

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0297-06

直升机动力舱通风冷却系统仿真

谢永奇, 余建祖, 高红霞

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘要: 建立了某型直升机动力舱内三维空气流动与传热的物理和数学模型, 并根据动力舱结构和舱内气体流动的特点, 应用非结构化网格和网格自适应技术进行区域离散化, 采用标准 $k-\epsilon$ 紊流模型和有限容积法对5种不同冷却系统设计方案的舱内三维空气流场和温度场进行了数值仿真, 分析了冷却气流进出口大小、分布位置等对舱内流场和温度场的影响。计算结果表明, 通风冷却系统进气口开在动力舱前部, 出气口开在舱后部, 有利于舱内冷却气流流动和换热, 舱内气流存在涡旋运动, 动力舱温度分布呈“前低后高”趋势。

关键词: 航空、航天推进系统; 数值仿真; 直升机; 流场; 温度场; 传热; 有限容积法

中图分类号: V 275. 1

文献标识码: A

Simulation Study on Helicopter Nacelle Ventilation Cooling System

XIE Yong-qi, YU Jian-zu, GAO Hong-xia

(School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The physical and mathematical model of the 3D airflow and heat transfer was set up for the helicopter nacelle. Unstructured grids and grid adaptation was applied to the region discretization, taking the characteristic of nacelle configuration and air flow into consideration. For five cooling system design configurations, numerical simulation of the 3D airflow and temperature field was carried out using the standard $k-\epsilon$ turbulent model and finite volume method. The influence of inlet and outlet size and their distribution on velocity field and temperature field was analyzed. The results show that the inlet located in front and the outlet located aft of the nacelle is of benefit to the airflow flow and heat transfer. Air eddy was found in nacelle, and the temperature in the front part of the nacelle was higher than the rear part.

Key words: aerospace propulsion system; numerical simulation; helicopter; airflow field; temperature field; heat transfer; finite volume method

由于现代作战需求使直升机动力装置的功率不断提高, 并且采用各种先进的传动装置和仪器设备, 导致舱内热负荷持续上升, 舱内环境恶化。为了保证发动机、各种附件、辅助设备的正常工

作, 动力舱冷却系统的合理设计尤为重要^[1, 2]。本文针对某新型直升机动力舱结构特点, 提出了5种动力舱冷却系统设计方案, 利用有限元分析软件对不同方案的舱内流场和温度场进行数值仿真研

收稿日期: 2005- 06- 26; 修订日期: 2005- 10- 20

基金项目: 国家重点项目协作课题

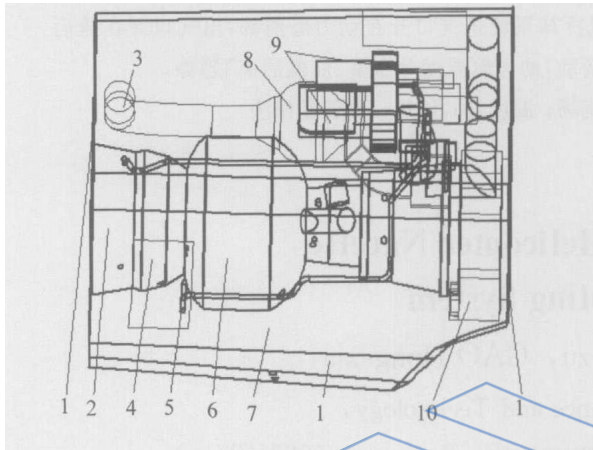
作者简介: 谢永奇(1979-), 男, 河南开封人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院博士生, 主要从事微尺度传热、热系统仿真的研究。

究, 研究成果已用于指导该型直升机动力舱冷却系统的设计和优化。

1 分析计算过程

1.1 物理模型

由于动力舱内设备繁多, 布置错综复杂, 精确计算舱内流场和温度场几乎是不可能的, 因此必须对动力舱内部结构进行简化, 并采用简化的数学描述。图1为动力舱内部部分零部件结构简图。发动机压气机、滑油箱、附件位于舱前部, 发动机燃烧室、涡轮、排气管位于舱后部。



