

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.08.021

飞机发动机舱失火仿真研究

张沛^{1, 2}, 钟剑龙^{1, 2}, 汪箭^{2, *}

1. 航空工业第一飞机设计研究院 机电系统研究所, 陕西 西安 710089

2. 中国科学技术大学 火灾科学国家重点实验室, 安徽 合肥 230027

摘要: 发动机舱失火会直接威胁飞机的安全, 开展失火仿真研究能够改进飞机设计。提出了一套飞机发动机舱失火仿真研究思路, 并以某型飞机发动机风扇舱为实例, 在火灾动力学模拟 (Fire Dynamics Simulator, FDS) 软件中进行建模, 分别选取 0~12000m 高度的 4 种典型状态开展了仿真研究, 对失火状态下发动机舱内的温度场、速度场和烟雾场进行了分析, 为飞机发动机舱火警探测系统和灭火系统设计提供了优化建议。

关键词: 飞机; 发动机舱; 失火; 仿真计算; FDS

中图分类号: V228 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 08-0021-07

无论是飞行中还是在地面上, 火对飞机来说都是最危险的威胁之一^[1]。飞机发动机舱是典型的火区, 即只要有单个故障就能导致潜在着火区域。现代飞机推力 (拉力) 大、速度快, 使用大量闪点低的优质航空煤油做燃料, 发动机在工作中因可燃液体泄漏、机件严重磨损、电气故障等因素都可能引发火灾。

从飞机安全性的角度讲, 发动机舱失火的危险等级是 1 类 (灾难的), 告警等级一般确定为最高级: 危险级。《中国民用航空规章》第 25 部中对火区划分、发动机舱火警探测系统、灭火系统和防火墙在失火条件下的性能提出了明确要求。但是, 由于飞机的火灾研究具有复杂性, 其种类繁多、规模不一。另外, 飞机火灾研究还具有一定的危险性, 在目前的试验条件下, 无论从安全角度还是成本角度来讲, 我们几乎无法在飞机上开展真实的火灾研究。因此, 开展发动机失火仿真研究, 对提高飞机安全性水平具有重要意义。

1 燃烧模型

火灾动力学模拟 (Fire Dynamics Simulator, FDS) 是美国国家标准与技术研究院 (NIST) 开发的一款火灾动力学场模拟

软件, 它是一种以火灾中流体运动为主要模拟对象的计算流体力学工具, 该软件对低速热力流动的纳维-斯托克斯 (N-S) 方程做出了数值近似解, 把重点放在火灾的烟气和热量转移上^[2]。FDS 采用大涡模拟方法, 可以得到真实的瞬态流场, 且精度较高, 计算工作量小。

火灾问题也是流动问题, 所以也遵循流动的基本规律, 即质量守恒规律、能量守恒规律、动量守恒等基本规律, 相应的控制方程为: 连续性方程、动量方程、能量方程以及组分方程。FDS 软件主要对以下方程^[3]进行求解:

(1) 连续性方程

质量守恒定律是任何的流动问题都必须满足的基本定律之一, 该定律可以描述为对于指定空间位置内任何一个微元体, 都有: 单位时间内微元体中流体质量的增加 = 同一时间间隔流入该微元体的净质量。按照此定律可以得出质量守恒方程的控制方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial (\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度, u, v, w 为流体速度在 x, y, z 方向上的分量。

当流体为不可压缩时, ρ 为常数, 则方程变为:

收稿日期: 2017-06-05; 退修日期: 2017-06-12; 录用日期: 2017-07-25

* 通讯作者: Tel.: 0551-63606463 E-mail: wangji@ustc.edu.cn

引用格式: ZHANG Pei, ZHONG Jianlong, WANG Jian. Study on misfire simulation in aircraft nacelle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (08): 21-27. 张沛, 钟剑龙, 汪箭. 飞机发动机舱失火仿真研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28 (08): 21-27.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

