

## 直升机发动机舱通风、遮挡和隔热对 红外辐射特性的影响

潘丞雄<sup>1</sup>, 张靖周<sup>2</sup>, 单 勇<sup>2</sup>, 王杏涛<sup>1</sup>, 王先炜<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 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;

3. 中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

**摘 要:** 为了降低直升机发动机舱蒙皮的温度, 减弱直升机红外辐射能量, 采用数值仿真的方法研究其处于悬停状态、考虑了旋翼下洗作用的发动机舱蒙皮温度场和直升机红外辐射特性. 针对基准发动机舱结构提出了在舱内加设辐射遮挡套、增开通风百叶窗、排气管尾缘修型和蒙皮内侧敷设隔热层等改进方案, 研究了上述改进方案对直升机发动机舱蒙皮温度场和红外辐射特性的影响, 得到了如下结论: ①在发动机舱内加设辐射遮挡套后, 整机侧向探测方位角内  $3\sim 5\mu\text{m}$  红外辐射强度出现了约 25% 的增幅,  $8\sim 14\mu\text{m}$  波段红外辐射与原始结构相当. ②在发动机舱顶部增开通风百叶窗, 直升机  $3\sim 5\mu\text{m}$  红外辐射低于原始结构约 12%,  $8\sim 14\mu\text{m}$  波段红外辐射与原始结构相当. ③在发动机舱顶部增开通风百叶窗的基础上, 对排气管尾缘采取延伸遮挡以及在发动机舱蒙皮内侧敷设隔热层, 整机  $3\sim 5\mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值下降约 70%,  $8\sim 14\mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值下降约 10%.

**关 键 词:** 直升机; 发动机舱; 通风冷却; 辐射遮挡; 隔热层; 红外辐射

中图分类号: V231

文献标志码: A

## Effects of ventilation, shelter and thermal resistance in nacelle of helicopter on infrared radiation characteristics

PAN Cheng-xiong<sup>1</sup>, ZHANG Jing-zhou<sup>2</sup>, SHAN Yong<sup>2</sup>,  
WANG Xing-tao<sup>1</sup>, WANG Xian-wei<sup>3</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

3. China Helicopter Research and Development Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

**Abstract:** To reduce the temperature on helicopter nacelle skin and lower the helicopter infrared radiation, numerical investigation was conducted to study the temperature distribution on the nacelle skin and the helicopter infrared radiation characteristics for helicopter under hovering state in consideration of the rotor down wash. Several improved schemes for the nacelle were presented based on the baseline nacelle configuration, such as adopting radiation shelter, adding ventilation slots, improving trailing edge of mixed exhaust duct, and making thermal resistance layer. The effects of above treatments on the temperature distribution

and infrared radiation characteristics were assessed. Conclusions can be listed as follows: (1) With the adopted radiation shelter, infrared radiation intensity of the helicopter is enhanced by 25% in 3–5  $\mu\text{m}$  band but remained almost the same in 8–14  $\mu\text{m}$  band. (2) With the added ventilation slots, infrared radiation intensity of the helicopter is reduced by 12% in 3–5  $\mu\text{m}$  band but remained almost the same in 8–14  $\mu\text{m}$  band. (3) With the added ventilation slots, improved trailing edge and thermal resistance layer, infrared radiation intensity of the helicopter is reduced by 70% and 10%, respectively, in 3–5  $\mu\text{m}$  and in 8–14  $\mu\text{m}$  bands.

**Key words:** helicopter; nacelle; ventilation cooling; radiation shelter; thermal resistance layer; infrared radiation

直升机的动力装置一般采用涡轴发动机,随着涡轴发动机功质比的提高,发动机热力循环的最高温度明显提升,涡轴发动机燃烧室、涡轮和排气喷管处壁面每平方米的散热热流可以高达几千甚至上万瓦,发动机筒体壁面温度高达 700~800 K,同时发动机舱内的附件也存在散热,造成舱内温度持续上升,因此发动机舱往往采用通风冷却以保证电子设备的工作环境<sup>[1]</sup>.

已有的针对发动机舱通风冷却的相关研究,出发点主要在于研究舱内的流动换热特性以获得合适的舱内温度场<sup>[2-5]</sup>.从大幅度降低直升机红外辐射特性的角度出发,则需要进一步采取措施以降低发动机舱蒙皮的表面温度,譬如发动机舱内部的辐射遮挡以及蒙皮内侧的隔热等.由于在早期的研究中,关注的重点是直升机排气系统的红外辐射特性及其抑制技术<sup>[6-9]</sup>,对于直升机总体的红外辐射特性及其抑制技术的研究相对缺乏,尽管目前已有一些研究人员对于直升机及其他飞行器的整机红外辐射特性开展了数值研究<sup>[10-14]</sup>,分析了飞行器表面温度和发射率对于红外辐射特性的影响,但就目前针对直升机红外辐射特性以及抑制技术的研究现状而言,对于发动机舱的壁面温度控制尚存在不足.

