

文章编号:1000-8055(2011)08-1761-07

无通风直升机动力舱火灾温度场数值模拟

牛雪民, 谢永奇, 余建祖

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用大涡模拟(LES)技术, 针对某型直升机动力舱建立了火灾模型, 选择油池火灾作为研究对象, 并对火灾场景进行了设计. 利用数值模拟的方法研究了不同位置火源动力舱的火灾场, 分析了火源位置对火灾热释放速率、速度场和温度场的影响. 结果表明: 无通风条件下, 火源位置的改变影响动力舱火灾的蔓延, 并且当火源位于动力舱底部距前防火墙 1/4 处时, 火灾强度较大, 对舱内部件的破坏较为严重. 因此, 在防火设计中应重点对该部位火灾区域进行防范. 研究结果可为动力舱灭火系统设计提供参考.

关 键 词: 直升机; 无通风; 火灾; 油池火灾; 温度场; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical simulation study on temperature field of helicopter nacelle fire under non-ventilation condition

NIU Xue-min, XIE Yong-qi, YU Jian-zu

(School of Aeronautics Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The model of fire was established for nacelle of helicopter using large eddy simulation (LES) technology. Taking oil pool fire as an investigation object, the fire scene was designed. Different ignition positions of nacelle fire were studied by simulation method. And the influences of ignition positions on heat release rate, velocity field and temperature field under non-ventilation condition were analyzed. The results show that it has a significant effect on fire propagation in nacelle when the ignition positions are changed. Meanwhile, serious damage of components occurs at the bottom of nacelle in 1/4 position due to strong fire. So, more attention shall be paid to the fire protection design. The conclusion provides a reference for design of fire protection in nacelle.

Key words: helicopter; non-ventilation; fire; oil pool fire; temperature field; numerical simulation

动力舱内装备有发动机及相关附件, 对直升机的生存及各种任务的完成起着至关重要的作用. 动力舱内的电子设备、泄漏燃油和高温热壁的存在, 造成了火灾荷载与高温热源的共存, 使得动力舱成为最有可能诱发火灾的场所. 动力舱内一旦发生火灾, 将会产生严重的后果.

对动力舱火灾的研究可采用实验模拟方法和计算机模拟方法. 实验模拟方法费用较高, 且不易进行. 因此, 计算机模拟成为火灾研究的重要手段. 由于场模拟可以精确给出空间不同位置的各物理量随时间的变化规律^[1-3], 因此本文采用美国国家标准技术研究院(NIST)开发的火灾动力学

收稿日期: 2010-07-16; 修订日期: 2010-10-11

基金项目: 国家重点研发计划项目

作者简介: 牛雪民(1985—), 女, 宁夏盐池人, 硕士生, 从事火灾场及灭火剂传热研究.

模拟程序 FDS(fire dynamics simulator),对无通风直升机动力舱火灾温度场进行模拟研究. FDS 软件是以质量守恒、动量守恒、能量守恒以及气体状态方程为基础,运用二阶有限差分的方法对方程组进行数值求解的场模拟软件. 湍流模型和燃烧模型分别采用 Smagorinsky 形式的大涡模拟和混合分数模型.

从上世纪 60 年代末开始,美国联邦航空管理局(FAA)采用全尺寸模拟方法,对低空飞行状态下,动力舱火灾的安全性能做了一些研究工作^[4]. 从上世纪 90 年代开始,国外研究者利用实验模拟和数值模拟的方法对动力舱火灾进行研究. Donaghy 等人^[5]对动力舱火灾蔓延进行的研究,采用 1:5 的小尺寸模拟方法,通过对实验结果和数值模拟结果的对比,得出数值模拟方法可以应用于火灾预测的结论. Wen 等人^[6]利用 FDS 软件模拟了中尺度甲醇池火燃烧,得出的计算结果与实验相吻合,证明了该模拟方法的准确性. Disimile, Black 和 Nicolette 等人^[7-9]对动力舱火灾灭火研究较多,利用不同模拟方法对动力舱不同火源形式火灾的灭火剂分布情况进行模拟,研究灭火剂体积分数分布对动力舱灭火的影响. 而我国对飞机动力舱火灾蔓延的研究还鲜见相关报道. 国内的研究主要是针对飞机动力舱灭火剂用量的计算,如李淑艳等人^[10]研究了动力舱内灭火剂用量计算的工程算法. 从国内外的研究资料可以看出,前人的研究工作主要集中在固定翼飞机动力舱火灾及灭火系统中灭火剂体积分数的分布方面,而对旋翼飞机动力舱火灾的研究较少. 由于旋翼飞机动力舱结构与固定翼飞机动力舱结构差别较大,而动力舱结构的改变影响舱内火灾的运动情况. 因此,开展旋翼飞机动力舱火灾的研究具有十分重要的工程应用价值.