(2) 动量守恒方程

任何流体系统也都必须满足动量守恒这个基本定律,对于取定的空间内任何一个微元控制体都有:微元体中流体动量的增加率=作用在微元体上各种力之和。据此,则可以得出动量方程的控制方程:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u \vec{u}) = \text{div}(\mu \text{grad}(u)) - \frac{\partial p}{\partial x} + S_x \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v \vec{u}) = \text{div}(\mu \text{grad}(v)) - \frac{\partial p}{\partial y} + S_y \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \text{div}(\rho w \vec{u}) = \text{div}(\mu \text{grad}(w)) - \frac{\partial p}{\partial z} + S_z \quad (5)$$

式中: p 为压力, S_x , S_y 和 S_z 为广义源项。

(3) 能量守恒方程

只要流动系统中包含有热交换,该系统肯定满足能量守恒定律,对于取定的空间内任何一个微元控制体都有:微元体内热力学能的增加率=进入微元体的净热流量+体积力与表面力对微元体做的功。

$$E = c_p T + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) + P$$

则能量守恒方程的控制方程可以表示为:

$$\frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{u} T) = \text{div}\left(\frac{k}{c_p} \text{grad}(T)\right) + S_T \quad (6)$$

式中: c_p 为比定压热容; T 为温度; k 为热传导系数。

(4) 组分守恒方程

组分守恒可以表示为对于空间内取定的任何一个微元控制体:系统内某种化学组分的质量对时间的变化率=通过系统界面的净扩散流率+化学反应过程中该组分的生产率。

则组分 s 的控制方程可以表示为:

$$\frac{\partial(\rho C_s)}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{u} C_s) = \text{div}(D_s \text{grad}(\rho C_s)) + S_s \quad (7)$$

式中: C_s 为体积浓度; D_s 为扩散系数; S 为源项; S_s 为组分 S 的产生率。

(5) 控制方程的通用形式:

$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{u} \phi) = \text{div}(\Gamma_\phi \text{grad}(\phi)) + S_\phi \quad (8)$$

式中: ϕ 为通用变量,如 u, v, w, T 等。 Γ_ϕ 为 ϕ 的广义扩散系数; S_ϕ 为广义源项。

以上流体动力学方程可以准确地描述燃烧、传热与流动。在进行数值求解时,FDS对空间坐标的微分项采用二阶中间差分法离散,对时间坐标的微分项采用二阶

ungeKutta法离散,对Poisson方程形式的压力微分方程则采用傅里叶变换(Fourier Transformation)法直接求解,可以得到比较准确的求解结果^[4]。

2 研究思路

燃烧是剧烈变化的非稳态过程,FDS软件是通过求解一系列方程对燃烧进行数值模拟。飞机上火灾种类多样,规模不一,给我们的仿真研究带来了很大困难。本文提出了一套研究思路(见图1),对于发动机舱防火系统,其设计输入应包括:发动机舱本体及附件模型、短舱模型、发动机舱通风冷却参数、发动机舱环境温度、发动机壁面温度和可能的火源信息。

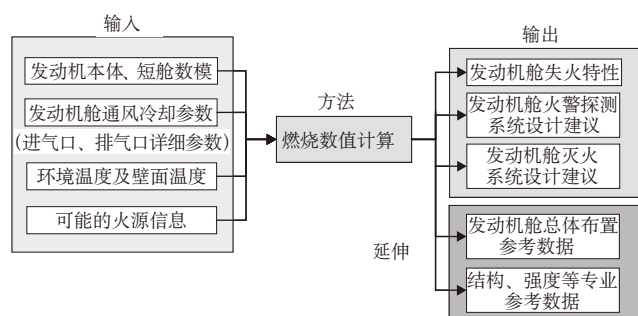


图1 发动机舱失火仿真研究思路

Fig.1 Research thinking on simulation of misfire in nacelle

得到上述输入参数后,在FDS软件中进行建模及燃烧数值仿真计算。经计算,设计输出应包括:发动机舱失火特性,发动机舱火警探测系统设计建议,发动机舱灭火系统设计建议,发动机舱总体布置参考数据和结构、强度设计参考数据。