为此,本文针对某一双发动机驱动的直升机模型,通过数值计算的方法,研究发动机短舱通风冷却、加设辐射遮挡套、排气管尾缘延伸遮挡以及敷设隔热层等方案对发动机舱蒙皮温度分布以及整机红外辐射特性的影响,为大幅度降低直升机红外辐射特性提供借鉴.

## 1 物理模型

本文计算所采用的物理模型由直升机旋翼、机身及发动机舱和排气系统组成.如图1所示,直升机基本参数为:主旋翼直径  $D=16.36\text{ m}$ ;机身长  $l=15.8\text{ m}$ ;机身宽  $b=3.18\text{ m}$ ;机高  $h=3.6\text{ m}$

(至垂尾顶端);机身质量为 7 260 kg;旋翼安装角  $\phi$  固定,设为  $10^\circ$ .直升机为双发动机设计,机身两侧各有一套发动机及排气系统,发动机舱内包含附件、防火墙、发动机本体和排气喷管以及排气混合管,混合管将发动机尾气向机身侧上  $45^\circ$  排出.如图2所示,原始方案的发动机舱前部开有4个

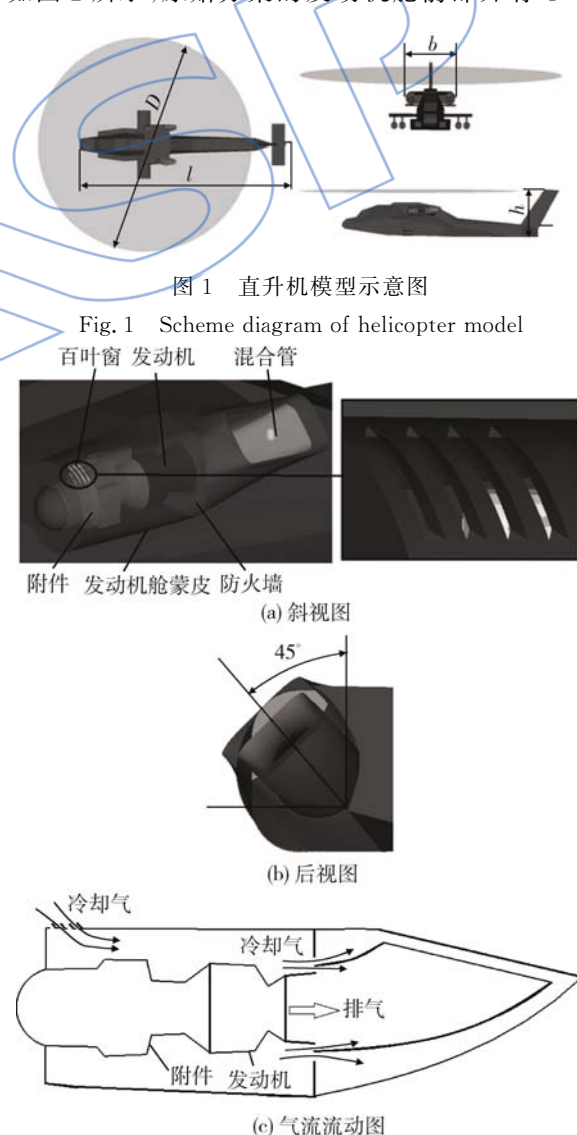
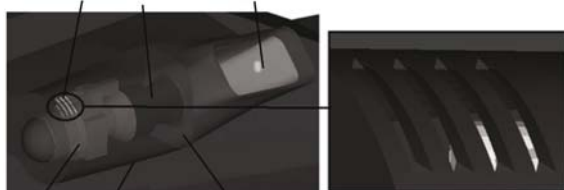


图1 直升机模型示意图

Fig. 1 Scheme diagram of helicopter model

百叶窗 发动机 混合管



附件 发动机舱蒙皮 防火墙

(a) 斜视图

45°

(b) 后视图



(c) 气流流动图

图2 原始结构发动机舱结构

Fig. 2 Details of the baseline nacelle

进口尺寸为  $170\text{ mm} \times 20\text{ mm}$  的通风百叶窗, 导引外部冷气进入发动机舱内部实施通风冷却, 舱内气流流动的示意如图 2(c) 所示。

