

# 太阳辐射对直升机整机红外辐射特性影响的数值研究

易立, 单勇\*, 张靖周, 吴忠诚

(南京航空航天大学能源与动力学院航空飞行器热管理与能量利用工业和信息化部重点实验室, 江苏南京 210016)

**摘要:** 太阳辐射对飞行中的直升机局部蒙皮有加热作用, 从而改变整机红外辐射的分布特征。构建了包含直升机机身蒙皮、主旋翼、发动机机匣以及排气系统的物理模型, 综合考虑发动机机匣、排气系统与发动机舱蒙皮的换热, 耦合直升机前飞来流、旋翼下洗气流、尾桨气流, 以时刻、季节、直升机朝向为变量, 计算分析太阳辐射对直升机 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射特性的作用规律。计算结果表明: 夏季正午太阳直射可使机身向阳面整体升温 20 K 以上, 局部最高可达 25 K。直升机向阳面机身蒙皮 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度在全天变化趋势呈山峰状, 其峰值出现在 12 点前后。越靠近机身顶部向阳面, 太阳辐射对 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度增强作用越显著, 最高可达 25%。以冬季为基准, 秋分、春分、夏至时的整机红外辐射分别增加 7%、11%、21% 左右。除夏季外, 其他季节的机身两侧 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度分布都呈现不对称性, 春、秋两季两侧相差在 5% 左右, 冬季在 6.5% 左右。整体上, 夏季上午 10 点的太阳辐射对不同飞行方向的直升机 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度分布影响较小。

**关键词:** 红外辐射特征; 太阳辐射; 数值计算; 直升机; 季节

**中图分类号:** V231.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20230146

## 0 引言

直升机由于其低速、低空、可悬停的特性, 在现代战争以及特殊任务的执行中格外重要<sup>[1]</sup>。同时, 先进红外探测技术与红外跟踪打击技术高速发展, 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射已经成为目前主流红外制导武器导引头的探测波段, 且长波红外辐射成像技术的发展对直升机的威胁越来越大<sup>[2-3]</sup>。

受直升机自身动力结构约束, 其最大飞行速度较固定翼飞机低, 飞行时迎风面气动加热程度有限。因此, 动力系统本身的红外辐射及其与发动机舱的能量传递、太阳辐射对机身的局部加热等因素就显得格外突出。为降低直升机高温壁面的红外辐射特性, 一种有效的方法是利用涡轮排气的高动量引射周围冷空气掺混<sup>[4-5]</sup>, 从而降低尾喷流温度并冷却或遮挡高温部件。就此, 国内外学者开展了大量的实验和数值分析, 对高效的掺混引射系统<sup>[6-8]</sup>和红外抑制器<sup>[9-11]</sup>进行了更为细致的研究, 推动了直升机红外抑制技术的发展。同时, 为降低排气喷流对后机身的影响, 学者们研究了外部流场(旋翼下洗气流、前飞来流)对排

气喷流的影响<sup>[12-14]</sup>, 并讨论了直升机在不同飞行速度、不同排气角度下的红外辐射强度<sup>[15-16]</sup>, 取得了显著的成果。除了直升机自身的原因外, 太阳辐射也直接影响直升机蒙皮温度, Mahulikar<sup>[17]</sup>等的研究提及了太阳辐射对机身红外辐射特性的增强作用; 王杏涛<sup>[18]</sup>等研究发现太阳辐射对飞行器向阳面的升温明显, 且显著提高了其 8~14  $\mu\text{m}$  波段的红外辐射强度。

以上可知, 掺混引射系统与红外抑制器有效降低了直升机长波红外辐射特性, 为进一步探寻“隐身”直升机, 太阳辐射对直升机红外辐射强度的影响程度是必须考虑的问题, 但其在数值仿真计算时常被忽略, 且综合考虑各种因素下太阳辐射与整机红外辐射特性的研究相对较少。为此, 文中通过 CFD 数值仿真对直升机整机模型进行研究, 在前飞来流、旋翼下洗气流与排气喷流共同作用的耦合外流场下, 考虑外流场对机身蒙皮的加热、发动机机匣与红外抑制器对机身蒙皮的辐射换热, 并在此基础上引入太阳辐射模型, 研究在多条件综合作用下直升机蒙皮温度与红外辐射强度变化, 以期得到太阳辐射在一日内不同时

收稿日期: 2023-03-16; 修订日期: 2023-05-03

作者简介: 易立, 男, 硕士生, 主要从事传热与红外隐身方面的研究。

导师(通讯作者)简介: 单勇, 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事传热与红外隐身方面的研究。

刻、不同季节、直升机不同飞行方向下的作用规律，并分析其对直升机 8~14 μm 波段红外辐射强度的影响。

## 1 计算方法

### 1.1 直升机整机物理模型

文中对如图 1 所示的直升机模型展开研究，其

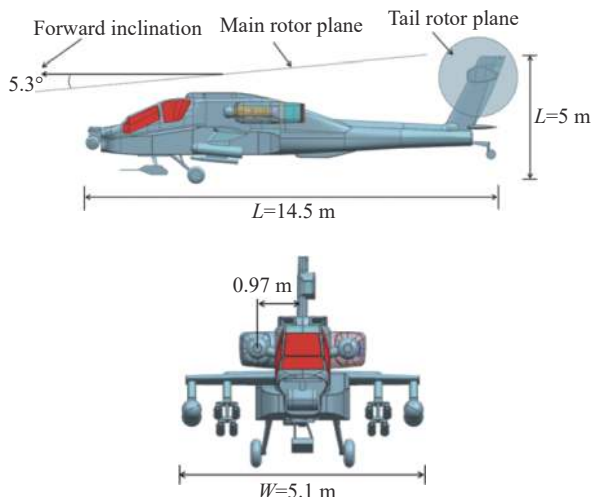


图 1 直升机模型

Fig.1 Helicopter model

长  $L=14.5$  m, 高  $H=5.0$  m, 宽  $W=5.1$  m, 直升机主旋翼平面与机身水平面夹角为  $5.3^\circ$ 。两台涡轴发动机被安装在机身两侧的机匣中, 机腔轴心到直升机中心面的距离是  $0.97$  m。主旋翼和尾桨都被简化为圆盘, 如图 2 所示, 主旋翼直径  $D=14.6$  m, 尾桨直径  $d=2.8$  m。

发动机机匣模型和红外抑制器模型及其在直升机上的位置如图 3(a) 所示。涡轴发动机由粒子分离器、压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮组成, 建模时仅考虑发动机各部件的机匣, 如图 3(b) 所示。采