3 失火仿真分析

3.1 关键技术分析

对于发动机舱失火仿真计算,其难点和关键技术主要有两个。

(1) 火源的定义

飞机上可能发生的火灾类型具有多样性,规模也各不相同,因此,飞机设计人员需要与发动机供应商联合工作,通过原理分析、事故调查等形式总结归纳出发动机舱内的可燃液体泄漏点、点火源,并最终确定典型的火源模型。通过与发动机供应商的沟通,本文选取风扇舱底部区域作为典型的火源位置,主要原因是这一区域可燃液体泄漏的概率相对较大,另外,如果其他区域发生可燃液体泄漏,也会积聚到舱的底部。选取 $0.4\text{m} \times 0.4\text{m}$ 、 $0.6\text{m} \times 0.6\text{m}$ 两种典型火源尺寸进行建模,选取航空煤油作为典型燃料。

(2) 发动机及各种附件几何模型的建立

发动机的各种附件和不规则曲面较多,给建模工作带来了较大困难,FDS 的效率是对数字网格的简化,仅对于矩形几何体的建模比较方便。目前,主要应用在规则型面的场景中,但是飞机外形和内部结构中有大量的不规则型面,非规则型面建模问题是目前制约 FDS 应用在航空领域的主要难题,采用一种用大量的小矩形块去逼近非规则曲面的算法能够较好地解决该问题^[5]。

3.2 仿真建模

对某型飞机发动机风扇舱进行建模,并设置边界条件。图 2 是某型飞机发动机风扇舱 FDS 建模示意图。

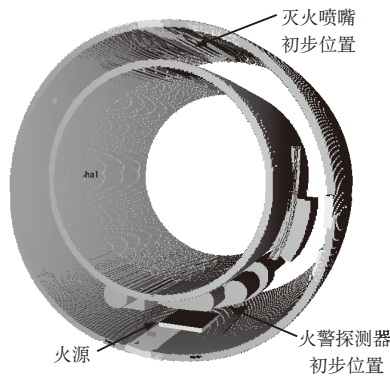


图 2 某型运输机风扇舱示意图

Fig.2 Fan compartment scheme of the transport aircraft

定义火警探测器的初步位置位于风扇舱底部和液压泵、发电机和附件齿轮箱附近。定义灭火喷嘴初步位置位于风扇舱顶部。

本文选取航空煤油作为典型燃料,其热物性参数如下:

&REAC ID=' KEROSENE'

FYI=' Kerosene, C₁₄H₃₀, SFPE Handbook'

MW_FUEL=198.0

NU_O2=21.5

NU_CO2=14.0

NU_H2O=15.0

EPUMO2=12700.

CO_YIELD=0.012

SOOT_YIELD=0.042/

上述代码的具体含义为:燃料名称为燃油,分子式为 C₁₄H₃₀,摩尔质量为 198,燃烧反应的化学式中 O₂ 的系数为 21.5,CO₂ 的系数为 14,H₂O 的系数为 15,燃烧过程中每消耗单位质量氧气释放的热量为 12700kJ/kg,燃烧产生的 CO 生成率为 0.012,碳颗粒生成率为 0.042。

在火源尺寸方面,本文选取了尺寸为 0.4m×0.4m 和 0.6m×0.6m 的矩形油池火进行仿真研究。按照上述方法,对某型运输机发动机风扇舱进行建模,并开展了仿真计算。因篇幅限制,本文仅对 0m,2000m,4000m,12000m 高度的 4 种典型状态的计算结果进行分析,如表 1 所示。

表 1 某型运输机 0~12000m 高度的 4 种典型状态

Table 1 Four typical states of a transport aircraft in 0~12000m

高度 / m	马赫 数	功率状态	标准 温度 /℃	上入口 流量 / (kg/s)	下入口 流量 / (kg/s)	百叶窗 流量 / (kg/s)	机匣 温度 /℃
0	0.4	最大连续	15	0.2	0.107	0.307	75
2000	0.5	最大连续	2	0.173	0.091	0.265	75
4000	0.6	最大连续	-11	0.169	0.092	0.261	75
12000	0.8	最大巡航	-56.5	0.062	0.033	0.104	75

3.3 失火仿真初场

选取 0.4m×0.4m 和 0.6m×0.6m 两种典型火源尺寸,发动机舱底部 3 个不同位置,0m,2000m,4000m,12000m 4 种飞行高度,共计 24 种工况分别进行计算。失火仿真初场(速度场)如图 3 所示。首先进行了 30s 的稳态流场计算,然后进行了 120s 的燃烧场计算。