在发动机舱原始结构的基础上, 通过在动力舱内部增加辐射遮挡套(套两侧发射率均为 0.4), 在动力舱顶部表面增开通风百叶窗(增开 18 条  $350\text{ mm} \times 20\text{ mm}$  通风进气缝槽), 设置排气管尾缘延伸遮挡(排气混合管和发动机舱尾缘外

侧作适当延伸, 使得出口平面接近水平)以及在舱壁内侧敷设隔热层(厚为  $5\text{ mm}$ , 导热系数为  $0.05\text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ )等手段, 提出了如表 1 所示的几种发动机舱结构改进方案。图 3 给出了发动机舱原始结构及几种改进的发动机舱结构示意图。需要指出的是, 改进方案 D 和改进方案 C 在结构的差异仅在于方案 D 的发动机舱蒙皮内侧增加了隔热层。

表 1 发动机舱改进方案  
Table 1 Schemes of improved nacelles

| 发动机舱方案 | 舱前部开通风百叶窗 | 舱内部开辐射遮挡套 | 舱表面开通风百叶窗 | 排气尾缘延伸遮挡 | 舱蒙皮内侧隔热层 |
|--------|-----------|-----------|-----------|----------|----------|
| 原始结构   | 有         | 无         | 无         | 无        | 无        |
| 改进方案 A | 有         | 有         | 无         | 无        | 无        |
| 改进方案 B | 有         | 无         | 有         | 无        | 无        |
| 改进方案 C | 有         | 无         | 有         | 有        | 无        |
| 改进方案 D | 有         | 无         | 有         | 有        | 有        |

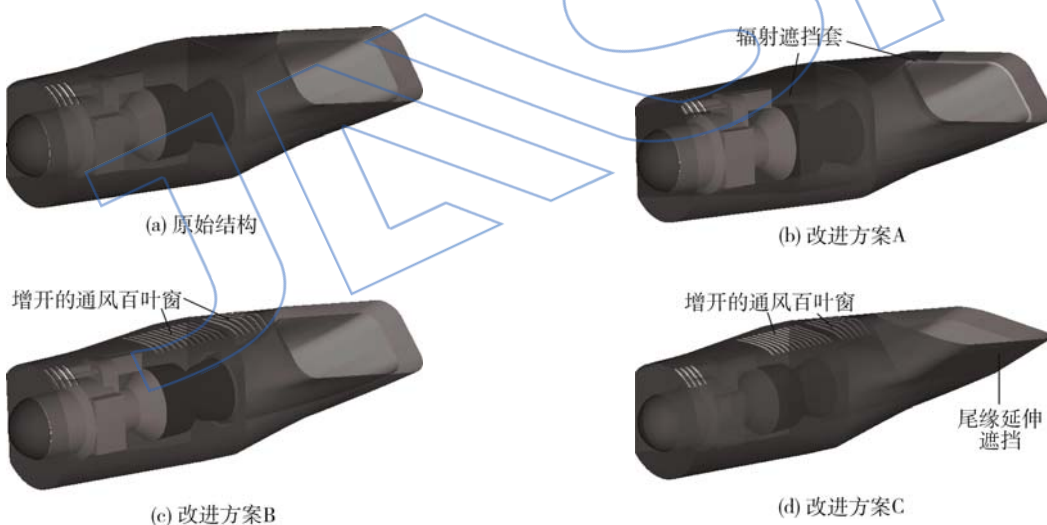


图 3 发动机舱改进方案示意图

Fig. 3 Scheme diagram of improved nacelles

## 2 数值计算方法

流场计算使用 Fluent 软件, 为了求解直升机的温度场、排气组分分布以及壁面的辐射换热情况, 采用连续性方程、动量守恒方程、能量守恒方程、组分输运方程以及辐射传输方程。紊流模型使用 SST (shear-stress transport)  $k-\epsilon$  紊流模型, 辐射传输采用离散坐标模型, 流动传热与组分输运的控制方程中的对流项采用 2 阶迎风差分格式离散, 扩散项采用 2 阶中心差分格式离散, 压力与速

度耦合采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equations consistent) 算法。对于红外辐射特性的计算, 本文采用正反射线追踪法<sup>[15-16]</sup>计算直升机的红外辐射能量。

