

发动机舱油雾着火及火蔓延特性的数值模拟

丁 芳¹, 李松阳¹, 丛北华²

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;

2. 上海防灾救灾研究所, 上海 200092)

摘 要: 为研究发动机舱内典型火灾规律, 采用大涡模拟技术, 针对某型发动机核心机舱建立了油雾火的火灾模型, 研究舱内着火及火蔓延规律, 分析不同泄漏位置及泄漏孔朝向对火焰传播及温度、热流分布的影响。结果表明: 在舱内的通风热环境下, 油雾泄漏会被引燃并稳定燃烧, 中间有一定的潜伏期, 火灾强度较大, 破坏性严重; 油雾火灾是典型的由通风控制的不充分燃烧过程, 呈现一定的蔓延规律, 火焰中心位于高速回流区, 向引气口及尾部排气方向快速蔓延; 不同泄漏位置及泄漏孔朝向对火灾的蔓延形态、温度及热流的分布有一定影响, 其中泄漏位置对温度热流峰值影响较大, 泄漏孔朝向对温度热流的分布影响较大。

关 键 词: 油雾火; 火蔓延; 大涡模拟; 火灾特性; 发动机舱

中图分类号: V231.2⁺4

文献标志码: A

Numerical simulation on fire and spread characteristics of oil spray in engine compartment

DING Fang¹, LI Songyang¹, CONG Beihua²

(1. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;

2. Shanghai Institute of Disaster Prevention and Relief, Shanghai 200092, China)

Abstract: In order to study the typical fire in the engine compartment, the large eddy simulation technology was used to establish a spray fire model of engine core compartment. The fire and fire propagation process in cabin was studied, and the effects of different leak positions and spray orientations on flame propagation, temperature and heat flux distribution were analyzed. The result showed that the spray leakage led to ignition and stable burning in the ventilated heat environment of cabin. There was a certain incubation period during ignition, after getting a high intensive and serious destructive fire. Spray fire indicated a typical incomplete combustion process controlled by ventilation, presenting a certain law of propagation; the center of the flame was located in the high-speed recirculation zone, and it spread rapidly to the air intake and tail exhaust. Different leak positions and spray orientations had a certain impact on fire propagation, temperature distribution and heat flux. The location of the leak had greater influence on the peak temperature and heat flux, and the spray orientation had greater influence on temperature and heat flux distribution.

Keywords: spray fire; fire spread; large eddy simulation; fire performance; engine compartment

收稿日期: 2021-04-26

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-VIII-0010-0171)

作者简介: 丁芳(1991—), 女, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机防火技术研究。

引用格式: 丁芳, 李松阳, 丛北华. 发动机舱油雾着火及火蔓延特性的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(2): 279-287. DING Fang, LI Songyang, CONG Beihua. Numerical simulation on fire and spread characteristics of oil spray in engine compartment[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(2): 279-287.

发动机动力装置舱内遍布燃油、滑油、液压油等复杂的管路,且临近高温机匣,整体区域温度较高,点火源与可燃物质共存,是存在潜在着火危险的重要区域。且为使舱内大量的关键附件维持在较低的温度,往往需设计通风冷却,为舱内的火灾提供了大量助燃剂,增大了其火灾风险。因此,适航法规 CCAR33.17 及 CCAR25.1181~25.1207 都对动力装置舱内的防火设计提出了严格的要求,发动机舱的防火保护设计是保障飞机安全运行的重要环节。

对发动机舱的火灾研究通常采用全尺寸试验测试和数值模拟两种方法,全尺寸试验不仅成本高、周期长,而且对于改变通风设计和调整外部结构及附件布局的情况无法自适应。因此,为提高发动机防火设计的灵活性与可靠性,国外各大发动机主制造商不断投入资金,发展基于 CFD 的火灾湍流燃烧仿真方法。罗·罗公司与克兰菲尔德大学合作开发了自研软件,针对 Trent800 风扇舱建立了火灾发展规律预测的数值模拟方法,并通过 1/2 缩比尺寸的火灾试验,验证了仿真计算的可行性^[1-3];洛克希德马丁公司的桑迪亚实验室在美国国家航空航天局的 CFD 软件 Vulcan 的基础上开发了火灾模拟模块,研究了不同火源类型、通风条件、遮挡物高度的火焰传播特性,并基于试验对比,用于防火系统的设计^[4-7];美国联合技术公司在收购古德里奇公司后,不断投入研发经费与美国国家标准与技术研究院展开合作着手开发飞机及发动机舱的火灾模拟软件^[8-10]。国内对动力装置舱的火灾动力学基础研究得较少,牛雪民等对直升机动力装置舱的火灾温度场进行了模拟研究,分析了火源位置对热释放速率、速度场和温度场的影响,为火灾区域防范提供了设计参考^[11];王伟等运用 Fluent 模拟了防火试验燃烧器的标准火焰,研究了仿真参数的改变对火焰特征的影响,并基于试验进行了校核^[12-14]。