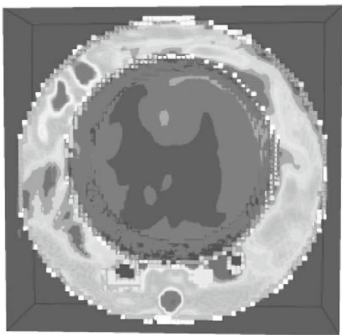


图 3 失火仿真初场(速度场)

Fig.3 Preliminary field of fire simulation (velocity field)

3.4 温度场分析

从图 4 (a) 和图 4 (b) 可以看出,0.4m×0.4m 的火源,燃烧开始 10s 后,15 个监测点温度在 220~500℃ 之间。对于 0.6m×0.6m 的火源,燃烧开始 10s 后,15 个监测点温度在 230~600℃ 之间。

从图 4 (c) 和图 4 (d) 可以看出,0.4m×0.4m 的火源,燃烧开始 10s 后,15 个监测点温度在 220~460℃ 之间。对于 0.6m×0.6m 的火源,燃烧开始 10s 后,15 个监测点温度在 230~570℃ 之间。

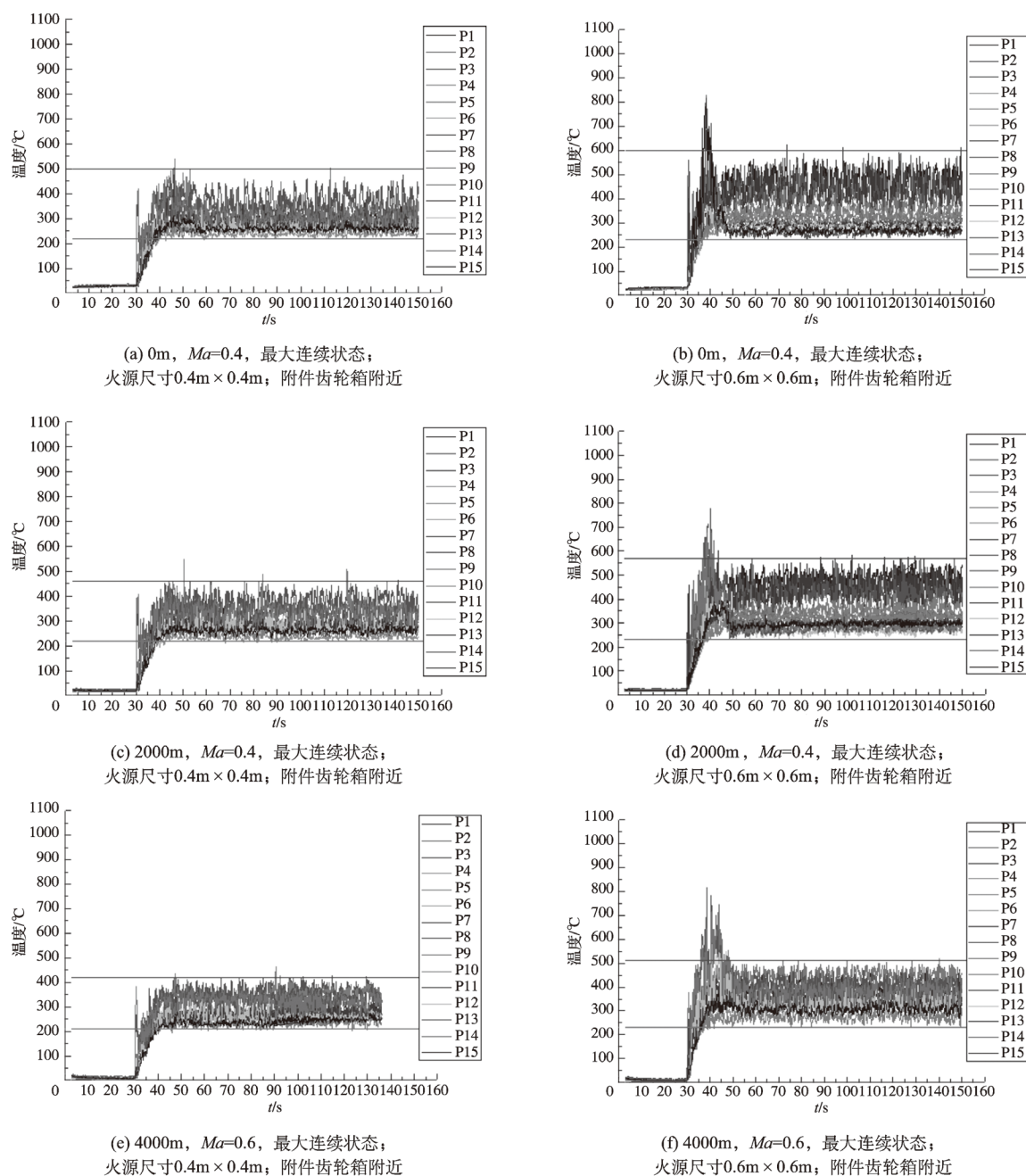


图4 火警探测器初步布置位置 15个监测点温度曲线

Fig.4 Temperature curve of 15 monitoring points in fire detector preliminary location

从图4(e)和图4(f)可以看出, $0.4\text{m} \times 0.4\text{m}$ 的火源, 燃烧开始10s后, 15个监测点温度在 $210 \sim 420^\circ\text{C}$ 之间。对于 $0.6\text{m} \times 0.6\text{m}$ 的火源, 燃烧开始10s后, 15个监测点温度在 $230 \sim 510^\circ\text{C}$ 之间。