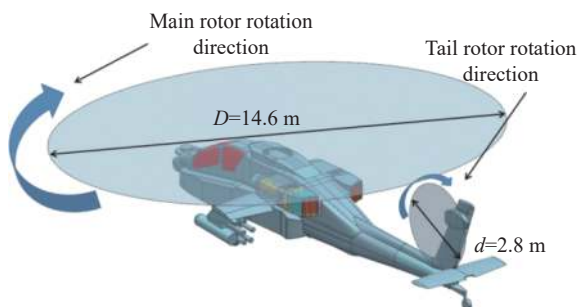


图 2 主旋翼和尾桨尺寸及它们的旋转方向

Fig.2 The main rotor and tail rotor size and their direction of rotation

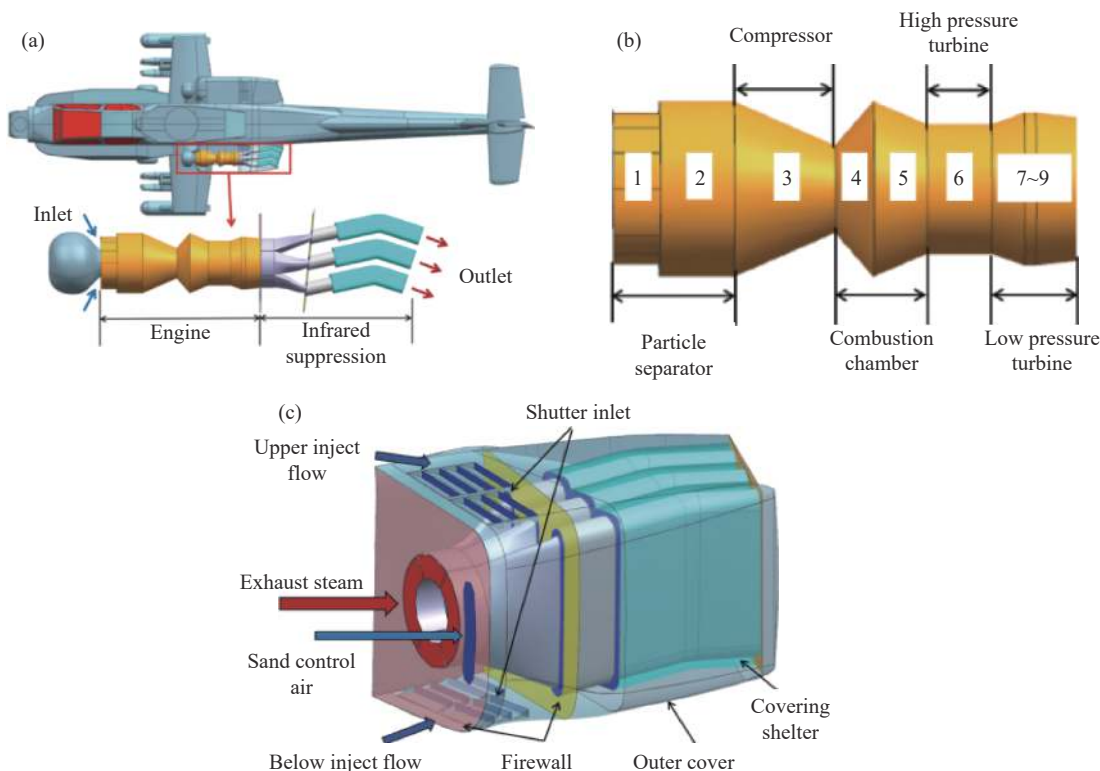


图 3 (a) 发动机机匣与红外抑制器的位置示意图; (b) 发动机机匣模型; (c) 多路分流引射式红外抑制器

Fig.3 (a) Schematic diagram of the position of engine casing and infrared suppressor; (b) Engine casing model; (c) Infrared suppressor with multi-nozzles ejector

用如图 3(c) 所示的多路分流引射式红外抑制器, 涡轮后排气通过四个进口进入抑制器, 其中左、右进口面积相等, 并与上、下两进口面积之和相等, 以保证三股主气流流量相同地进入三根平行的混合管, 且混合管外有遮挡罩包裹。对于单个抑制器, 其主流进口面积与次流进口面积、抑制器出口面积的比值为 1 : 1.23 : 2.32。

1.2 计算域和边界条件

文中的计算域及其外廓尺寸如图 4 所示, 计算域的边长为直升机主旋翼直径  $D$  的 10 倍, 考虑到旋翼下洗气流和前飞来流方向分别为  $z$  轴负向和  $x$  轴正向, 将直升机放在计算域左上区域以保证多股气流有足够大的发展空间。直升机机头正对的外场面为速度进口面, 其他五个面为压力出口面。将直升机各壁面设置为无滑移壁面, 由于机身内部无流场区域, 机身蒙皮仅存在与外部环境的换热; 排气系统壁面为金属材料, 其导热系数较高, 且壁面厚度一般在 1~3 mm, 壁面内外侧几乎没有温差; 因此建模时将壁面设置为零厚度壁面<sup>[13-16]</sup>。所有壁面均视为漫灰表面, 其发射率固定为 0.85。

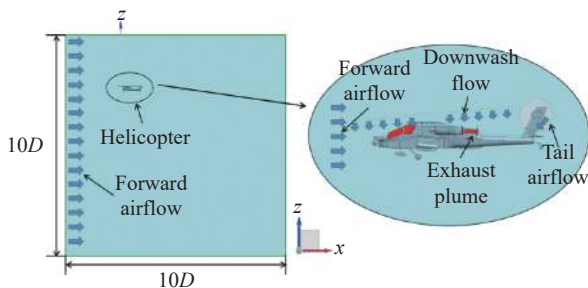


图 4 计算域示意图

Fig.4 Schematic diagram of the computational domain

将简化的发动机机匣模型 (图 3(b)) 的各分段表面按等壁温边界处理, 各分段表面温度设置如表 1 所示。假定发动机贫油燃烧, 其涡轮后排气参数如表 2 所示。考虑直升机处于巡航状态, 其飞行速度为 270 km/h, 大气组分为  $O_2$  和  $N_2$ , 其质量百分数分别为 0.244、0.756。

认为巡航状态下直升机高度 1500 m, 且位于北回归线上 ( $23^{\circ}26'N$ ,  $120^{\circ}47'E$ ), 当地气温在不同季节的最大值与最小值出现的时刻为 14:00、4:00, 其温度

数值如表 3 所示, 当日其余时刻的环境温度在最大与最小温度之间均匀变化, 环境压力为 84556 Pa。

为了获得主旋翼与尾桨产生的旋转气流, 将主旋翼与尾桨简化为以旋桨叶长为半径的圆盘, 并给定圆盘面上的速度分布, 以减少计算网格和仿真的复杂度。此简化方法的可行性在文献 [16] 中已详细阐述。使用多参考坐标系 (MRF) 方法对旋翼和尾桨进行仿真, 提取并拟合出旋翼和尾桨盘面上的速度分布, 如图 5 所示, 旋翼径向长度为横坐标, 盘面气流速度为纵坐标, 编制 UDF 用于直升机整机的流场仿真。

表 1 涡轴发动机机匣的壁面温度

Tab.1 Temperature turboshaft engine casing wall

Serial number	Temperature/K	Serial number	Temperature/K
1	338	6	673
2	423	7	450
3	478	8	600
4	673	9	773
5	573	-	-

表 2 飞行时涡轮的排气参数

Tab.2 Exhaust steam parameters in flight

Flow/kg·s <sup>-1</sup>	Temperature/K	Percent mass of each component			
		CO <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> O	O <sub>2</sub>	N <sub>2</sub>
3.4798	856	0.064	0.026	0.136	0.774

表 3 环境温度

Tab.3 Environment temperature

Season	Temperature at 4:00/K	Temperature at 14:00/K
Vernal equinox	286.44	290.42
Summer solstice	290.44	294.42
Autumn equinox	284.44	288.42
Winter solstice	280.44	284.42