- 1—防火墙; 2—排气管(发动机);
3—鼓风机后排气管; 4—涡轮; 5—油管;
6—燃烧室; 7—整流罩; 8—鼓风机;
9—附件; 10—滑油箱

图1 动力舱内部零部件结构简图

Fig. 1 Configuration sketch of nacelle's parts

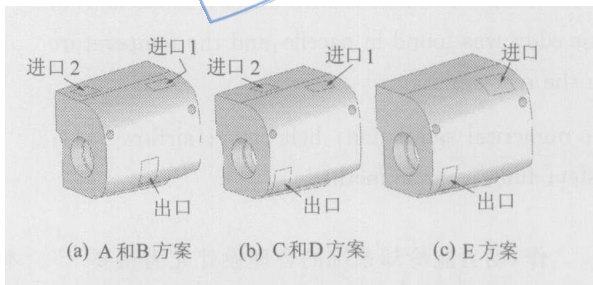


图2 冷却系统进出口相对位置示意图

Fig. 2 Location sketch of cooling system entrance

本文提出的5种通风冷却系统设计方案进出口相对位置示意图见图2, 进气口位于整流罩壁面的上部, 出气口位于下部。A 和 B 方案进出口尺寸不同, 位置相同, 两进气口位于动力舱前部和后部, 出气口位于两进气口之间。C 和 D 方案进出口尺寸不同, 位置相同, 两进气口位于动力舱中前

部, 出口在舱后部。E 方案进气口在舱前部, 出口在后。各方案前进气口均位于附件的上方。表1给出了各方案进出口尺寸大小。

表1 冷却系统进出口尺寸(单位: mm)

Table 1 Entrance size of cooling system

方案	进口1	进口2	出口
A	250 × 150	200 × 200	240 × 200
B	250 × 200	230 × 200	240 × 200
C	250 × 150	200 × 200	240 × 200
D	250 × 200	200 × 200	240 × 200
E	280 × 220	—	220 × 160

1.2 数学模型

本文假设动力舱内空气为不可压缩、牛顿粘性流体, 流动为稳态紊流, 动力舱气密性良好, 并考虑舱内辐射换热, 则动力舱内空气流动和传热的控制方程可描述如下:

连续性方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = 0 \quad (1)$$

动量方程:

$$\frac{\partial \rho \vec{U}}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = \nabla P + \nabla \cdot [\mu_{eff} \vec{U} + (\mu_{eff} \nabla \cdot \vec{U})^T] \quad (2)$$

式中: μ_{eff} 为有效粘性系数, P 为修正压力。

能量方程:

$$\frac{\partial \rho T}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} T) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_T \quad (3)$$

式中: λ 为导热系数, S_T 为源项。

湍流动能 k 方程:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} k) - \nabla \cdot \left[\frac{\mu_{eff}}{\sigma_k} \nabla k \right] = G - \rho \epsilon \quad (4)$$

湍流动能耗散率 ϵ 方程:

$$\frac{\partial \rho \epsilon}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \epsilon) - \nabla \cdot \left[\frac{\mu_{eff}}{\sigma_\epsilon} \nabla \epsilon \right] = \frac{\epsilon}{k} (C_{d1} G - C_{d2} \rho \epsilon) \quad (5)$$

式中: k 为紊流动能; ϵ 为紊流动能耗散率; C_{d1} , C_{d2} , σ_k 和 σ_ϵ 为常数, G 为紊流动能生成项。

1.3 边界条件

动力舱内流动和传热边界主要包括气流入口、气流出口和各个壁面。假定环境压力为101 325 Pa, 环境温度即进气温度为310 K。直升机旋翼所产生的洗流速度场中垂直桨盘向下的速度可取为 $10\sim 20\text{ m/s}^{[3]}$, 其它方向上的分速较小。因此, 在悬停状态下, 假定气流入口速度为 10 m/s , 方向竖直向下, 出口边界相对静压为零。动力舱壁面的流动边界条件采用固体壁面无滑移边界条件, 应用壁面函数决定靠近壁面附近流体的流动行为。采用试验测试的发动机壁面温度数据作为发动机壁面边界条件, 附件的散热量为 $1\ 500\text{ W/m}^2$ (对应发动机某一功率状况), 整流罩为绝热壁面, 防火墙近壁处对流换热系数为 $10\text{ W/m}^2\cdot\text{K}$, 气流温度为310 K。