对于高度12000m, $Ma=0.8$ 最大连续状态、在 -56.5°C 的环境温度下, 舱内燃烧无法进行。考虑到环境温度过低, 在燃料附近设置短暂的高能量源, 燃料在点燃后又迅速熄灭。经分析认为, 高空低温状态下, 不易发生可燃液体泄漏引起

的火灾。根据文献分析, 发动机本体故障(如发动机超温、转子爆破等)引发的火灾最可能的。

综上所述, 在温度场方面, 在不同工况条件下计算结果的趋势基本一致。将不同飞行高度状态下火警探测器位置的温度变化范围进行整理, 如图5所示。从图5可以看出, 不同尺寸的火源燃烧时, 风扇舱内温度场下限比较接近, 分别为 220°C 和 230°C 相差 10°C 左右, 对探测器全长过热的指标影响比较小。不同尺寸的火源燃烧时, 风扇舱内温度场

上限相差较大,分别为 500℃ 和 600℃ 相差 100℃ 左右,对探测器局部火焰指标影响较大。

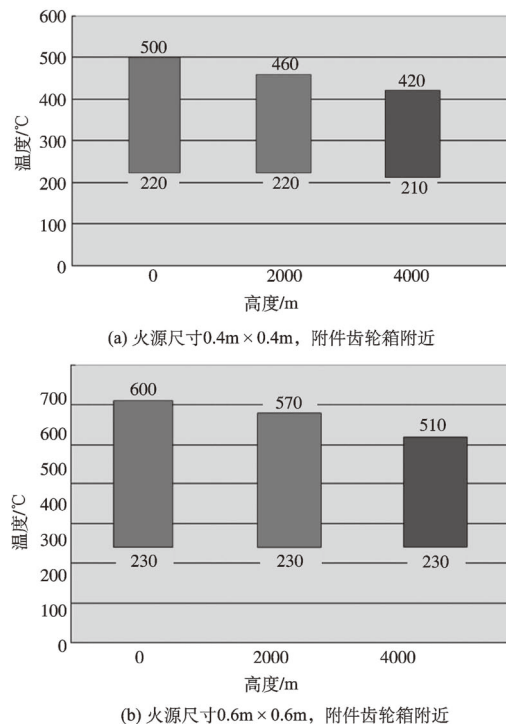


图5 不同火源位置起火后温度场对比图

Fig.5 Comparison diagram of temperature field after different position fire

某型运输机发动机风扇舱过热报警温度暂定为 175℃,火警报温度暂定为 305℃。因此,对于不同尺寸的典型火

灾,火警探测系统均能迅速响应。

图 6 是燃烧开始后 100s 时的温度场云图,从图 6 可以看出,由于下部供气口和百叶窗的通风作用,火源附近的温度并不高,而发动机舱两侧的位置没有通风,温度反而较高。上部供气口附近温度较低,但是由于气流回旋作用,供气口(顺航向)后部温度较高。因此,根据计算结果,建议采用多爪式灭火喷嘴,调整灭火喷嘴的角度,使灭火剂尽快到达发动机舱内的两侧位置。