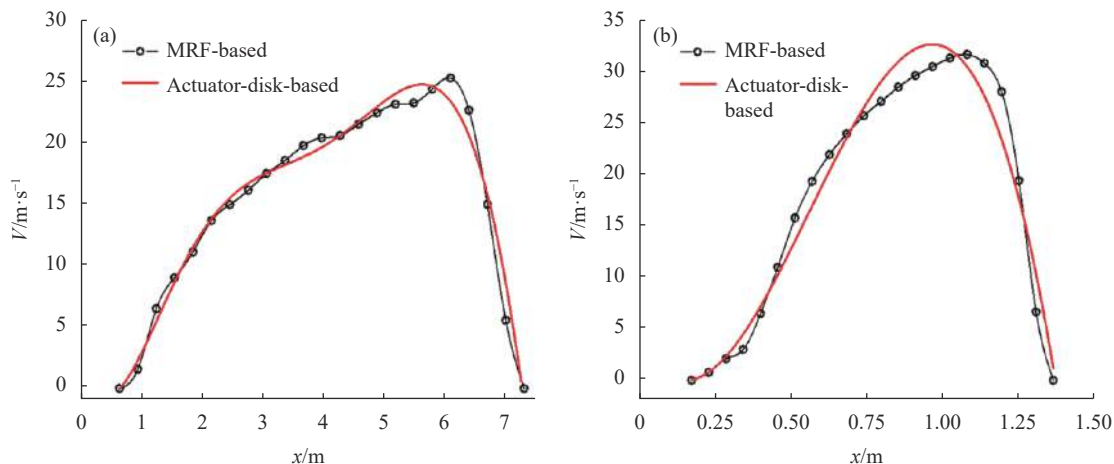


图 5 (a) 主旋翼下洗气流速度的分布比较; (b) 尾桨速度的分布比较

Fig.5 (a) Comparison of main rotor downwash velocity distribution; (b) Comparison of tail rotor flow velocity distribution

### 1.3 网格划分

考虑到直升机整机中的部件尺度跨度大、且形状复杂,文中采用结构化与非结构化混合网格。如图 6 所示,对复杂的直升机壁面及红外抑制器区域采用非结构化网格以更好地贴合壁面,并降低近壁面网格尺寸以满足  $y^+$  的要求,对排气喷流出口区域加密网格,以更精确捕捉排气喷流的流动特性;外场为结构化网格,其与非结构网格交界处通过金字塔型网格平滑过渡,并在延申至远场边界过程中网格尺寸逐渐变大,覆盖足够的外场空间同时节约网格数量。

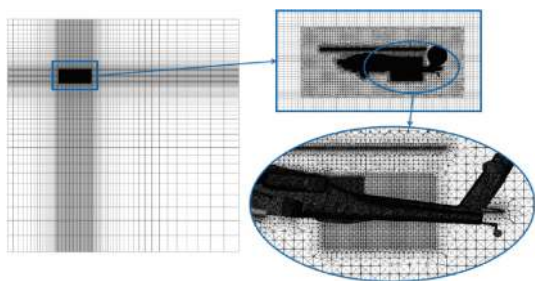


图 6 网格划分示意图

Fig.6 Schematic diagram of computational grids

调整机身壁面和排气喷流区域网格尺寸设计 4 套网格以进行网格无关性验证,表 4 是右侧红外抑制器引射冷气流量,考虑计算精度与网格数量,最终选择的网格数为 1590 万。CFD 计算时各项残差值均收敛至  $10^{-5}$  以下。

表 4 不同网格数下右侧红外抑制器的引射冷气流量

Tab.4 Ejector cool air flow rate of right infrared suppressor with different grid numbers

Grid number/ $\times 10^6$	Ejector cool air flow rate of right infrared suppressor/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$
19.7	1.854
15.9	1.852
13.3	1.843
11.5	1.821

### 1.4 计算方法

根据计算模型进行三维计算流体力学仿真,控制方程包括质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程,以及各组分输运方程和辐射换热方程,这些方程在文献 [19] 已有详细描述。湍流模型选择 SST  $k-\omega$ ,文献 [16] 通过实验与仿真的对比,证明该湍流模型能有效预测直升机机身后表面的温度场。

采用平均天气条件下的直接太阳辐照方程<sup>[20]</sup>来模拟太阳辐射:

$$Ed_n = \frac{A}{\exp(B/\sin(\beta))} \quad (1)$$

式中:  $A$  和  $B$  分别为基于晴天的地球表面空气质量的表观太阳辐照和大气消光系数;  $\beta$  为水平面以上的太阳高度(单位:  $^\circ$ )。

垂直表面上的漫射太阳辐照方程为:

$$Ed = CYEd_n \quad (2)$$

式中:  $C$  为文献 [20] 中给出的一个常数;  $\gamma$  为垂直表面上的天空漫射辐射与水平表面上的漫射辐射之比。

除垂直表面外,其他表面的漫射太阳辐照方程为:

$$Ed = CEdr \frac{1 + \cos(\varepsilon)}{2} \quad (3)$$

式中:  $\varepsilon$ 是表面与水平面的倾斜角(单位:  $^{\circ}$ )。

将太阳光视为一束平行光束,在 Fluent 中设置太阳辐射热流的强度与方向,以计算太阳辐射热流对直升机蒙皮的作用<sup>[14,18]</sup>。考虑太阳辐射在一日内不同时刻、不同季节、直升机不同飞行方向,设置如图 7 和图 8

所示不同的太阳辐射加载工况,图 7 为不同时刻下太阳光辐照角度示意图,其中 A1~A5 分别代表 8:00、10:00、12:00、14:00、16:00 时刻,另设置 4:00 时刻无太阳辐射状态为 A0。图 8 为不同季节下太阳辐照角度示意图,时刻为当日中午,其中 B1~B4 分别代表一年中春分、夏至、秋分、冬至。图 9 为直升机不同飞行方向下太阳光入射方向示意图,假定时间为夏至 10:00 时刻, C1~C4 表示直升机飞行方向分别为正东、东南、正南、西南。