1 模型构建

1.1 物理模型

动力舱内部结构复杂,为便于研究,对动力舱结构进行如下简化:忽略小尺寸部件;对于舱内一些形状复杂的部件,利用组合体结构代替;不考虑冷却空气的泄漏等. 火源中心位置分别位于动力舱底部距前防火墙 1/4, 1/2, 3/4 处(以下简称火源位于 1/4, 1/2, 3/4 处). 全尺寸模拟动力舱结构,舱体尺寸为 1.466 m × 0.813 m × 0.921 m,建立的物理模型如图 1 所示.

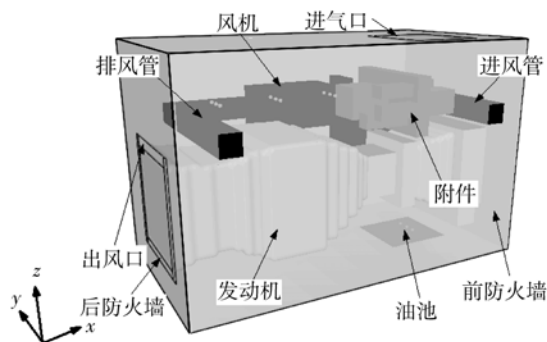


图 1 动力舱物理模型

Fig. 1 Physical model of nacelle

1.2 数学模型

根据守恒方程建立控制方程如式(1)~(4)所示^[11].

质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{u} = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程(牛顿第二定律)

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{u} \mathbf{u} + \nabla p = \rho \mathbf{g} + \mathbf{f}_b + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}_{ij} \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{\partial(\rho h_s)}{\partial t} + \nabla \cdot \rho h_s \mathbf{u} = \frac{Dp}{Dt} + \dot{q}'' - \dot{q}_b'' - \nabla \cdot \mathbf{q}'' + \epsilon \quad (3)$$

气体状态方程

$$p = \rho RT \quad (4)$$

式中 ρ 为气体密度; R 为气体常数; $\mathbf{u} = (u, v, w)$ 为速度矢量; $\mathbf{f}_b$ 为作用于单位体积上的外力; h_s 为焓, 是温度的函数; p 为压强; T 为温度; ϵ 为扩散项; $\dot{q}_b''$ 为转移到蒸发液滴的能量; $\dot{q}''$ 为化学反应中每单位体积的热释放率; $\mathbf{q}''$ 为导热和辐射的热通量; $\boldsymbol{\tau}_{ij}$ 为应力张量, 定义如下:

$$\tau_{ij} = \mu(2S_{ij}) - \frac{2}{3}\delta_{ij}(\nabla \cdot \mathbf{u}) \quad (5)$$

其中

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \\ i, j = 1, 2, 3.$$

2 火灾场景设计

2.1 热释放率的计算

热释放率是影响火灾发展的基本参数,它体现了火灾放热强度随时间的变化,决定了室内温度的高低. 油池火灾最大热释放率计算如式(6)、式(7)所示^[12-13].

$$m'' = m''_{\infty} \cdot (1 - e^{-k\beta D}) \quad (6)$$

$$Q = A_f m'' \chi \Delta H_c \quad (7)$$

式中 m'' 为燃烧质量损失率; m''_{∞} 为燃料的渐近燃烧速率, m''_{∞} 和 $k\beta$ 均与液体燃料种类有关; D 为油池直径, 一般设置油池为圆柱体, 可将其转化为正方体; Q 为油池最大热释放率; A_f 为油池面积; χ 为燃料的燃烧效率; ΔH_c 为燃料的燃烧热。

2.2 火灾模型

直升机在飞行包线内, 燃油管道泄漏的燃油滴到动力舱底部并且开始扩散, 表现出不规则的油池形状。选择灭火难度大的油池火作为动力舱火灾的燃烧形式^[14-15], 以某型航空煤油为燃料, 并利用实验的方法得到了燃料的渐近燃烧速率以及 $k\beta$ 值。考虑到实际燃油泄漏量以及燃油泄漏的位置, 选择 $0.3\text{ m} \times 0.3\text{ m} \times 0.002\text{ m}$ 的立方体作为油池。利用上述油池火灾最大热释放率的计算方法得到油池的最大热释放率为 85.7 kW/s 。