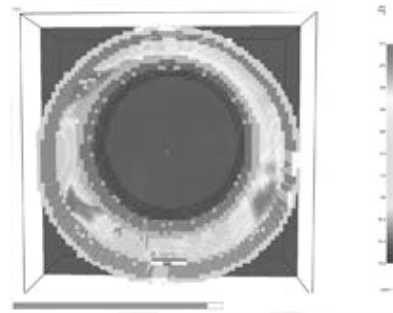


图6 燃烧开始后 100s 温度场云图

Fig.6 Nephogram of temperature field after the 100s of combustion starts

3.5 速度场分析

速度场方面,以附件齿轮箱附近的 0.4m × 0.4m 火源为例图 7 是 Y=0.6m 火源截面的速度场。我们设置从 30s 开始起火,从图 7 可以看出,起火后,因为燃烧的作用,整个舱内的气流流速会有比较明显的增加,但是很快趋于稳定,40s, 60s 和 120s 时的速度场基本一致。

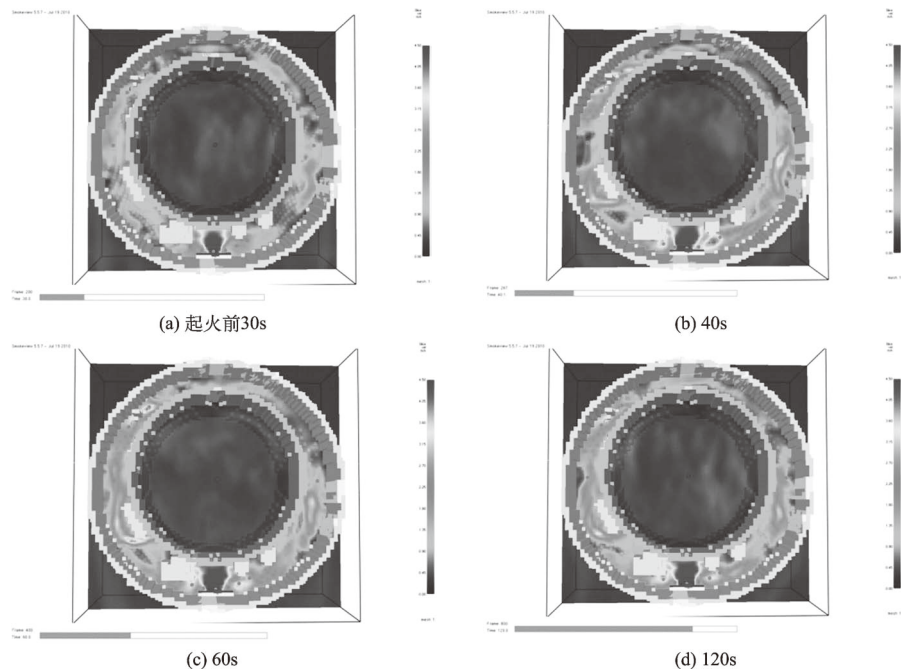


图7 Y=0.6m 截面的速度场(火源 0.4m × 0.4m,附件齿轮箱附近)

Fig.7 Velocity field of Y=0.6m cross section (0.4m × 0.4m fire source, near accessory gearbox)

图 8 是 $0.4\text{m} \times 0.4\text{m}$ 火源在附件齿轮箱附近、 $Y=0.28\text{m}$ 截面的速度场。我们设置从 30s 开始起火,从图 8 可以看出,起火后的速度场趋势与 $Y=0.6\text{m}$ 截面基本一致。因为燃烧的作用,整个舱内的气流流速会有比较明显的增加,但是很快趋于稳定,40s,60s 和 120s 时的速度场基本一致。