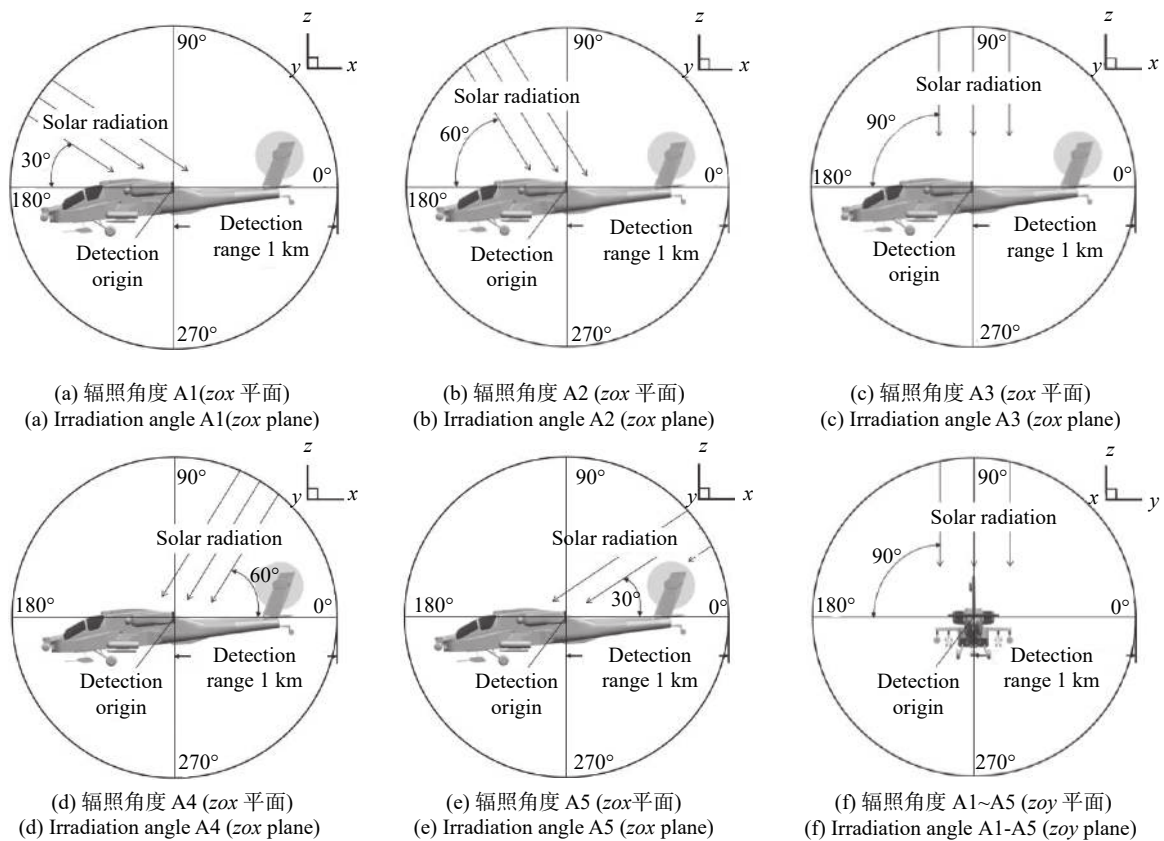
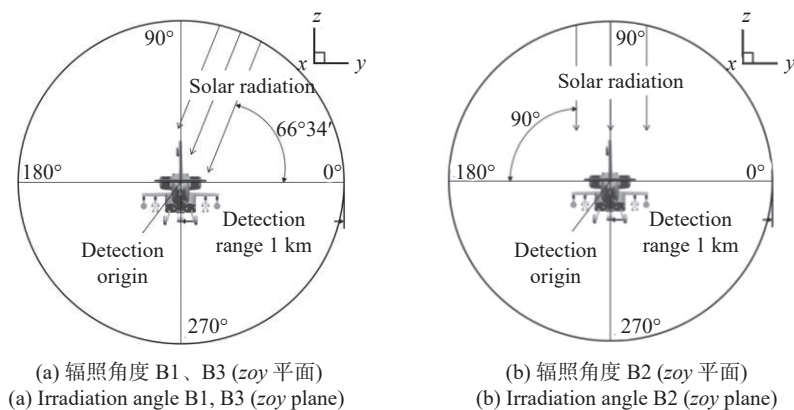


图 7 不同时刻下太阳辐照角度示意图

Fig.7 Schematic diagram of solar irradiation angle at different times



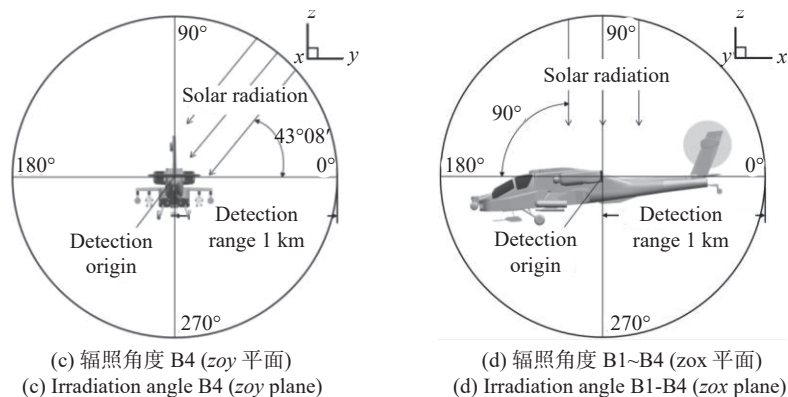


图 8 不同季节下太阳辐照角度示意图

Fig.8 Schematic diagram of solar irradiation angle at different seasons

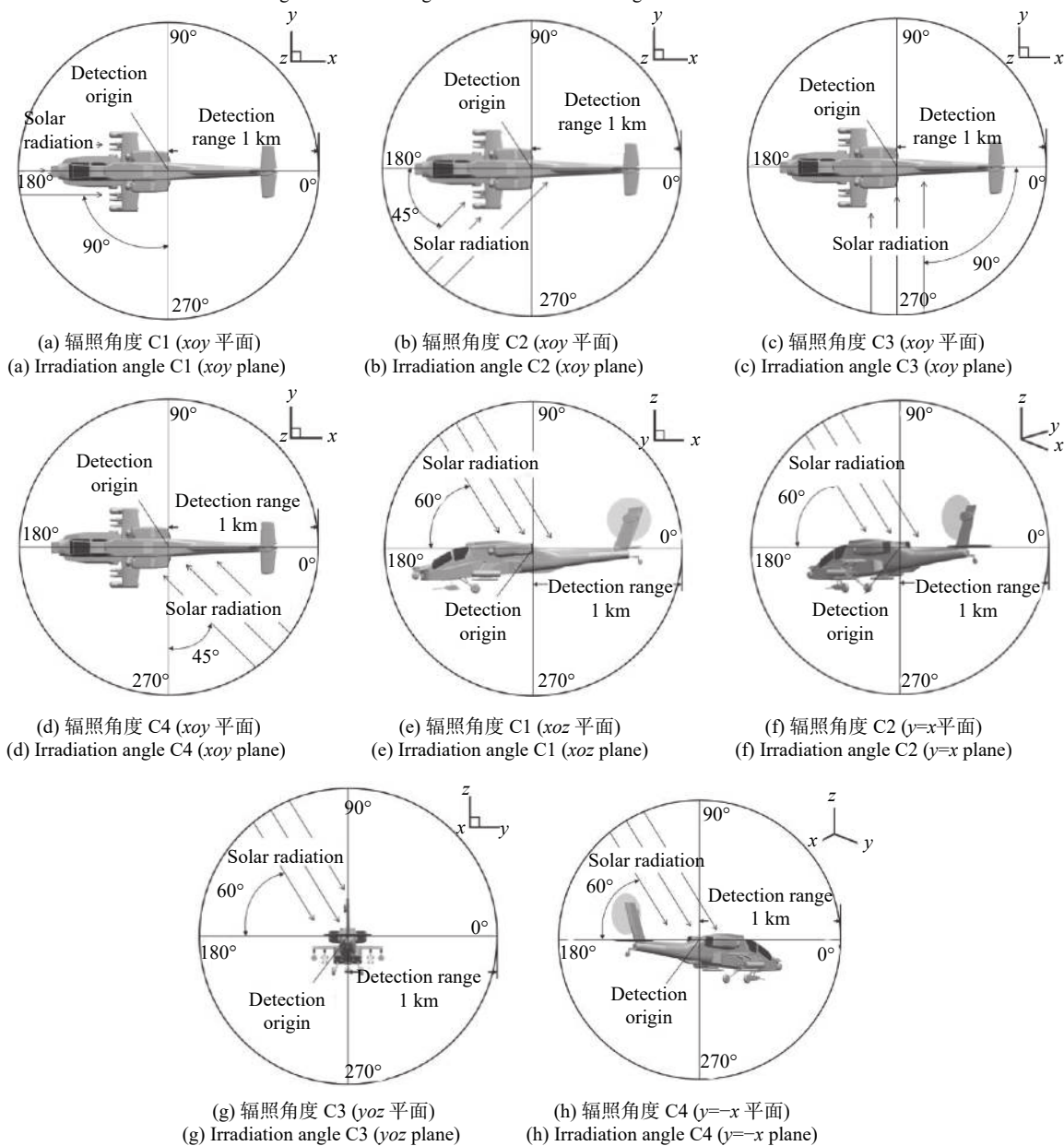


图 9 直升机不同飞行方向下太阳辐照角度示意图

Fig.9 Schematic diagram of solar irradiation angle under different flight directions of helicopter