1.4 网格生成和求解策略

直升机动力舱结构复杂, 舱内容积较大, 在网格生成和计算成本方面造成了许多困难, 为此本文采用非结构化四面体网格^[4]划分计算区域。相对于结构化网格, 非结构化网格舍去了网格节点的结构性限制, 每一节点与邻点的联结关系是一致的, 易于控制单元的大小、形状和网格点的位置, 对复杂外形具有很强的适应能力和很好的灵活性。这种特点对于网格的自动生成、自适应处理及并行计算的实施带来很大方便。对计算区域划分网格, 各方案节点数和体单元数相差不大, 节点数31万个, 体单元数118万个。为更多获得动力舱各壁面边界层信息, 对各壁面进行了附面层控制和网格控制。

采用标准 $k-\epsilon$ 模型封闭湍流控制方程, Thermal Energy 模型模拟舱内传热, Discrete Transfer 模型模拟舱内辐射换热, 并假定各个方向散射相同。控制微分方程离散时采用有限容积法, 采用 High Resolution 方法求解连续方程、能量方程和动量方程, Upwind 方法求解湍流动能和湍流动能耗散率方程。计算中为加速收敛, 采用分步迭代方法, 计算迭代至250次得到较理想的结果。

2 仿真结果及分析

2.1 流场计算结果

图3给出了A、C和E方案动力舱内冷却气流流线图(A和B方案, C和D方案舱内流动相似), 图4为各方案中沿X方向(即沿发动机轴向)

$x=7.4\text{ m}$ 的YZ平面上速度分布图, 该平面与发动机排气管壁面相交。

由图3可以看出, A方案后进气口设置在动力舱后部发动机涡轮、排气管分区, 经该进气口进入舱内气流绕掠发动机壳体后大部分经出口直接排出舱外。由前进气口进入舱内的气流经附件区到达舱底面后流向舱内侧, 再沿内侧面流向舱后上部。C方案后进气口设置在舱中部发动机燃烧室分区, 经该进气口进入舱内的气流一部分沿舱内侧面流向舱前部, 一部分绕掠发动机壳体后经出口排出舱外。由前进气口进入舱内的气流到达舱底面后流向舱后部, 受后进气口气流的影响, 与绕掠发动机壳体的气流汇合后流向出口。E方案中, 进入舱内的冷却气流大部分环绕发动机壳体呈螺旋状流动。各方案中均有部分冷却气流直接经出口排出舱外。由于舱内零部件的影响, 冷却气流流动存在涡流。