3.6 烟雾浓度场分析

图 9 是发动机舱内起火后的典型烟雾云图,计算开始 30s 时火源开始燃烧,从云图中可以看出,航空燃油燃烧后

产生的烟雾浓度较大,烟雾扩散非常迅速,燃烧开始 3s 时,烟雾基本扩散到发动机舱内的各个位置,燃烧开始 10s 后,舱内的烟雾基本达到肉眼不可见。因为发动机舱是非气密、无人区域,燃烧产生的烟雾不会对飞机或乘员造成直接危害,因此,本文仅将烟雾浓度场作为参考。

3.7 计算误差分析

采用 FDS 软件进行发动机舱失火仿真时,产生误差的主要因素有两个:(1) 建立几何模型时产生的误差。由于发

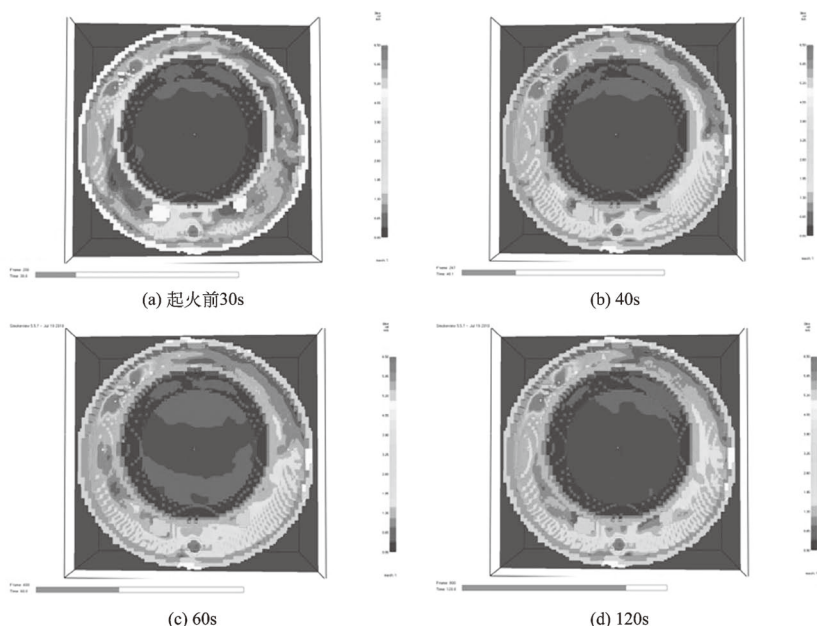


图 8 $Y=0.28\text{m}$ 截面的速度场 (火源 $0.4\text{m} \times 0.4\text{m}$, 附件齿轮箱附近)

Fig.8 Velocity field of $Y=0.28\text{m}$ cross section ($0.4\text{m} \times 0.4\text{m}$ fire source, near accessory gearbox)