本文采用软件 ICEM 划分网格。在发动机高温部件和混合管壁面附近流动参数变化剧烈的位置采用局部网格加密使得近壁区  $y^+$  (处在  $50 \sim 100$  的范围) 与紊流模型的壁面处理相适应, 经过网格独立性分析, 选取网格总数约为 800 万。

相关的计算域边界条件和计算参数如下:

1) 高温排气喷流进口边界. 排气系统两侧各有一个排气喷流进口, 面积为  $0.07 \text{ m}^2$ , 质量流量均为  $2.5 \text{ kg/s}$ , 进口总温为  $900 \text{ K}$ . 考虑到发动机出口气流的强湍流特性, 主流湍流度设为  $5\%$ . 假设燃气成分主要是氮气、二氧化碳和水蒸气, 根据航空煤油的化学反应方程式可以求出氮气、二氧化碳和水蒸气质量分数分别为  $0.706$ ,  $0.209$ ,  $0.085$ .

2) 旋翼下洗流. 根据直升机的自身质量、旋翼桨盘直径、旋翼的安装角这几个参数, 确定旋翼桨盘诱导速度分布、大小及其垂直与水平分量, 将求得的速度分布编成用户定义模块 (UDF) 导入 Fluent 软件作为旋翼下洗流的边界条件<sup>[11-12]</sup>.

3) 外场边界. 考虑到直升机低空悬停时最易受到地面红外制导武器攻击, 本文模拟了直升机近地面悬停状态, 即没有前飞状态时的外流影响. 由于机身排气出口处的压力并不是外界大气压力, 且出口截面流动并未充分发展, 所以在机身外选取一个足够大的区域 (约为旋翼直径的 10 倍), 其边界压力取为标准大气压力, 其氮气和氧气的质量分数分别为  $0.756$  和  $0.244$ , 温度为  $300 \text{ K}$ , 如图 4 所示.

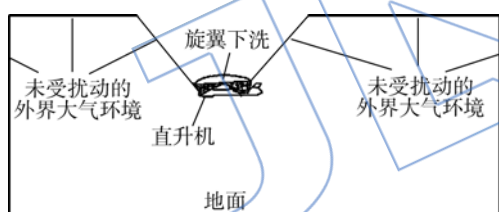


图 4 外场边界

Fig. 4 Boundary of far field

4) 固体壁面. 采用无滑移固壁边界条件, 温度场计算时通过求解辐射传输方程考虑壁面之间的辐射传热, 排气系统内部各部件设定为流-固耦合面, 机身蒙皮及内部高温部件壁面发射率均设定为  $0.8$ . 根据文献<sup>[2-3]</sup>, 发动机本体的壁面热边界条件简化为分段热流, 在燃烧室及涡轮部件等热端部件段设为  $20\,000 \text{ W/m}^2$ , 其余则为  $1\,500 \text{ W/m}^2$ .