在火灾增长阶段, 热释放率按 $Q = 0.1878 t^2$ 超快速增长型进行设计。燃油燃烧的时间为 $t = \rho V / m'' A$, 计算可以得到, 当 $t = 72\text{ s}$ 时, 燃料燃尽。发动机正常工作时, 其表面会有不同厚度的油污层, 这可能成为新的着火点, 设定当油污层表面温度达 $425\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 设置于发动机上表面的油污将被引燃。

2.3 网格划分及边界条件

计算网格采用六面体网格, 网格数量为 $150 \times 81 \times 90$ 。为确保计算结果具有网格无关性, 对网格进行加密, 加密后的网格数量为 $162 \times 90 \times 108$ 。对比两者计算结果, 热流密度相对误差小于 4% , 因此加密前的网格数量足以满足精度要求。

动力舱内流动和传热边界条件主要包括发动机壳体、附件及动力舱各壁面的边界条件。环境温度为 $30\text{ }^{\circ}\text{C}$, 表面传热系数取 $10\text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。发动机壳体的热边界条件根据地面台架实验测得。对各种附件, 取其平均热流密度 $1500\text{ W}/\text{m}^2$, 以该热流密度作为施加的热边界条件, 表面辐射发热率均为 0.6 。

3 模拟结果与分析

针对不同火源位置, 分别对热释放率、速度场和温度场进行分析, 研究动力舱火灾的蔓延。便于分析火灾蔓延情况, 选择 $y = 0.406\text{ m}$ 截面作为参考面, 该截面位于火源中心处。在该截面上选取 10 个点作为监测点, 监测点的位置分别位于: 高

度 $z = 0.7\text{ m}$ 时, 沿 x 方向取五个点, $x = 0.244, 0.488, 0.723, 0.967, 1.211\text{ m}$ 分别记为 A, B, C, D, E 点; 在火源中心位置的垂直方向取五个点, $z = 0.040, 0.160, 0.635, 0.685, 0.755\text{ m}$ 分别记为 G, H, I, J, K。监测点的位置如图 2 所示。

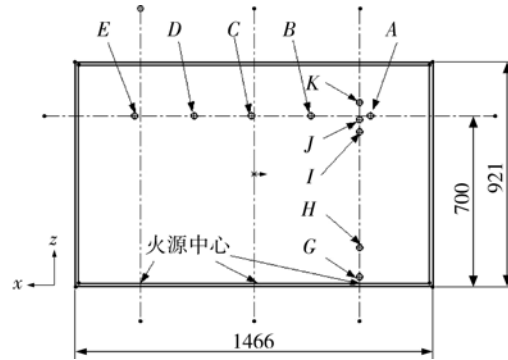


图 2 火源和监测点位置示意图

Fig. 2 Positions of ignitions and monitoring points

3.1 热释放率

热释放率对火灾的破坏性起到至关重要的作用, 它的大小对舱室内其他可燃物能否达到其临界着火温度起到决定作用^[16]。

图 3 为火灾热释放率随时间变化曲线。由图可以看出, 火源中心位置位于动力舱底部距前防火墙 $1/4, 1/2, 3/4$ 处时, 热释放率达到最大值的时刻分别为 $18, 15, 18\text{ s}$ 。其中火源位于 $3/4$ 处时, 峰值时刻火灾热释放率最小, 大约为 95 kW/s 。图中所示峰值时刻最大热释放率均大于由式(7)计算得到的最大热释放率 85.7 kW/s , 表明发动机表面油污被点燃。设定动力舱底部油污完全燃烧的时间为 72 s , 而图 3 中火源燃烧 20 s 后火灾热释放率均已降至零, 表明动力舱底部泄漏燃油没有燃尽。分析可知, 在火灾刚开始阶段舱内氧气充足, 故热释放率在火灾开始阶段呈上升趋势。但随着耗氧量的增加, 舱内氧气量迅速减小。虽然整流罩和后防火墙壁面上分别开有进气口和出气口。但在无通风条件下, 燃油被点燃后受浮力羽流的影响, 火焰和大量烟气运动到动力舱顶部, 并从进气口流出舱外, 而从进气口进入舱内的空气量很小。出气口面积远远小于进气口, 根据竖壁开口的特点, 只有少量的空气从出气口下侧进入。此时舱内氧气量的补充极为有限, 导致舱内严重缺氧, 因此, 火灾发生 20 s 后动力舱内火灾彻底熄灭。由此可以看出, 无通风条件下, 动力舱火灾发展迅速, 使得发动机表面在极短时间内达到设定温度, 油污被点燃。