在完成直升机整机模型三维流场和温度场的稳态计算后,采用正反射线追踪法<sup>[13]</sup>对直升机的红外辐射强度开展计算,算法的详细介绍与有效性验证可参考文献<sup>[16]</sup>。图 10 所示为文中探测水平面( $xoy$ 平面)、

横切面( $xoz$ 平面)与纵切面( $yozy$ 平面)的红外辐射强度空间分布,坐标原点设在喷管出口面的中间位置,探测距离即探测点至坐标原点的距离为 1 km,在各探测面上每隔 10°设置一个探测点。

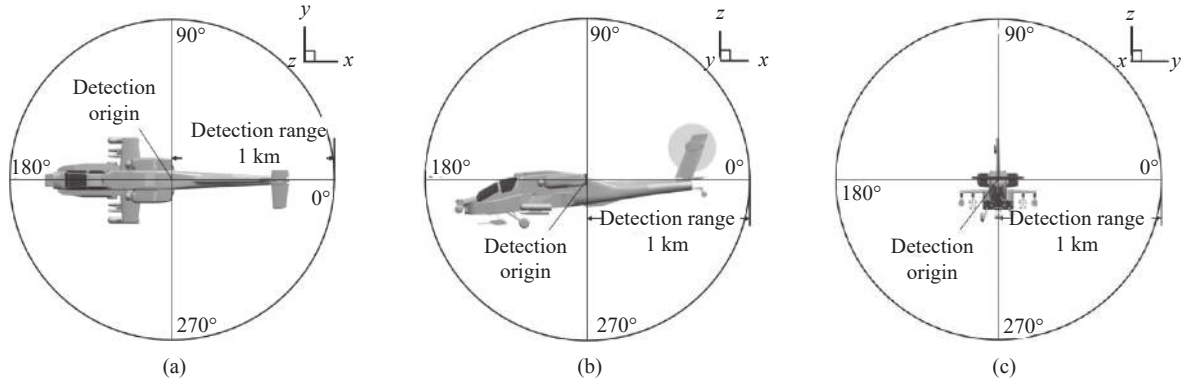


图 10 (a) 水平探测面; (b) 横切探测面; (c) 纵切探测面

Fig.10 (a) Horizontal detection plane; (b) Transverse detection plane; (c) Longitudinal detection plane

## 2 计算结果分析

### 2.1 整机流场和温度场分布

图 11 为直升机飞行流线分布图,其中四类流线分别为主旋翼下洗气流、尾桨气流、抑制器排气喷流和前飞来流。如图 11(a)、(b)所示,主旋翼下洗气流的轴向分量与周向分量使下洗气流发展为“螺旋”状,当前飞来流占据主导地位时,旋翼下洗气流的轴向流、排气喷流被快速收束于机身后方;由图 11(c)可知,旋翼下洗气流的周向流则将排气喷流整体向左偏移,主旋翼左右两侧边缘回流产生的涡被吹至下游发展为更为复杂的涡结构。

布。其中, A0 展示夜晚无太阳辐射时机身表面的温

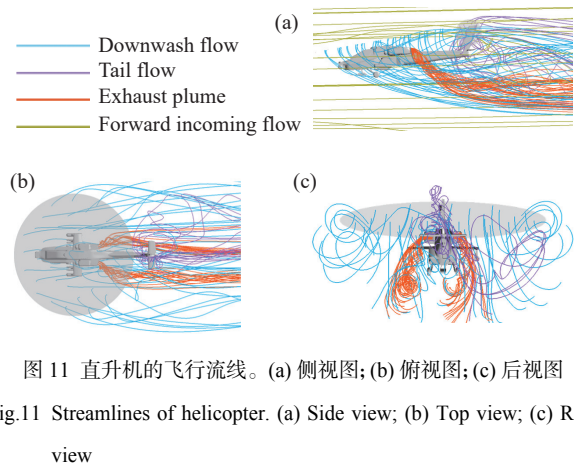


图 11 直升机的飞行流线。(a) 侧视图; (b) 俯视图; (c) 后视图

Fig.11 Streamlines of helicopter. (a) Side view; (b) Top view; (c) Rear view

图 12 展示了不同时刻直升机机身蒙皮的温度分

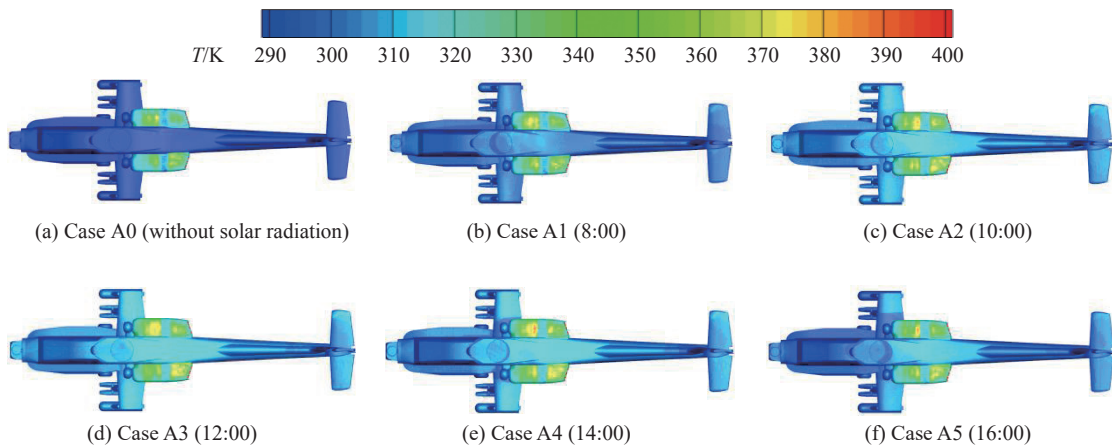


图 12 不同时刻直升机机身蒙皮的温度云图 (俯视图)

Fig.12 Temperature cloud of helicopter fuselage skin at different times (top view)

度分布,此时机身两侧发动机腔外蒙皮在内部高温部件的加热下整体温度较高,整体在 350 K 左右,机身其余部分在 290 K 左右,与环境温度相差不大。A1~A5 为夏季 8:00~16:00 机身表面的温度分布,由 A3 可知,太阳辐射对机身蒙皮升温明显,在正午太阳直射时机身向阳面整体升温在 20 K 以上,机身顶部最高升温可达 25 K。A1、A2 表示正午之前升温区域集中在机头,且随着时间靠近正午,升温区域扩大,升温程度更高;A4 机身蒙皮温度依旧较高,相对于 A3 升温区域有所减少;A5 机身蒙皮温度进一步降低,由于太阳高度位