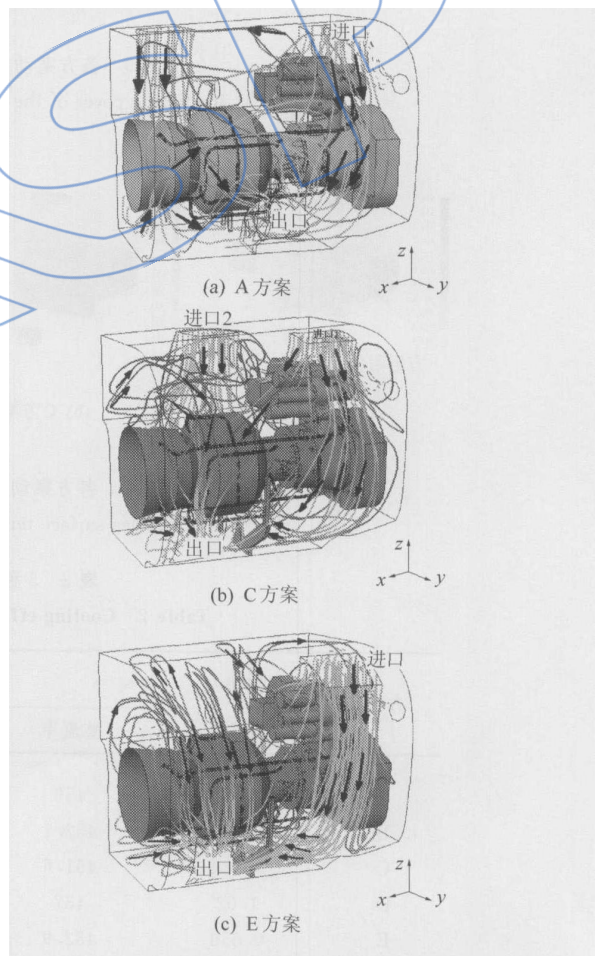


图3 动力舱内冷却气流流线图

Fig. 3 Stream line diagram of cooling air in nacelle

尽管A~D方案中后进气口的设计有助于发动机排气管、涡轮和燃烧室的冷却, 但是由后进气

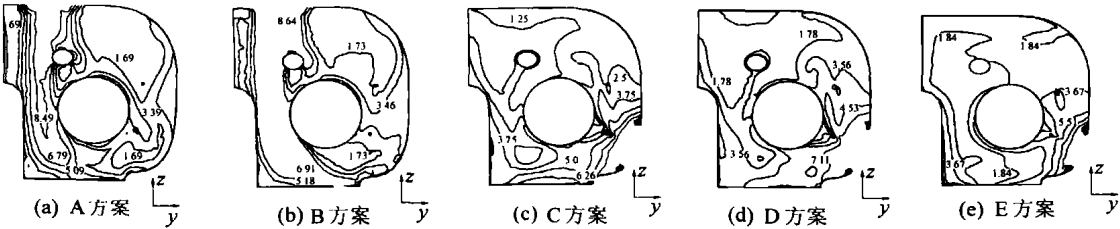


图4 沿X方向 $x=7.4\text{ m}$ 的YZ平面上速度分布
Fig. 4 Velocity field of YZ plane at $x=7.4\text{ m}$ along X axis

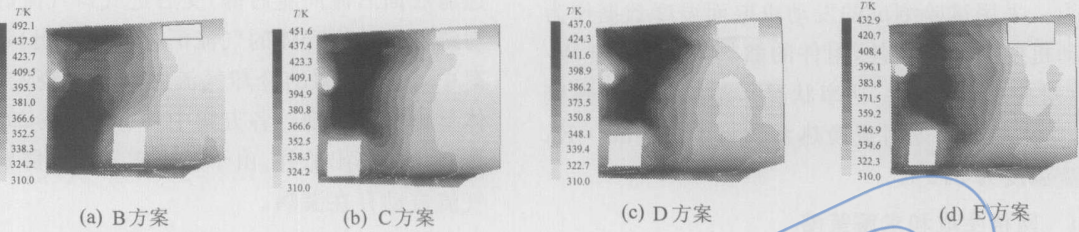


图5 各方案动力舱整流罩壁面温度分布
Fig. 5 Rectifying cover of the nacelle temperature field for each project

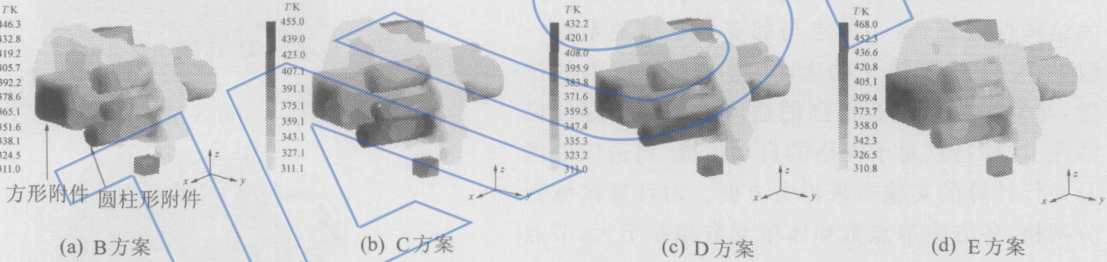


图6 各方案动力舱内附件表面温度分布
Fig. 6 Accessories surface temperature field in nacelle for each project