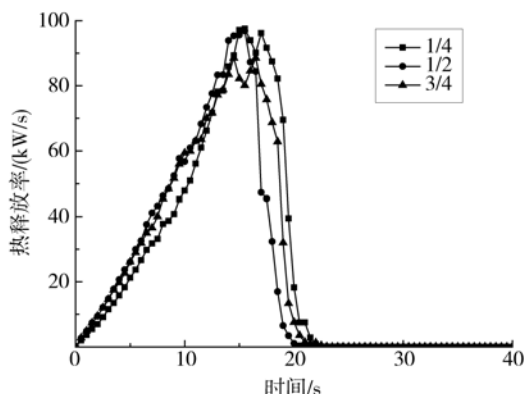


图3 火灾热释放率随时间变化曲线

Fig. 3 Variation curves of heat release rate with time

3.2 速度场分析

图4给出了峰值时刻火源位于动力舱底部不同位置时火灾速度矢量分布. 图中出现了环流区域, 受火羽流的影响, 火焰将寻找富氧区, 向空间大、氧气充足的地方运动. 火羽流向动力舱顶部运动, 撞击舱顶部后, 气流的运动方向改为水平方向. 当气流水平运动到防火墙位置, 运动方向改为竖直向下, 直到撞击发动机表面, 气流再转向与上述水平方向相反的方向运动, 当撞击到障碍物后气流开始向上运动, 气流在动力舱上部形成了环流区域. 火源被点燃后, 在浮力羽流的作用下, 火源上方气流流速较大, 动力舱内部温度升高, 使得热流密度较大的燃烧室和涡轮表面温度很快达到油污设定的燃烧温度, 油污被引燃, 在燃烧室和涡轮上方出现了二次燃烧. 图4(a)中, 动力舱上部气流流动较均匀. 图4(b)火源上方气流运动速度大的区域明显多于其他两处. 火源上方气流流动与燃烧室和涡轮表面的二次燃烧气流出现了叠加, 因而在动力舱上部气流流动比较复杂. 图4(c)气流运动比较有规律, 火源上方气流流速较大, 而在靠近前防火墙的位置气流为水平方向的分层流动. 由此可以看出, 燃烧室和涡轮表面油污的燃烧影响火源上方气流流动, 从而影响舱内气流的运动情况.

3.3 温度场分析

图5~图7给出了不同时刻动力舱内不同火源位置参考面火灾温度场分布. 因烟气密度小于空气密度, 烟气向动力舱顶部扩散. 峰值时刻, 在靠近后防火墙上方的位置出现明显的高温区域, 这与火灾速度场的分布相对应, 气流速度大的区域对应气流温度高. 在火灾刚开始阶段(5s), 受火

焰浮升力的影响, 在辐射和对流换热的作用下, 参考面处的温度迅速由火焰区开始扩散. 当火灾发展到达峰值时刻, 火焰区域扩散至动力舱顶部. 火源位于进气口下侧, 根据火羽流运动的特点, 火焰和烟气向进气口方向运动, 并从进气口冲出动力舱. 因此, 各图中在进气口附近均出现了小面积的高温区域. 受二次燃烧的影响, 燃烧室和涡轮上方温度较高. 图5(b)中, 高温区域较分散, 高温区域温度明显高于图6(b)处和图7(b)处. 这种分散的高温区域影响动力舱上部部件的正常工作. 图6(b)的高温区域较为集中, 达到火势最强的时间最短. 高温区域集中在左侧附件区域, 火灾对动力舱内附件的工作影响比较大. 图7(b)高温区域主要集中在燃烧室和涡轮上方, 对排风管的影响较大. 动力舱上部的其他区域温度较低, 对其他部件的工作影响较小. 上述分析表明火源位置的变化, 影响动力舱内部火灾蔓延的规律. 火灾发生25s后, 舱内缺氧, 火焰彻底熄灭. 由于动力舱出气口尺寸较小, 出气口对舱内火灾蔓延影响较小. 由上述分析可知, 火源位于1/4处, 火势发展迅猛, 对舱内部件毁坏严重, 应重点对该区域进行防范.