本文拟采用火灾动力学仿真软件(fire dynamics simulator, FDS)^[15],对舱内典型燃油泄漏的油雾火灾开展数值模拟研究。是专门用于火灾过程数值模拟的 CFD 软件,其通过数值差分方法求解 Navier-Stokes 方程,来描述热驱动、低马赫数且伴随有燃烧反应的流动传热过程^[16]。通过 FDS 建立舱内典型油雾火的数值计算模型,分析舱内着火过程及火焰传播规律,获取舱内的速度场、温度场、热流等关键参数,为舱内防火设计、

火警及灭火设计方案提供理论支撑。

1 模型建立

1.1 几何结构

图 1 所示为简化后的验证机核心机舱几何模型,计算域为核心机舱内流道区域,由于火灾计算量较大,不考虑外涵流道引气,直接给引气口速度入口,引气口位于核心机舱前端,为外罩周向均布的 6 个圆孔,流场出口由尾部排气狭缝排出。核心机舱内表面为核心机匣,机匣内是压气机、燃烧室、涡轮等高温部件,经过通风引气冷却后,外表面仍具有 27~627 °C 的高温,核心机舱外表面为核心机罩,与发动机外涵道隔离,构成外涵的整流型面。核心机舱内管路及附件结构复杂且排列紧密,为便于研究,暂未考虑大量管路、附件的影响。

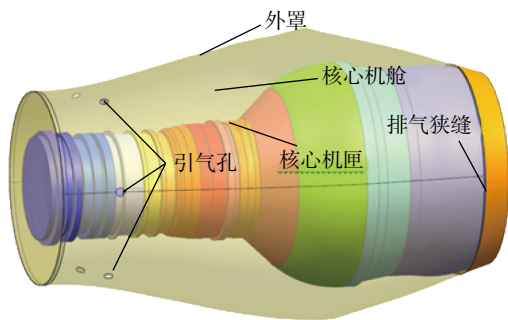


图 1 核心机舱的几何模型

Fig. 1 Geometric model of core compartment

1.2 网格划分及边界条件

FDS 的网格为正交笛卡儿坐标系网格^[17],整个三维空间采用正六面体网格,根据 FDS 验证算例经验值 $D^*/\delta_x = 25 \sim 35$,核算得到的计算网格数量在 350 万~450 万量级,其中 D^* 为火焰热释放速率的特征尺度, δ_x 为网格尺寸。经以温度分析的网格无关性验证后,选取网格数量为 384 万,网格尺度 14.6 mm,其中由于尾部狭缝尺寸较小,对狭缝区域进行了加密,加密区域网格尺度 7.3 mm。

核心机舱火灾模型考虑通风流动及温度热环境的影响,通风由 6 个均布于核心机舱前端的引气口引气,通过飞行工况下的引气量(0.53 kg/s)进行换算,给定速度入口边界,流速 32.26 m/s,方向指向轴心,并与轴向呈 45° 夹角。温度边界考虑舱内冷却最不利的状态——高温起飞状态,将整个机匣分为 16 段,如图 1 中不同颜色的机匣段,分别给定机匣的沿程壁温。

1.3 火源模型

油雾火灾模拟的是燃油管路破裂, 高压泄漏后被高温热源或电火花引燃的情景, 是舱内可能发生的危害性最大、灭火难度最高的火灾场景。由于舱内管路多布局于温度相对较低的压气机段, 因此在压气机上游位置布置泄漏点, 该点距核心机舱前端面 500 mm。燃油管路的油压为 4 MPa, 假设管路泄漏孔为 0.58 mm 的圆孔, 不考虑流量损失, 对应的泄漏流量通过伯努利方程计算得