### 3 结果与分析

#### 3.1 发动机舱内部部件和蒙皮温度

图 5 给出了发动机舱原始结构和几种改进结构的内部部件表面温度分布云图, 图 6 给出了发动机舱原始结构和几种改进结构的舱蒙皮温度分

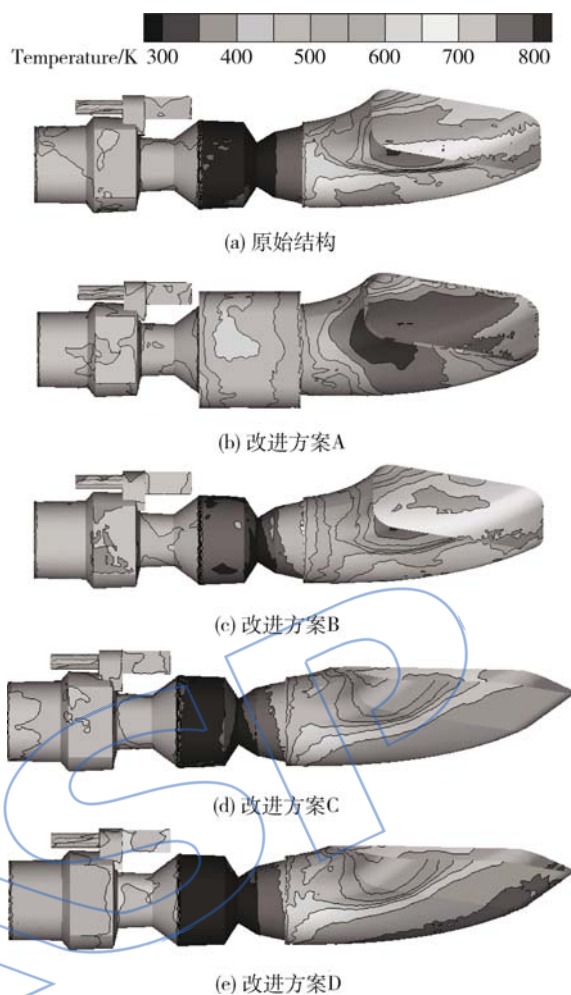


图 5 发动机舱内部热端部件的表面温度分布

Fig. 5 Temperature distribution on inner hot parts inside nacelle

布云图. 对于原始结构的发动机舱, 在本文假设的发动机本体壁面热流分布条件下, 发动机本体热端部件段的局部壁面温度最高, 由于排气混合管和喷管之间存在排气引射作用且混合管呈弯曲, 排气混合管的温度较热端部件段壁面局部最高温度有所降低, 且在混合管下部的温度较高 (图 5 (a)), 这是高温排气喷流冲刷弯曲混合管的体现<sup>[6,8]</sup>; 受发动机舱内部发动机壁高温部位的热辐射作用, 舱蒙皮对应发动机壁局部高温区的位置上存在明显的高温区域, 最高达到  $460 \text{ K}$ , 高于环境温度  $160 \text{ K}$  (图 6(a)).

对于改进方案 A, 在发动机舱内部的发动机热端壁面和发动机舱蒙皮之间加设辐射遮挡套, 由于辐射遮挡套增强了发动机热端壁面和发动机舱蒙皮之间的辐射传热热阻, 使得发动机舱蒙皮温度大为下降, 原来对应于发动机热端部件的高温区域均得到有效抑制, 其最高舱壁温度仅为

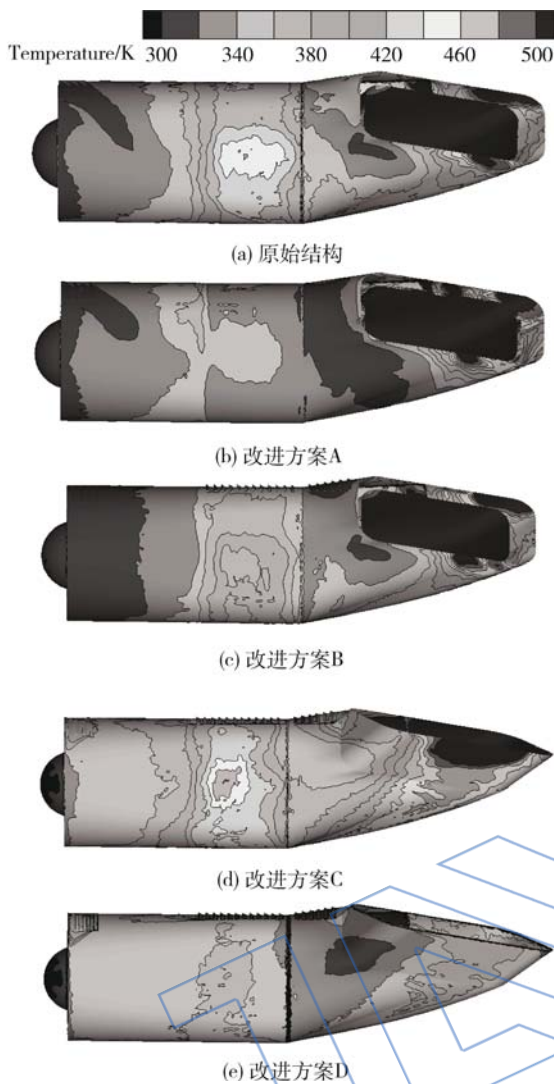


图6 发动机舱蒙皮温度分布

Fig. 6 Temperature distribution on skin of nacelle

360 K(图 6(b));另一方面,尽管辐射遮挡套表面的温度有较大幅度的降低,但由于发动机热端壁面的辐射热流明显减弱以及冷却气流对发动机排气混合管的吹扫冷却效果的减弱,导致带辐射遮挡套的发动机排气混合管内侧壁面较大区域的温度范围处在 750~800 K(图 6(a)).

对于改进方案 B,在发动机舱顶部增加通风百叶窗,由于可以引导更多的冷却气流进入发动机舱对发动机高温部件进行吹扫冷却,其表面温度有较为显著的下降(图 5(c)),从而大幅度降低了发动机热端壁面和发动机舱蒙皮之间的辐射传热热流,使得发动机舱蒙皮温度相比原始结构也明显下降,其舱壁最高温度约为 400 K 左右(图 6(c)).