表2 5种方案冷却效果对比

Table 2 Cooling effect contrasting for five projects

方案	流量/ (kg/ s)	表面最高温度/ K			
		整流罩	附件	鼓风机后排气管	底部防火墙
A	0. 884	456	455. 2	410. 7	404. 6
B	1. 090	452. 1	446. 3	404. 4	405
C	0. 884	451. 6	455	441. 3	404. 6
D	1. 02	437	432. 7	409. 2	396. 7
E	0. 656	432. 9	468	447. 6	414

口进入舱内的气流干扰了经前进气口进入舱内的气流流动,使得排气管、涡轮和整流罩之间区域冷却气流流量减少,不利于这部分部件的冷却。

由图4可以看出,在动力舱底部冷却气流流速较大,顶部和右上部气流流速较小,局部区域不超过 2.0 m/s 。由图4(a)和(b)及图4(c)和(d)可知,

增大进口尺寸即增加冷却气流流量, 动力舱顶部和右上部气流流速增大, 这有利于动力舱的冷却。由图4(e)可知, 除出口处气流流速较大外, 沿舱高度方向气流速度相差不大。E 方案舱右上部气流速度略高于 D 方案, 可以预测这两种方案能使整流罩获得较好冷却。

2.2 温度场计算结果

表2给出了5种通风冷却系统冷却效果的对比。为保证直升机飞行安全, 整流罩壁面温度最高不能超过453 K, 附件、底部防火墙和鼓风机后排气管表面最高温度不超过473 K。由表2可知, A 方案整流罩超温, 冷却系统不能满足要求。B 和 C 方案整流罩壁面温度、E 方案附件表面温度均接近其温度限制值。各方案中, 鼓风机后排气管、底部防火墙表面温度远低于其温度限制值。

对比 A 和 B 方案, 增大进口尺寸, 整流罩、附件、鼓风机后排气管壁面温度略有下降, 底部防火墙壁面温度略有上升。对比 C 和 D 方案, 进口尺寸的增大使得动力舱整体温度下降较大。这说明 C 和 D 方案冷却系统进出口设置比 A 和 B 方案更有利于动力舱内气流流动和换热。相对于其他4种方案, E 方案的冷却气流流量、整流罩壁面温度最小, 而附件、鼓风机后排气管、底部防火墙表面温度最高。这样的温度分布和流场计算结果是相符的, 作螺旋状流动的冷却气流在动力舱后部整流罩附近的流速高于其他方案, 而在靠近燃烧室一侧附件流速较低, 流量较小, 导致了上述动力舱温度分布。

图5给出了 B~E 方案整流罩壁面温度分布。图6为 B~E 方案动力舱内附件表面温度分布。图7为5种方案附件表面最高温度沿发动机长度的变化曲线。

由图5和图6可以看出, 各方案整流罩和附件表面温度分布呈“前低后高”趋势。根据流场计算结果, 整流罩后部冷却气流流速不高, 换热不强, 又由于发动机排气管、涡轮壁面温度较高, 导致该区域整流罩壁面温度较高。由图5可知, B 方案出口左侧和 C 方案出口上侧整流罩壁面温度较高, 大部分区域温度超过了404 K, C 方案高温区面积小于 B 方案, 这也说明了将出口设置在动力舱后部有利于减少整流罩高温区大小。

图6中温度最低的区域为发动机附件支撑平台, 平台左侧即靠近燃烧室的部分附件表面温度较高, 平台右侧附件温度较低。对比 B, C 和 E 方案, 附件高温区的分布有所不同, B 和 E 方案高温

区位于方形附件端面处, C 方案则在圆柱形附件表面。

图7中温度低于340 K 的部分区段即为附件支撑平台壁面温度。平台左侧附件, D 方案附件表面温度最低, B 方案次之, A, C 和 E 方案附件表面温度相差不大。平台右侧附件, C 方案表面温度最高, E 方案的最低, A, B 和 D 方案比较接近。