置变化,太阳光被遮挡,在机翼部分区域存在低温阴影区。

图 13 展示了不同季节直升机机身正午蒙皮的温度分布。对比 B1 与 B3,机身顶部高温区分布、升温程度都有较大差别,这是由于季节改变后太阳高度角改变导致机身接收的太阳辐射强度降低,产生显著的环境温差。B2 与 B4 温度云图相似,此时两者的太阳高度角相同,即机身接收的太阳辐射相同,仅环境温度略有差别,与 B4 相比,背光侧机翼存在阴影区,导致整体温度出现左右两侧分布不均匀。

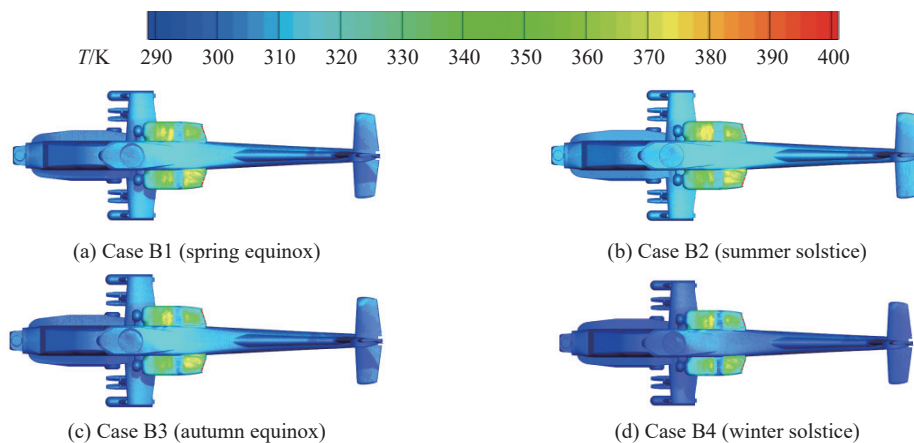


图 13 不同季节直升机机身蒙皮的温度云图(俯视图)

Fig.13 Temperature cloud of helicopter fuselage skin at different seasons (top view)

## 2.2 整机红外辐射强度空间分布

图 14 展示了直升机在不同时刻各探测面上 8~14 μm 波段的红外辐射强度分布。由图 14(a) 可知,不同时刻下机身 8~14 μm 波段红外辐射强度不同,且在水平面上 14:00 时刻达最大值。图 14(b) 中由于上机身

蒙皮为向阳面,其 0°~180°探测方向 8~14 μm 波段红外辐射强度显著高于 180°~360°探测方向。由于各时刻环境温度不同,180°~360°探测方向各时刻 8~14 μm 波段红外辐射强度亦有区别,且依赖于环境温度。而在 0°~180°探测方向上 12:00 环境温度随略低于 14:00,

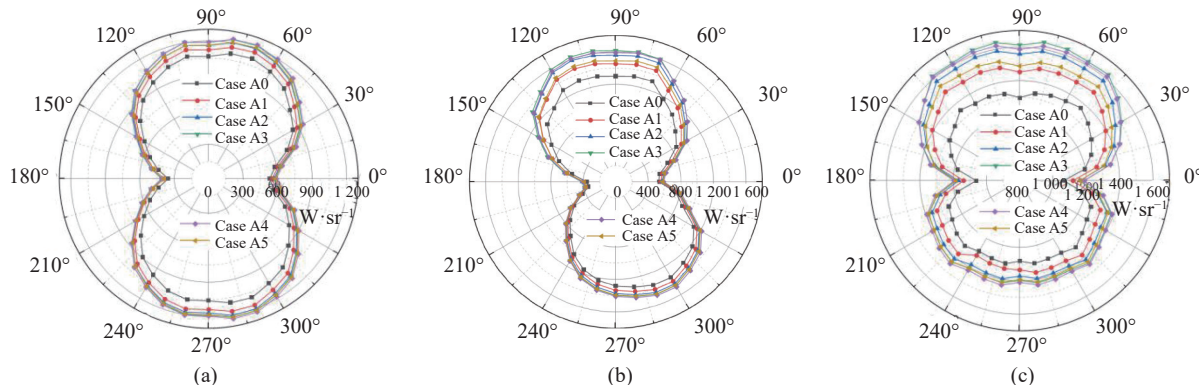


图 14 不同时刻各探测面上 8~14 μm 波段的红外辐射强度。(a) 水平探测面;(b) 横切探测面;(c) 纵切探测面

Fig.14 Infrared radiation intensity of 8-14 μm band on each detection plane at different times. (a) Horizontal detection plane; (b) Transverse detection plane; (c) Longitudinal detection plane



但由于 12:00 此时太阳直射, 机身上蒙皮接收的太阳辐射量更多, 导致其 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度略高于 14:00, 此现象在图 14(c) 中 60°~120°探测角度亦可发现, 但其余探测角度由于太阳直射面难以探测, 仍是 14:00 时刻 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度略高。

为详细了解不同时刻下太阳辐射对机身红外辐射强度的作用规律, 对横切探测面 45°、90°、135°与水平探测面 90°、270°共 5 个探测点进行全天的 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度的计算, 得到的结果如图 15(a) 所示。图 15(b) 为无量纲红外辐射强度分布图, 无量纲数值为某时刻红外辐射强度与该探测点在 4:00 得到的红外辐射强度的比值。从图 15(a) 可知, 越靠近直升机顶部即横切探测面 90°的探测点, 太阳辐射作用越大, 其 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度在全天内变化越

显著。整机 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度在全天变化趋势呈山峰状, 在无太阳辐射的夜间 (20:00~6:00 时刻), 各探测点在该波段红外辐射强度均较为平稳, 6:00 后太阳升起, 太阳辐射导致直升机向阳面蒙皮 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度快速升高, 至 12:00 左右达到峰值, 而后快速下降。图 15(b) 表示太阳辐射对直升机上表面 8~14  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度的增强有显著作用, 最高可达 25%, 对于影响较小的水平面探测点, 太阳辐射的增强作用在正午也可达到 12%。

图 16 展示了直升机在不同季节各探测面上 8~14  $\mu\text{m}$  波段的红外辐射强度分布。季节改变导致了环境温度与太阳高度角的改变, 使得直升机各季节在该波段的红外辐射强度差异显著。图 16(b) 中, 各季节在纵切面 0°~180°探测角度上在该波段的红外辐射强