图8~图10给出了不同火源位置水平方向监测点温度随时间变化曲线. 由曲线可以看出, 各个监测点温度均先升高后降低, 最后保持稳定. 在燃烧初期, 舱内氧气充足, 燃烧充分, 故舱内温度升高; 但随着燃烧的继续, 由于没有充足的氧气补给, 使得动力舱内缺氧, 故舱内温度在很短时间内急速下降. 25s后火灾已熄灭, 动力舱内仍然保持300℃的温度. 图中出现的高温监测点均位于火源正上方. 火源位于1/4处, A、B、E三点温度较高; 火源位于1/2处, B、C、D三点温度较高; 火源位于3/4处, E点温度较高. 说明火源位置的改变影响动力舱上部的温度分布. 高温的出现不仅与火源位置有关, 还与油污的二次燃烧有关. 由于动力舱空间狭小, 火焰快速运动到动力舱上部, 使得火源上方所对应发动机表面温度迅速升高, 油污被引燃. 再加上火羽流的影响, 使得位于火源上方监测点的温度明显高于其他位置的监测点温度. 图8中E点温度较高, 但E点并不位于火源的正上方. 火源距离涡轮较远, 火焰在上升运动过程中, 卷吸周围的空气, E点周围的空气运动受到火源位置处火焰卷吸作用的影响较小. 当E点对应发动机表面的油污开始燃烧时, 空气量相对充足, E点的燃烧较充分, 因此, 在该点出现了高温. 由图8~图10可以观察到, E点的温度均较高. 因

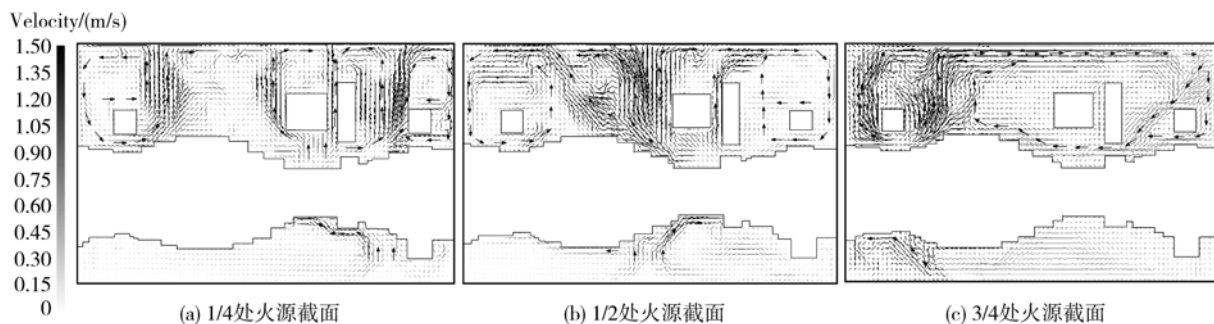


图 4 峰值时刻不同位置处火源截面速度矢量分布

Fig. 4 Velocity vector distribution of section in different positions at peak time

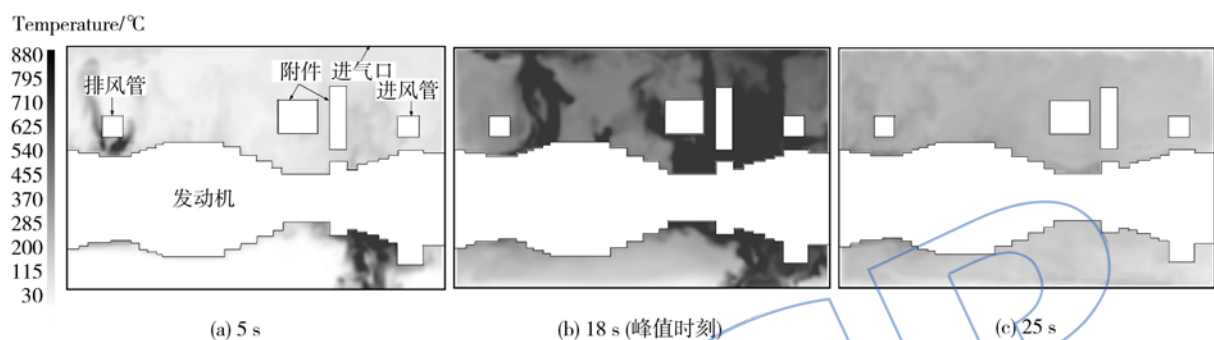


图 5 不同时刻 1/4 处火源截面温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of section in 1/4 position at various times