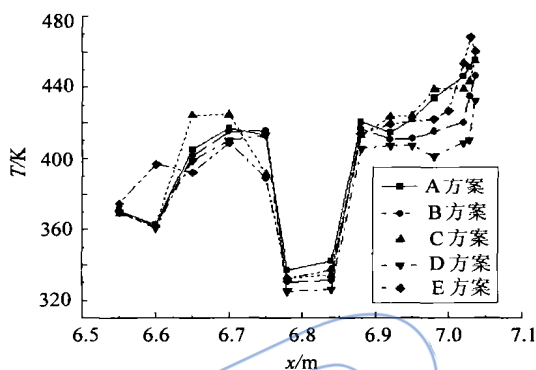


图7 附件表面温度沿发动机长度变化曲线

Fig. 7 Accessories surface temperature versus engine length

由图7也可以看出, 附件表面高温区域很窄, 位于靠近燃烧室一侧的部分附件端面处, 即沿发动机轴线 $x = 7.02$ m 和 $x = 7.05$ m 之间。

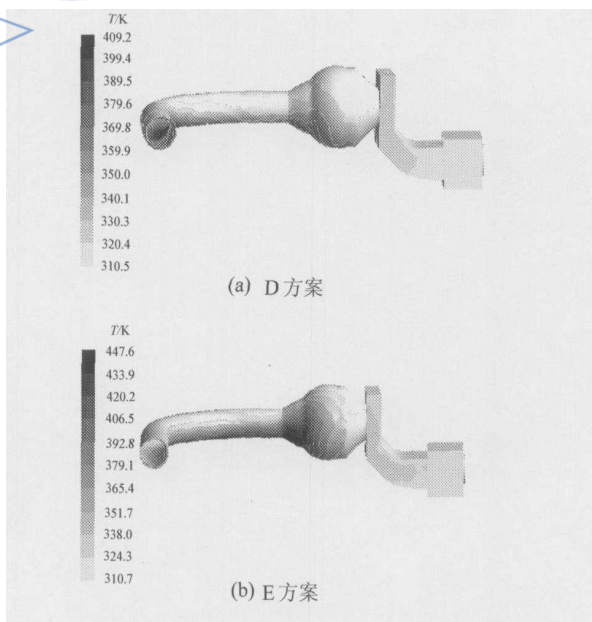


图8 D 和 E 方案鼓风机及其后排气管壁面温度分布

Fig 8 Surface temperature field of the fan and exhaust pipe for D and E projects

图8给出了采用 D 和 E 方案时鼓风机及其后

排气管壁面温度分布情况。由图8可知, D 方案鼓风机后排气管壁面高温区位于靠近发动机排气管段的下侧面, 温度较低, 而 E 方案则出现在鼓风机及其后排气管联结段的下侧面, 温度较高。这是由于 D 方案的后进气口位于鼓风机及其后排气管上方, 进气流可以提供更好的冷却效果。

3 结 论

本文针对所提出的5种动力舱通风冷却系统设计方案进行了舱内流场、温度场的仿真计算, 得到以下结论:

(1) A 方案整流罩壁面温度超温, 冷却系统不能满足要求。E 方案整流罩壁面温度最低, 附件表面温度最高, B~E 方案都能满足冷却要求。

(2) 两进气口位于舱前部、出口在后的冷却系统(对应 C, D 方案) 比两进气口位于舱两端、出口在中间的冷却系统(对应 A, B 方案) 更有利于舱内气流流动和换热。

(3) 在舱中部或后部开进气口, 有利于部分

零部件的冷却, 但是对整个动力舱的后部冷却不利。舱内冷却气流流动存在漩涡。

(4) 各方案动力舱整体温度分布呈“前低后高”趋势。

本文的研究结果, 已提供某型直升机动力舱冷却系统设计参考。

参考文献:

- [1] GJB/Z 88-98. 航空涡轮发动机的冷却计算方法[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 1997.
- [2] Nacelle ventilation air requirements[Z]. SAE ARP 9964, 1984.
- [3] 曹义华. 旋翼涡尾流与下洗流场的计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(2): 174~177.
Cao Yihua. Method for Predicting Rotor Vortex Wake and Downwash Velocity Field[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2000, 26(2): 174~177.
- [4] 陶文铨. 近代传热学的发展史[M]. 第二版. 北京: 科学技术出版社, 2000. 64~79.