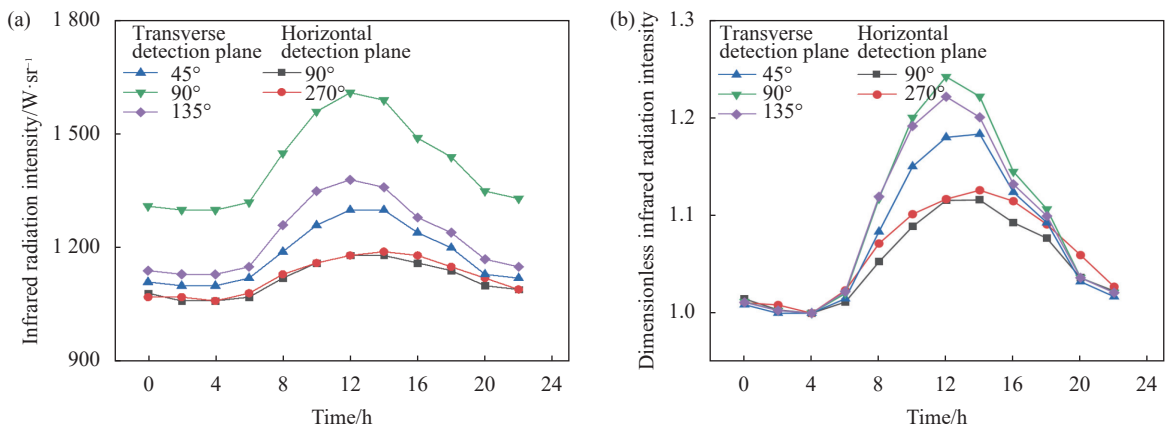


图 15 (a) 特定探测点全天 8~14  $\mu\text{m}$  波段的红外辐射强度分布图; (b) 特定探测点全天无量纲的红外辐射强度分布图

Fig.15 Distribution diagram of infrared radiation intensity in the 8-14  $\mu\text{m}$  band throughout the day at specific detection points; (b) Distribution diagram of dimensionless infrared radiation intensity throughout the day at specific detection points

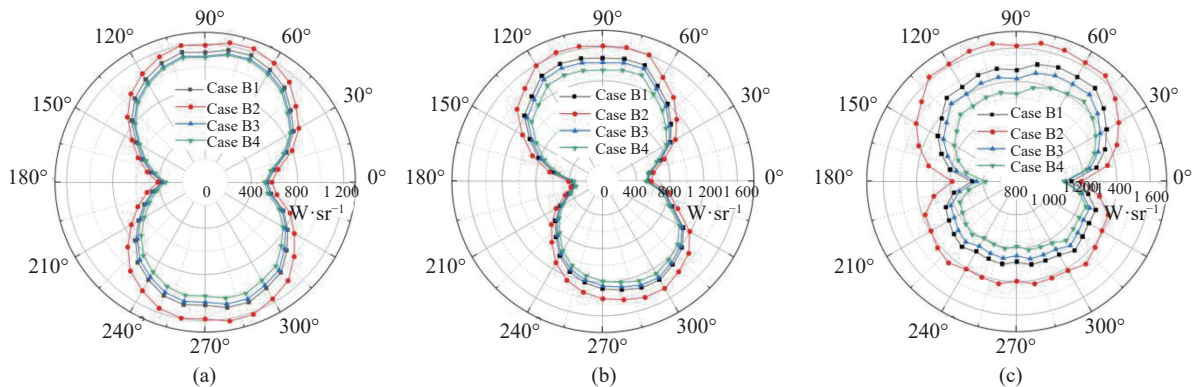


图 16 不同季节各探测面上 8~14  $\mu\text{m}$  波段的红外辐射强度。(a) 水平探测面; (b) 横切探测面; (c) 纵切探测面

Fig.16 Infrared radiation intensity of 8-14  $\mu\text{m}$  band on each detection plane at different seasons. (a) Horizontal detection plane; (b) Transverse detection plane; (c) Longitudinal detection plane

度差异显著且均匀,秋分、春分、夏至较冬至的提升在 7%、11%、21% 左右。图 16(a) 与 16(c) 都体现了由于季节变化导致的机身两侧 8~14 μm 波段红外辐射强度分布的不对称性:夏至太阳垂直照射机身顶部对称性显著;秋分与春分机身右侧红外辐射强度则高于左侧,且在各对称探测点红外辐射强度差异在 5% 左右;冬至时此差异更为显著,此时在各对称探测点红外辐射强度差异在 6.5% 左右。

图 17 展示了直升机不同飞行方向上各探测面上

8~14 μm 波段的红外辐射强度分布。对于仅改变直升机的飞行方向,即改变机身向阳面,由图 17(b) 可知,对横切面上 8~14 μm 波段的红外辐射强度分布影响较小。由图 17(a)、(c) 可知,向阳面上该波段的红外辐射强度略高于背光面。随着机身一侧蒙皮由向阳面逐渐转为背光面,其该波段的红外辐射强度逐渐降低,且最终降量在 2% 左右。整体上,对于夏季上午 10:00 时刻,太阳辐射对直升机不同飞行方向的 8~14 μm 波段的红外辐射强度分布影响较小。

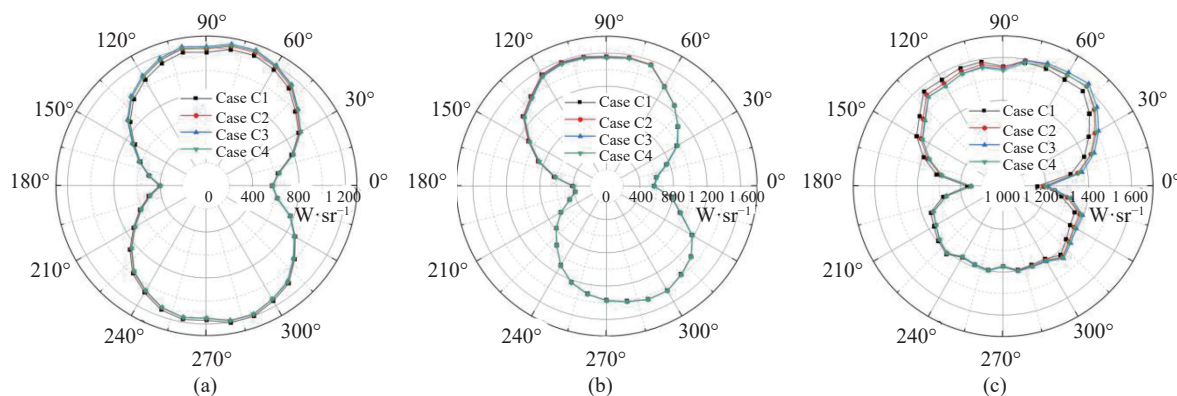


图 17 直升机不同飞行方向探测面上 8~14 μm 波段的红外辐射强度。(a) 水平探测面;(b) 横切探测面;(c) 纵切探测面

Fig.17 Infrared radiation intensity of 8-14 μm band on each detection plane under different flight directions of helicopter. (a) Horizontal detection plane; (b) Transverse detection plane; (c) Longitudinal detection plane

### 3 结 论

文中通过数值模拟研究了不同时刻、不同季节、直升机不同飞行方向下太阳辐射对直升机 8~14 μm 波段红外辐射强度分布的影响,得出如下结论:

1) 太阳辐射对直升机向阳面蒙皮温度影响显著,且紧密依赖于太阳光照射的角度。在夏季正午太阳直射时,机身向阳面整体升温在 20 K 以上,机身顶部最高升温可达 25 K。除夏季外,其余各季节机身背光侧机翼存在阴影区,整体温度分布呈现左右两侧的不均匀性。

2) 太阳辐射显著增加了机身向阳面 8~14 μm 波段的红外辐射强度,且不同时刻太阳辐射作用效果不同。整机 8~14 μm 波段红外辐射强度在全天变化趋势呈山峰状,在无太阳辐射的夜间 (20:00~次日 6:00 时刻),各探测点的红外辐射强度均较为平稳,自 6:00 开始快速上升,至 12:00~14:00 达到峰值,而后快速降低,至 18:00 趋于稳定。越靠近机身顶部向阳面,