对于改进方案 C,在增加通风百叶窗的基础

上进一步增加尾缘延伸遮挡段,以对高温的混合管进行有效的探测视角遮挡.此时排气喷口平面接近于水平,旋翼下洗气流的压迫作用导致排气混合管出口的背压增大,从而削弱了排气喷管的引射能力,使得进入发动机舱内的通风冷却气流质量流量较原始结构减少,不仅舱内发动机高温部件相对于改进方案 B 的表面温度略有上升,而且混合管壁面温度有较大区域处在 700~750 K 范围(图 5(d)),对应的其发动机舱蒙皮温度相对于改进方案 B 也有较大的上升,其舱壁最高温度达到了 480 K 左右(图 6(d)).

对于改进方案 D,在方案 C 的基础上敷设发动机舱蒙皮内侧隔热层,隔热层的增加使得舱内高温部件对蒙皮传热热阻增大,导致发动机舱内部发动机壁和混合管壁面温度升高(图 5(e)),但由于发动机舱蒙皮内侧隔热层增加了传热热阻,可以有效地降低发动机舱蒙皮的壁面温度,其舱壁最高温度仅为 360 K(图 6(e)).

### 3.2 直升机红外辐射抑制效果

图 7 给出了原始结构及改进的方案 A 和方案 B 的直升机 3~5  $\mu\text{m}$  波段在水平探测面上的红外辐射强度分布.从图中可以看出,对于增加了辐射遮挡套的结构而言,其整机 3~5  $\mu\text{m}$  波段红外辐射非但没有下降,反而在较大的侧向探测方位角内出现了约 25% 的增幅,究其原因,在发动机舱内部加设辐射遮挡套后,尽管发动机舱蒙皮温度相对原始结构有较大幅度的降低,但排气混合管的温度出现了较为明显的升高(如图 5(b)所示),而该直升机排气系统是 45° 向外排气,即从侧面探测时,其高温的混合管是部分暴露在探测器的视场角内的,而其温度达到了 700 K 以上,在 3~5  $\mu\text{m}$  波段的能量中占了较大的份额,蒙皮相较于其属于低温部件,其发射波段主要处在 8~14  $\mu\text{m}$  波段,故虽然增加了辐射遮挡套后发动机舱蒙皮的温度出现了下降,但直升机 3~5  $\mu\text{m}$  波段的红外辐射却高于原始结构;改进方案 B 则由于加强了引气冷却,对高温混合管温度进行了有效地降低,其 3~5  $\mu\text{m}$  整机红外辐射小于原始结构 12%.

图 8 给出了改进的方案 B,方案 C 和方案 D 的直升机 3~5  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度分布.从图中可以看出,在发动机舱增开通风百叶窗的结构基础上增加了尾缘延伸遮挡后,由于完全遮挡了探测器对高温排气混合管的可视角度,其整机 3~5  $\mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值相比原始结构出现

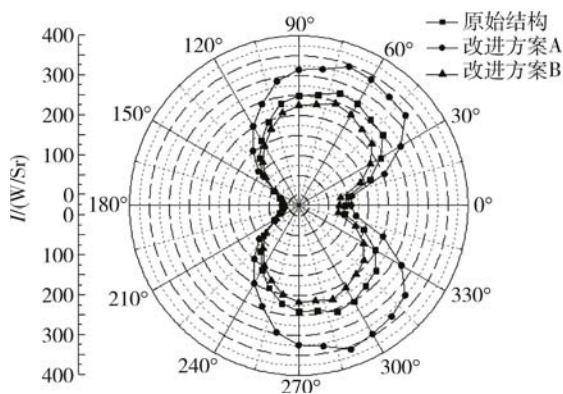


图7 发动机舱原始结构和改进的方案A,方案B的  
3~5  $\mu\text{m}$  红外辐射强度

Fig. 7 3~5  $\mu\text{m}$  infrared radiation intensity of baseline nacelle and improved nacelles A and B