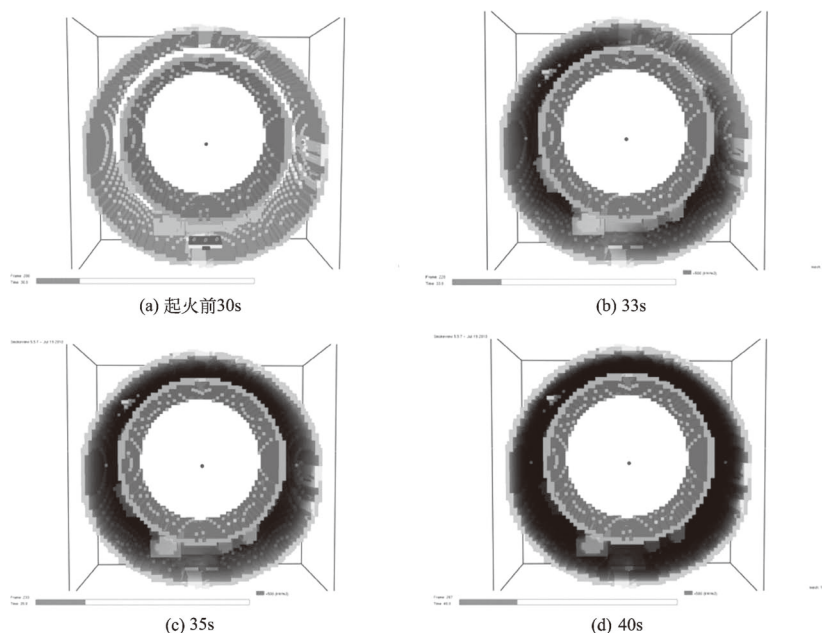


图 9 发动机舱内典型烟雾云图

Fig.9 Typical smoke naphogram in nacelle

动机舱的模型比较复杂,为了满足计算的需求,对模型进行了合理的简化。保留了发动机主体结构以及对流场结果有较大影响的部分,简化了对流场结构影响较小的部分。此外,FDS 的计算模型仅能够采用结构化网格,对发动机舱的各种曲面建模时会带来一定误差,本文采用一种建立不规则 FDS 模型的方法^[5],能够在完成不规则形面建模的同时,降低计算误差。(2) 建立燃烧模型时产生的误差。FDS 采用混合百分数燃烧模型^[3],通过设置燃料的点燃温度、热释放速率、热传导系数、发烟系数等参数来定义燃烧模型,这些参数须通过实验室试验获得,因此具有较高的建模精度。

4 结论

本文提出了一套飞机发动机舱失火特性的研究方法和步骤,并以某型飞机发动机舱为例,并选取典型飞行剖面、典型火源尺寸,开展了失火仿真计算。通过对飞机发动机舱失火状态下的温度场进行分析,对某型运输机发动机舱火警探测系统报警温度进行设置,对发动机舱灭火喷嘴布置提供了建议。此外,还对飞机发动机舱失火状态下的速度场和烟雾浓度场进行分析,对飞机发动机舱布局设计和防火系统设计具有一定指导意义。

AST

参考文献

[1] SUN Ming, WEI Sidong, TAN Qirui. Research on the exception

aircraft fire alarm signal and treatment timing[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2009, 30 (9): 84-87.

[2] Kevin McGrattan. Fire dynamics simulator user's guide [M]. Gaithersburg, MD: NIST U.S. Department of Commerce, 2009.

[3] Kevin McGrattan. Fire dynamics simulator technical reference guide [M]. Gaithersburg, MD: NIST U.S. Department of Commerce, 2009.

[4] CHEN Wei, CUI Haohao, QIN long, et al. Research of fire simulation based on FDS[J]. Computer Simulation, 2011, 38 (12): 227-231.

[5] NIU Yi, MENG Manli, ZHANG Pei, et al. Method of constructing curved geometry for FDS [C]// 2010 International Conference on Future Industrial Engineering and Application, 2010.

(责任编辑 刘玲蕊)

作者简介

张沛(1982—)男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:飞机防火系统设计、仿真。

钟剑龙(1974—)男,博士,研究员。主要研究方向:飞机动力装置系统设计。

汪箭(1960—)男,博士生导师,教授。主要研究方向:火灾科学、计算机模拟与仿真。

Tel: 0551-63606463 E-mail: wangj@ustc.edu.cn

Study on Misfire Simulation in Aircraft Nacelle

ZHANG Pei^{1,2}, ZHONG Jianlong^{1,2}, WANG Jian^{2,*}

1. Electromechanical System Research Department, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

2. State Key Laboratory of Fire Science, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China

Abstract: Nacelle misfire will threaten the safety of aircraft directly, fire simulation study can improve aircraft design. The paper proposed a research thinking of aircraft nacelle misfire, and an example on transport aircraft nacelle was given and simulated. The simulation model was built based on Fire Dynamic Simulator (FDS) and simulation research were carried out in from four typical state 0~12000m. The temperature field, velocity field and smoke field in misfire were analyzed, and provided an optimized design proposal about aircraft nacelle fire detection system and extinguishing system.

Key Words: aircraft; nacelle; misfire; simulation; FDS

Received: 2017-06-05;

Revised: 2017-06-12;

Accepted: 2017-07-25

*Corresponding author. Tel.: 0551-63606463 E-mail: wangj@ustc.edu.cn