太阳辐射对 8~14 μm 波段红外辐射强度增强作用越显著,最高可达 25%,对于影响较小的水平面探测点,太阳辐射的增强作用在正午也可达到 12%。

3) 季节是影响太阳辐射作用的因素之一,各季节下太阳辐射对直升机 8~14 μm 波段红外辐射强度差异显著且较为均匀,秋分、春分、夏至较冬至的提升在 7%、11%、21% 左右。除夏季外,其余季节机身两侧 8~14 μm 波段红外辐射强度分布都呈现不对称性,其差值最高在 6.5% 左右。

4) 整体上,对于夏季上午 10:00 时刻,太阳辐射对直升机不同飞行方向的 8~14 μm 波段红外辐射强度分布影响较小。随着直升机一侧蒙皮的向阳面逐渐转为背光面,该面的 8~14 μm 波段红外辐射强度逐渐降低,且最终降低量在 2% 左右。

### 参考文献:

[1] Chen Boliang. Development state of IRFPA imaging device [J].

- Infrared and Laser Engineering*, 2005, 34(1): 1-7. (in Chinese)
- [2] Rao G A, Mahulikar S P. New criterion for aircraft susceptibility to infrared guided missiles [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2005, 9(8): 701-712.
- [3] Mahulikar S P, Sane S K, Gaitonde U N. Numerical studies of infrared signature levels of complete aircraft [J]. *The Aeronautical Journal*, 2001, 105(1046): 185-192.
- [4] Maqsood A, Birk A M. Improving the performance of a bent ejector with inlet swirl [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, 130(6): 061201.
- [5] Zhang Jingzhou, Shan Yong, Li Ligu. Computation and validation of parameter effects on lobed mixer-ejector performances [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2005, 18(3): 193-198.
- [6] Paszko M. Infrared signature suppression systems in modern military helicopters [J]. *Transactions on Aerospace Research*, 2017, 2017(3): 63-83.
- [7] Presz W M, Morin B K, Gousy R G. Forced mixer lobes in ejector designs [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 1988, 4(4): 350-355.
- [8] Chen Geng, Shan Yong, Tan Xiaoming, et al. Effects of mixing duct geometric parameters on flow dynamics and infrared radiation characteristics for IR suppressor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(12): 3597-3603. (in Chinese)
- [9] 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): 32-36. (in Chinese)
- [10] Mahulikar S P, Prasad S, Potnuru S K. Infrared signature suppression of helicopter engine duct based on "conceal and camouflage" [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3): 613-618.
- [11] Chen Suqi, Shan Yong, Zhang Jingzhou, et al. Effect of baffle configuration on aerodynamic and infrared radiation characteristics of helicopter infrared suppressor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2022, 51(8): 20210659. (in Chinese)
- [12] Gregorio F D. Flow field characterization and interactional aerodynamics analysis of a complete helicopter [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2012, 19(1): 19-36.
- [13] 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.
- [14] Pan Chengxiong. Research on characterization and suppression of helicopter infrared radiation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [15] Yang Zongyao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Research on the influence of integrated infrared suppressor exhaust angle on exhaust plume and helicopter infrared radiation [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 118: 107013.
- [16] Yang Zhongyao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Effects of forward-flight speed on plume flow and infrared radiation of IRS-integrating helicopter [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(3): 155-168.
- [17] Mahulikar S P, Sonawane H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43(7): 218-245.
- [18] Wang Xingtiao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Numerical investigation of solar radiation effects on aircraft skin infrared characteristics [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(2): 235-241. (in Chinese)
- [19] Li Yanqing, Zhang Jun, Xuan Yimin. The influence of helicopter rotor-fuselage flow interaction on temperature fields in forward flight-ScienceDirect [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 116: 488-499.
- [20] ANSYS Inc. ANSYS Fluent 14.0 User's Guide[Z]. Canonsburg, ANSYS Inc, 2012.

# Numerical investigation of solar radiation effects on helicopter infrared radiation characteristics

Yi Li, Shan Yong\*, Zhang Jingzhou, Wu Zhongcheng

(Key Laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

## Abstract:

**Objective** The development of long-wave infrared radiation imaging technology is more and more threatening to helicopter. The sources of helicopter long-wave infrared radiation include the infrared radiation of the helicopter's own power system and its energy transfer with the engine compartment as well as the local heating of the fuselage by solar radiation. A large number of experiments and numerical analyses have been carried out on the highly efficient ejection blending system and infrared suppressor, which can effectively reduce the infrared radiation of the helicopter itself. Solar radiation has a heating effect on the local skin of the helicopter in flight, thus changing the infrared radiation distribution characteristics of the whole aircraft, but it is often ignored in numerical simulation calculation, and there are relatively few studies on the characteristics of solar radiation and infrared radiation of the whole aircraft considering various factors. Therefore, it is necessary to carry out the research on the effects of solar radiation on the fuselage infrared radiation characteristic.

**Methods** A physical model including helicopter fuselage skin, main rotor, engine casing and exhaust system was constructed to establish a structured and unstructured hybrid grid (Fig.6). The heat transfer of engine casing (Tab.1), exhaust system (Tab.2) and engine compartment skin is comprehensively considered, coupled with the helicopter forward incoming flow, rotor downwash flow and tail rotor flow (Fig.5). The solar radiation is simulated by the equation of normal direct irradiation applying the fair weather conditions method. A forward-backward ray-tracing method is used to calculate the helicopter infrared radiation.

**Results and Discussions** The whole helicopter model including the engine casing and the exhaust infrared suppressor is simulated and calculated (Fig.3). In the calculation of the flow field, the mixed flow field including the forward incoming flow, the main rotor downwash flow, the exhaust jet flow and the tail rotor flow are considered (Fig.4). With time, season and helicopter flight direction as variables, different solar radiation loading conditions are set (Fig.8-10). The detection points are evenly arranged on the horizontal, transverse and longitudinal detection planes (Fig.7), to calculate and analyze the effect of solar radiation on the infrared radiation characteristics of helicopter in 8-14  $\mu\text{m}$  band.

**Conclusions** The calculation results show that the direct sunlight at noon in summer can increase the overall temperature of the fuselage to the sun side by more than 20 K, and the local maximum temperature can be increased by 25 K. The infrared radiation intensity of 8-14  $\mu\text{m}$  band on the sun side of the helicopter fuselage showed a peak-like trend throughout the day, and its peak appeared around 12 o'clock. The closer to the top side of the fuselage is, the more significant the enhancement effect of solar radiation on the infrared radiation intensity of 8-14  $\mu\text{m}$  band is, up to 25%. Taking winter as the benchmark, the infrared radiation of the whole aircraft at the autumn equinox, spring equinox and summer solstice increases by about 7%, 11% and 21% respectively. Except summer, the infrared radiation intensity distribution of 8-14  $\mu\text{m}$  band on both sides of the fuselage in other seasons presents asymmetry, and the difference between the two sides is about 5%. On the whole, the solar radiation at 10 am in summer has little effect on the infrared radiation intensity distribution of 8-14  $\mu\text{m}$  band of helicopters in different flight directions.

**Key words:** infrared radiation characteristics; solar radiation; numerical calculation; helicopter; season