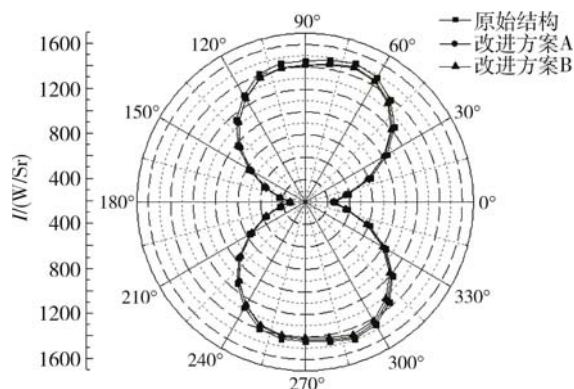


图9 发动机舱原始结构和改进的方案A,方案B的  
8~14  $\mu\text{m}$  红外辐射强度

Fig. 9 8~14  $\mu\text{m}$  infrared radiation intensity of baseline nacelle and improved nacelles A and B

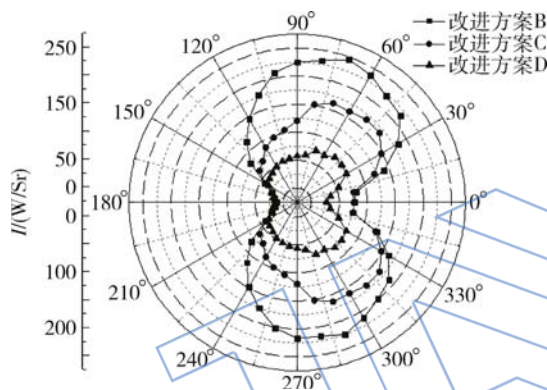


图8 发动机舱改进的方案B,方案C和方案D的  
3~5  $\mu\text{m}$  红外辐射强度

Fig. 8 3~5  $\mu\text{m}$  infrared radiation intensity of improved nacelles B, C and D

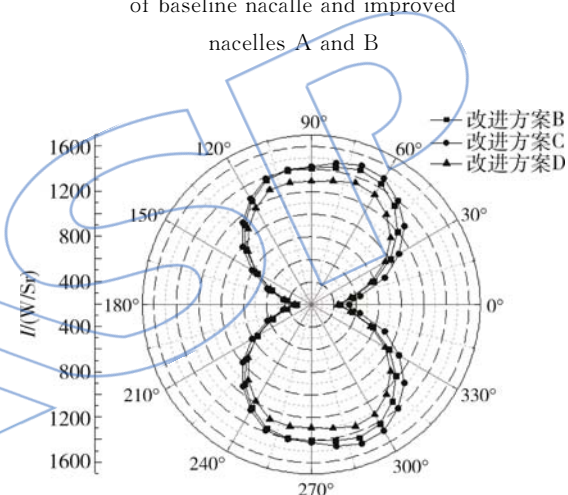


图10 发动机舱改进的方案B,方案C和方案D的  
8~14  $\mu\text{m}$  红外辐射强度

Fig. 10 8~14  $\mu\text{m}$  infrared radiation intensity of improved engine nacelles B, C and D

了约33%的下降,在其基础上进一步在舱壁内侧敷设了隔热层后,其整机3~5  $\mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值相比原始结构出现了约70%的下降。

图9给出了原始结构及改进的方案A和方案B的直升机8~14  $\mu\text{m}$  波段蒙皮及发动机外露喷管等固体壁面的红外辐射强度分布。从图中可以看出,对于增加了辐射遮挡套和开设了通风百叶窗的结构而言,其整机8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射均出现了约3%的降幅,但两者之间差距不大。

图10给出了改进的方案B,方案C和方案D的直升机8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度分布。从图中可以看出,对于在改进方案B基础上增加了尾缘延伸遮挡的直升机而言,由于其发动机舱蒙皮温度相对于改进方案B发动机舱出现了上升,故其整机8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值相比改进方案B出现了约4%的上升,在其基础上进一

步增加了隔热层后,其整机8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值相比原始结构出现了约10%的下降。

总体而言,综合采用发动机舱蒙皮表面增开通风百叶窗、设置排气尾缘延伸遮挡、蒙皮内侧增加隔热层的设计在两个主要的红外探测波段内,具有更为优异的红外能量抑制效果,其3~5  $\mu\text{m}$  和8~14  $\mu\text{m}$  波段红外信号相比原始结构下降分别达到了70%和10%。

## 4 结论

本文针对某一双发动机驱动的直升机模型,研究了发动机舱辐射遮挡、通风冷却、排气管尾缘延伸遮挡和蒙皮内侧敷设隔热层等改进方案对发动机舱蒙皮温度场和直升机红外辐射的影响。主

要结论如下:

1) 在发动机舱内加设辐射遮挡套后,发动机舱的蒙皮温度相对原始结构有较大幅度的降低,但排气混合管的温度出现了较为明显的升高,整机  $8\sim 14\ \mu\text{m}$  波段红外辐射与原始结构相当,  $3\sim 5\ \mu\text{m}$  波段在较大的侧向探测方位角内出现了约 25% 的增幅。