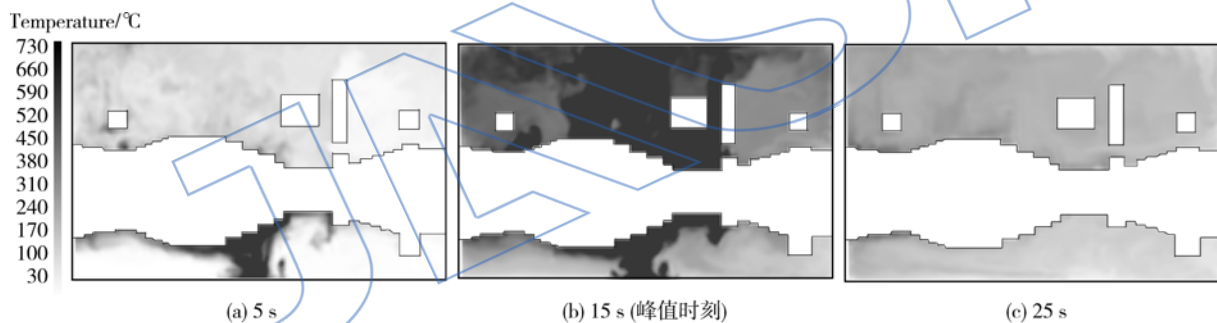


图 6 不同时刻 1/2 处火源截面温度分布

Fig. 6 Temperature distribution of section in 1/2 position at various times

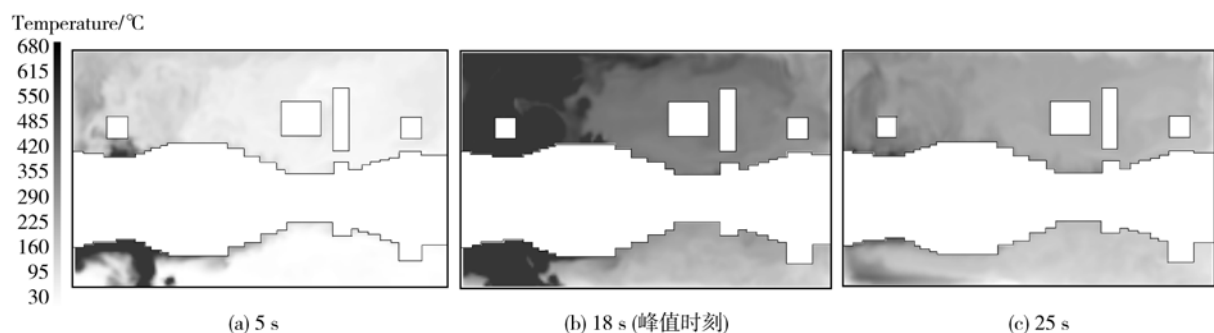


图 7 不同时刻 3/4 处火源截面温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of section in 3/4 position at various times

此,在防火设计中,应对燃烧室和涡轮区域进行重点防火设计。

图 11~图 13 给出了火源垂直方向各监测点

温度变化曲线. G 点和 H 点距离火源较近,这两点的温度在火灾发展阶段处于高温状态. I, J 和 K 点均位于火源正上方的发动机上侧,其距离相

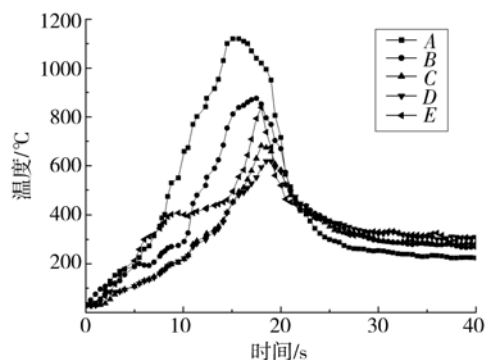


图8 水平监测点 1/4 处温度随时间变化曲线

Fig. 8 Variation of temperature with time on monitoring points at horizontal direction in 1/4 position

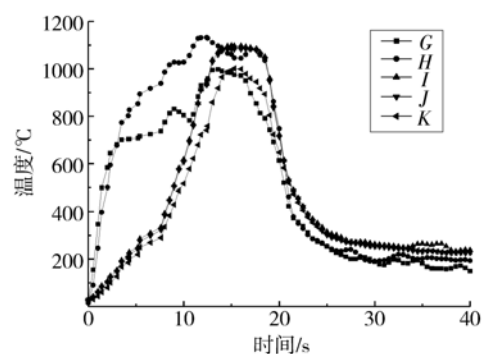


图11 垂直监测点 1/4 处温度随时间变化曲线

Fig. 11 Variation of temperature with time on monitoring points at vertical direction in 1/4 position

