响规律也相同。计算得到无冷却措施的涡轴模态轴对称喷管 8~14 μm 波段的尾向总辐射强度为 186.48 W/Sr, 作为对比, γ 为 10°、20°、30°、45°、60° 时的二元涡轴喷管 8~14 μm 波段尾向总辐射分别降低 15.9%、23.2%、28.0%、29.3%、26.0%。

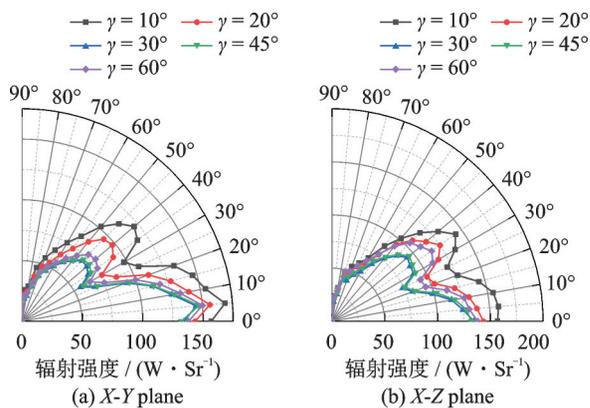


图 20 旁路活门开启角度对 8~14 μm 波段红外辐射强度空间分布影响

Fig.20 Effect of the bypass valve opening angle on infrared radiation intensity spatial distribution in the 8—14 μm band of the exhaust system

4 结 论

本文提出一种涡扇-涡轴双模态发动机排气系统新构型, 开展了不同模式下的红外辐射特性仿真工作, 通过改变涡扇模式下的喷管出口宽高比、波瓣混合器扩张角以及涡轴模式下的引射气流旁路活门开启角度, 仿真分析了红外抑制性能的影响因素和规律。得到以下结论:

(1) 在涡扇模式下, 喷管出口宽高比增大, 整个探测角度范围内的红外辐射强度呈降低趋势, 其中尾向的红外辐射的抑制效果最为明显。但是, 在更大的探测角度上, 排气喷管宽度的增加会使得排气系统内部的高温部件能够被探测到, 红外辐射增强。

(2) 通过增大波瓣扩张角的方法能够有效地增强内外涵气流的掺混并有辐射遮挡作用。波瓣外扩张角的过度增加会导致内涵高温气流直接冲击到排气喷管内侧壁面, 反而增强排气系统的红外辐射; 波瓣内扩张角增大, 对末级涡轮出口面的遮

挡面积也扩大, 因此能够有效提升排气系统的红外辐射抑制效果, 但是要考虑波瓣扩张角的增加对内涵排气有效面积减小的影响。

(3) 在二元喷管、波瓣遮挡以及中心锥体强化冷却的综合作用下, 涡扇排气系统在 3~5 μm 波段的尾向辐射能够降低 77.6%。

(4) 在涡轴模式下, γ 的开启存在一个最佳值, 引射流量、喷管内壁面和尾焰的红外抑制效果达到最佳。相对涡扇模式, 外涵冷却气流的缺失、排气喷口面积的增加, 使得涡轴模式下的红外抑制效果弱一些, 3~5 μm 波段尾向辐射降低 43.1%。

参考文献:

- [1] 吴希明. 直升机技术现状、趋势和发展思路[J]. 航空科学技术, 2012, 23(4): 13-16.
WU Ximing. Status, trend and strategy of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012, 23(4): 13-16.
- [2] 王焕瑾, 高正. 高速直升机方案研究[J]. 飞行力学, 2005, 23(1): 38-42.
WANG Huanjin, GAO Zheng. Research on the scheme of a high-speed helicopter[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(1): 38-42.
- [3] 邓阳平, 高正红, 詹浩. 鸭式旋翼/机翼飞机的技术发展及其关键技术[J]. 飞行力学, 2006, 24(3): 1-4.
DENG Yangping, GAO Zhenghong, ZHAN Hao. Development and key technologies of the CRW[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(3): 1-4.
- [4] GILL J C, EARLE R V, MAR H M. Rotorcraft convertible engine study: NASA-CR-168161[R]. Cleveland: NASA, 1982.
- [5] EISENBERG J D. Rotorcraft convertible engines for the 1980s[C]//Rotary Wing Propulsion System Specialist Meeting. Williamsburg, USA: [s.n.], 1982.
- [6] 邓阳平. 新概念旋转机翼飞机旋翼技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
DENG Yangping. Research on rotor technology of new concept rotary wing aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [7] 温杰. 独辟蹊径: 美国 X-50A“蜻蜓”验证机的研制与发展[J]. 现代兵器, 2004, 3: 15-17.
WEN Jie. A unique way: Research and development of American X-50A “dragonfly” verification machine [J]. Modern Weaponry, 2004, 3: 15-17.
- [8] JENSEN D, BRINES G, BLANTON J. Supersonic transport (SST) engines[C]//Proceedings of the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver, Colorado: AIAA, 2009.
- [9] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