2) 在发动机舱顶部增开通风百叶窗,发动机舱内发动机壁面温度和机舱蒙皮温度均较原始结构有较为显著的下降,直升机  $3\sim 5\ \mu\text{m}$  波段红外辐射低于原始结构约 12%,  $8\sim 14\ \mu\text{m}$  波段红外辐射与原始结构相当。

3) 在发动机舱顶部增开通风百叶窗的基础上,对排气管尾缘采取延伸遮挡以及在发动机舱蒙皮内侧敷设隔热层,可以大幅度降低发动机舱蒙皮的温度并有效遮蔽排气混合管内壁的探测视场角,相对原始结构,整机  $8\sim 14\ \mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值下降约 10%,  $3\sim 5\ \mu\text{m}$  波段红外辐射的最大值下降约 70%。

## 参考文献:

- [1] 王婕. 涡轴型发动机冷却通风系统参数在机动试飞中的变化规律与分析[J]. 工程与试验, 2012, 52(2): 28-32.  
WANG Jie. Change law and analysis of cooling system parameters for turbo-shaft engine in maneuver flight[J]. Engineering and Test, 2012, 52(2): 28-32. (in Chinese)
- [2] 王芳, 余建祖, 谢永奇. 直升机动力舱流场及温度场的模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 208-213.  
WANG Fang, YU Jianzu, XIE Yongqi. Numerical simulation of nacelle flow and temperature field[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 208-213. (in Chinese)
- [3] 谢永奇, 余建祖, 高红霞. 直升机动力舱通风冷却系统仿真[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 297-302.  
XIE Yongqi, YU Jianzu, GAO Hongxia. Simulation study on helicopter nacelle ventilation cooling system[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 297-302. (in Chinese)
- [4] 马明明, 刘振侠. 某型发动机短舱流动与换热的计算研究[J]. 机械设计与制造, 2008, 35(6): 35-37.  
MA Mingming, LIU Zhenxia. Fluid flow and heat transfer calculation on an nacelle[J]. Machinery Design and Manufacture, 2008, 35(6): 35-37. (in Chinese)
- [5] 曹学伟, 余建祖, 谢永奇, 等. 动力舱冷却用排气引射混合管改进设计方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 526-530.  
CAO Xuewei, YU Jianzu, XIE Yongqi, et al. Improved design method of exhaust ejector mixing tube in cooling helicopter nacelle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 526-530. (in Chinese)
- [6] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 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 Ligu, GAO Chao, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 212-214. (in Chinese)
- [7] Ponton A J. The use of concurrent engineering techniques in helicopter IR suppressor design[R]. AIAA-2005-1290, 2005.
- [8] 张靖周, 单勇, 李立国. 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, LI Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer-ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 28-32. (in Chinese)
- [9] 王同辉, 王先炜, 张靖周, 等. 直升机红外抑制器遮挡罩间距对红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1493-1499.  
WANG Tonghui, WANG Xianwei, ZHANG Jingzhou, et al. Effect of covering shelter on infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1493-1499. (in Chinese)
- [10] Rao G A, Mahulikar S P. Integrated review of stealth technology and its role in airpower[J]. Aeronautical Journal, 2002, 106(1066): 629-641. (in Chinese)
- [11] 潘丞雄, 张靖周, 单勇. 直升机机身表面温度场建模与数值分析[J]. 航空学报, 2011, 32(2): 249-256.  
PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Modeling and analysis of helicopter skin temperature distributions[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 249-256. (in Chinese)
- [12] PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou, SHAN yong. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 558-567.
- [13] LU Jianwei, WANG Qiang. Aircraft-skin infrared radiation characteristics modeling and analysis[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(5): 493-497.
- [14] 吕建伟, 王强. 飞行器表面温度和发射率分布对红外辐射特征的影响[J]. 光电工程, 2009, 36(2): 50-54.  
LÜ Jianwei, WANG Qiang. Effect of temperature and emissivity of aircraft skin on infrared radiation characteristics[J]. Opto-Electronic Engineering, 2009, 36(2): 50-54. (in Chinese)
- [15] Shan Y, Zhang J Z. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 1718(29): 3687-3695.
- [16] Johansson M, Dalenbring M. SIGGE: a prediction tool for aeronautical IR signatures, and its applications[R]. AIAA-2006-3276, 2006.