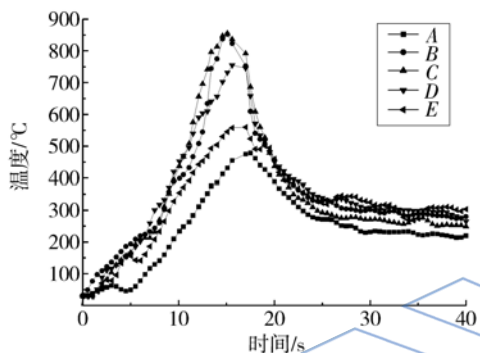


图9 水平监测点 1/2 处温度随时间变化曲线

Fig. 9 Variation of temperature with time on monitoring points at horizontal direction in 1/2 position

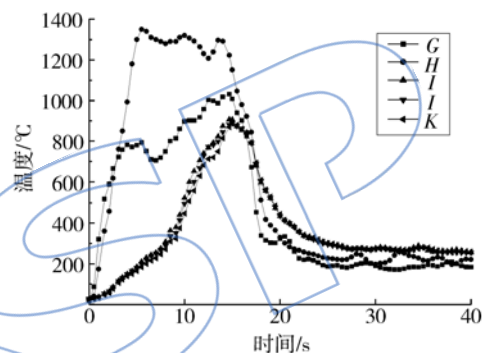


图12 垂直监测点 1/2 处温度随时间变化曲线

Fig. 12 Variation of temperature with time on monitoring points at vertical direction in 1/2 position

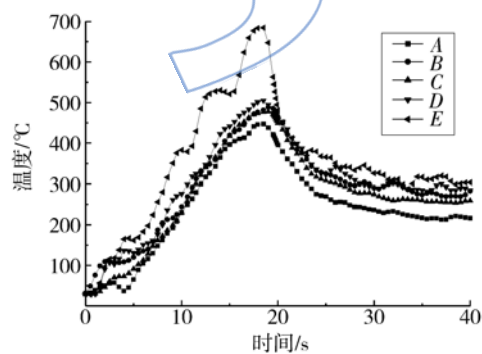


图10 水平监测点 3/4 处温度随时间变化曲线

Fig. 10 Variation of temperature with time on monitoring points at horizontal direction in 3/4 position

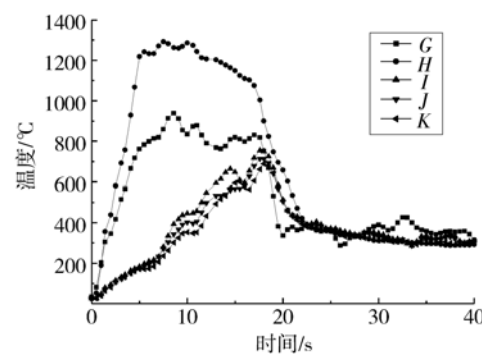


图13 垂直监测点 3/4 处温度随时间变化曲线

Fig. 13 Variation of temperature with time on monitoring points at vertical direction in 3/4 position

差很小. 因此, 三点的温度差别不是很大, 三点的温度在峰值时刻均有 800°C 左右. 图 11 中, I, J, K 三点的温度明显较高于图 12 和图 13, 火源位于 1/4 处时, 火源上方正对着进气口. 当火源被点

燃, 火羽流竖直向上冲向进气口, 火源竖直方向上的温度较高. 而火源位于 1/2 和 3/4 处时, 火羽流的运动方向朝向进气口, 不是竖直向上运动, 而是偏向进气口. 为便于分析, 在此定义一个偏向角,

即火羽流运动方向与火源中央 X 平面所成夹角。气流在运动过程中,偏向角越大,三点的温度就越低。图 13 中火源上方的火羽流运动的偏向角最大, I, J, K 三点温度最低。由上述分析可以得出,火源位置的改变影响火羽流的运动方向,从而影响动力舱上部温度的纵向分布。火源位于 1/4 处时,火源垂直方向的温度整体较高,由于附件位于火源上方,因而对舱内整个附件区域的工作影响较大。

4 结 论

利用 FDS 火灾模拟软件,研究了无通风条件下动力舱火灾蔓延的规律,通过对仿真结果的分析,可得出如下结论:

1) 位于动力舱底部的油池点燃后,舱内温度迅速升高,短时间内发动机表面油污被点燃。动力舱火灾发展迅速,由于缺氧,25 s 后火灾熄灭。

2) 动力舱上部出现了环流区域,速度大的位置对应温度也较高。受浮力羽流的影响,动力舱上部温度高于下部。

3) 二次燃烧影响动力舱内气流运动情况。因此,在火灾研究中,二次燃烧应该被考虑。

4) 受进气口的影响,火源位置的改变影响舱内火灾蔓延规律。火源中心位置位于动力舱底部距前防火墙 1/4 处时,即进气口正下方,火灾对动力舱部件影响最为严重,应重点对该区域采取预防措施。

5) 由于在动力舱火源上方、燃烧室和涡轮区域以及附件区域出现明显的高温区域,不利于部件的正常工作。因此,在动力舱防火设计中,应在上述区域多安装火灾探测仪器,便于即时采取灭火措施。

参考文献:

- [1] 陈国庆,陆守香,庄磊,等.船舶机舱油料火灾的发展过程研究[J].中国科学技术大学学报,2006,36(1):91-95.
CHEN Guoqing, LU Shouxiang, ZHUANG Lei, et al. Fire development processes in machine rooms[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2006, 36(1): 91-95. (in Chinese)
- [2] Kim H J, Lilley D G. Models of fire development: a review [R]. AIAA 2000-0594, 2000.
- [3] 梁强,魏东.双层岛式地铁站火灾烟气蔓延数值模拟与分析[J].热科学与技术,2008,7(2):161-166.
LIANG Qiang, WEI Dong. Simulation of smoke spread in fire at island-platform of double decked subway station [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2008, 7(2): 161-166. (in Chinese)
- [4] Klueg E P, Demaree J E. An investigation of in-flight fire protection with a turbofan powerplant installation [R]. Atlantic City, New Jersey: Final Report, Report No. NA-69-26, National Aviation Facilities Experimental Center, 1969.
- [5] Donaghy K, Riordan D, Raghunathan S. Investigation of fire propagation within zone one of an engine nacelle [R]. AIAA 1999-0236, 1999.
- [6] Wen J X, Kang K, Donchev T, et al. Validation of FDS for the prediction of medium-scale pool fires [J]. Fire Safety Journal, 2006, 42(2): 127-138.
- [7] Disimile P J, Toy N, Bai X, et al. Experimental investigation of hot surface ignition for transportation survivability [R]. AIAA 2005-2334, 2005.
- [8] Black A R, Suo-Anttila J M, Disimile P J, et al. Numerical predictions and experimental results of air flow in a smooth quarter-scale nacelle [R]. AIAA 2002-0856, 2002.
- [9] Nicolette V F, Tieszen S R, Gritz L A, et al. Numerical simulation of fire in an aircraft engine nacelle [M]. Gaithersburg, MD: National Institute of Standards and Technology, 1996: 143-144.
- [10] 李淑艳,王新月,卿雄杰.飞机/发动机灭火系统的设计与计算[J].西北工业大学学报,2006,24(1):124-127.
LI Shuyan, WANG Xinyue, QING Xiongjie. An engineering method for extinguishing incipient aircraft/engine fire [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(1): 124-127. (in Chinese)
- [11] McGrattan K B, Hostikka S, Floyd J, et al. Fire dynamics simulator technical reference guide Volume 1: mathematical model [M]. 5th ed. Gaithersburg, MD: NIST Special Publication 1018-5, National Institute of Standards and Technology, 2009.
- [12] 范维澄,孙金华,陆守香,等.火灾风险评估方法学[M].北京:科学出版社,2004.
- [13] Quintiere J G, Karlsson B. Enclosure fire dynamics [M]. Washington, DC: CRC Press, 1999.
- [14] 庄磊,陆守香,孙志友,等.航空煤油池火焰高度特征研究[J].中国科学技术大学学报,2009,39(7):763-768.
ZHUANG Lei, LU Shouxiang, SUN Zhiyou, et al. Study of flame height of aviation fuel pool fires [J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2009, 39(7): 763-768. (in Chinese)
- [15] Holen J, Bronstrom M, Magnussen B F. Finite difference calculation of pool fires [J]. Symposium (International) on Combustion, 1991, 23(1): 1677-1683.
- [16] 王亮,苏石川,聂宇宏,等.船舶机舱火灾中回燃现象的数值计算与分析[J].船舶科学技术,2009,31(6):63-66.
WANG Liang, SU Shichuan, NIE Yuhong, et al. Numerical simulation and analysis of the backdraft phenomenon in ship engine-room fire [J]. Ship Science and Technology, 2009, 31(6): 63-66. (in Chinese)