- CHEN Guang. Structural design analysis of aero-engine[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006.
- [10] 陈玉春,贾琳渊,任成,等. 涡轴涡扇组合循环发动机: CN106988926B[P]. 2016-06-08.
- [11] 朱俊强,徐纲,阳诚武,等. 一种涡轮轴扇双模态发动机及其调节方法: CN113236441B[P]. 2022-06-28.
- [12] 任成,贾琳渊,卜贤坤,等. 涡轴-涡扇变循环发动机方案及性能匹配设计研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 31-40.
- REN Cheng, JIA Linyuan, BU Xiankun, et al. Design and study on scheme and performance matching of turboshaft-turbofan variable cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5): 31-40.
- [13] 纪创,汪勇,王召广,等. 轴扇转换式发动机最优转换点串行优化设计方法[J]. 推进技术, 2025, 46(4): 254-266.
- JI Chuang, WANG Yong, WANG Zhaoguang, et al. Serial optimization design method for optimal transfer point of a turboshaft turbofan conversion engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2025, 46(4): 254-266.
- [14] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- SANG Jianhua. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013.
- [15] MAHULIKAR S P, SONAWANE H R, RAO G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 43(7/8): 218-245.
- [16] STEVENS H L. F-15/nonaxisymmetric nozzle system integration study support program: NASA-CR-135252[R]. Washington: NASA, 1978.
- [17] 邓洪伟,赵春生,贾东兵,等. 航空发动机喷管隐身修形设计技术分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 10-14.
- DENG Hongwei, ZHAO Chunsheng, JIA Dongbing, et al. Analysis of stealthy shape design technology for aeroengine exhaust nozzle[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 10-14.
- [18] 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.
- [19] 单勇,张靖周. 波瓣喷管/气膜冷却混合管气动和红外辐射特性实验[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 309-314.
- SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Experimental on aerodynamic and infrared radiation characteristics of lobed nozzle/film cooling mixing duct[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 309-314.
- [20] 单勇,张靖周,邵万仁,等. 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, et al. Experiments on infrared radiation characteristics of exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2228-2234.
- [21] 黄伟,吉洪湖,斯仁,等. 降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 550-556.
- HUANG Wei, JI Honghu, SI Ren, et al. Investigation of infrared suppression of exhaust system by reducing surface temperature and emissivity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 550-556.
- [22] 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 thermal radiation characteristics of nozzle cavities with center cone cooled[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 560-565.
- [23] 胡娅萍,吉洪湖,白涛涛. 湍流模型对发动机排气系统流场和红外辐射特征计算的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2414-2420.
- HU Yaping, JI Honghu, BAI Taotao. Effect of turbulence models on numerical simulation of flow and infrared radiation characteristic of aero-engine exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2414-2420.
- [24] 施小娟,吉洪湖,斯仁. 二元收扩喷管设计参数对气动性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1799-1810.
- SHI Xiaojuan, JI Honghu, SI Ren. Numerical investigation of geometric parameters' influence to aerodynamic performance of two dimensional convergent and divergent nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1799-1810.
- [25] 单勇,张靖周,邵万仁,等. 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[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 9-15.
- SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film-cooling center-body exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 9-15.
- [26] PAN C X, ZHANG J Z, SHAN Y. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 558-567.