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho_1}} = 101.3 \text{ m/s} \quad (1)$$

$$q_v = \rho_1 v A = 1.1 \text{ L/min} \quad (2)$$

其中 v 为雾滴速率, Δp 为压差, ρ_1 为燃油密度, A 为泄漏孔径, q_v 为流量。计算过程中设置油雾模型, 给定流量入口, 油雾张角为 $\pm 30^\circ$, 雾滴直径为 80 μm 。火源的燃料为航空煤油 RP-3, 物性参数见表 1 所示。

表 1 燃油 RP-3 物性参数

Table 1 Physical parameters of fuel RP-3

参数	数值及说明
化学式	$\text{C}_{12}\text{H}_{23}$
比定压热容/(kJ/(kg·°C))	2.188
密度/(kg/m ³)	779.6
凝固点/°C	-47
蒸发温度/°C	223
汽化潜热/(kJ/kg)	325
自燃点(AIT)/°C	425
临界火焰温度(CFT)/°C	1 327
燃烧热值/(kJ/kg)	43 530

1.4 数学模型简介

根据火灾火羽流特性, 选用 LES 湍流模拟方法计算, FDS 中基本的连续、动量、能量守恒方程和状态方程^[18]如下:

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \nabla \cdot \rho \mathbf{u} = \dot{m}_b'' \quad (3)$$

动量方程

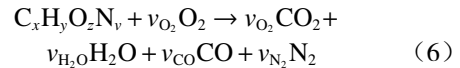
$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial \tau} + \nabla \cdot \rho \mathbf{u} \mathbf{u} + \nabla \cdot \mathbf{p} = \rho \mathbf{g} + \mathbf{f}_b + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}_{ij} \quad (4)$$

能量方程

$$\frac{\partial \rho h_s}{\partial \tau} + \nabla \cdot \rho h_s \mathbf{u} + \nabla \cdot \mathbf{p} = \frac{D_p}{D_t} + \dot{q}''' - \dot{q}_b'' - \nabla \cdot \dot{\mathbf{q}}'' + \varepsilon \quad (5)$$

其中 ρ 为气相密度, ∇ 为散度, $\mathbf{u}$ 为速度矢量, $\dot{m}_b''$ 为从外部(离散相或固相)进入气相的单位体积质量流率, $\mathbf{f}_b$ 为外部力矢量, $\boldsymbol{\tau}_{ij}$ 为黏性应力张量, p 为压力, h_s 为显焓, $\dot{q}'''$ 为单位体积的热释放速率, $\dot{q}_b''$ 为从外部进入的单位体积的热流率, $\dot{\mathbf{q}}''$ 为热通量矢量, ε 为耗散函数。

FDS 采用的燃烧模型为基于混合分数、无限化学反应速率假设, 由组分输运控制的化学反应模型。舱内火灾为扩散燃烧, 由组分输运混合过程控制, 因此, 采用该模型是合适的。FDS 里的化学反应为单步反应, 只用于控制燃烧产物, 方程式如式(6)所示:



组分输运混合速率由半经验法确定, 将每个网格看成一个小反应器, 只有充分混合的燃料空气混合物能发生反应, 参数 ξ 用来表征混合程度, 取值为 [0, 1], 初始 $\xi_0 = 1$, 表示燃料和空气完全分离, 经过一定时间步以一定混合速率混合, 在充分混合之前不发生反应。混合分数模型还引入了燃烧抑制的两个参数, 自燃着火温度(auto ignition temperature, AIT) 与临界火焰温度(critical flame temperature, CFT), 自燃着火温度的设置增加了燃烧条件, 使得燃烧反应不是混合唯一控制的, 当区域达到混合条件, 但混合气的温度低于 AIT 时, 燃烧也不会发生。临界火焰温度是通过引入半经验淬熄模型, 判定当地网格内燃料空气混合比例, 其发生反应的热释放速率能否将混合气的温度提升至判定准则, 决定燃烧是否发生与继续。临界火焰温度 CFT 与初始环境温度、反应热释放率和产物比定压热容有关, 如式(7)所示:

$$T_{\text{cft}} = t_0 + \frac{x_{\text{in}}}{100} \cdot \frac{\Delta H_c}{nc_p} \quad (7)$$

其中 t_0 燃料空气混合气的初始温度, $x_{\text{in}}/100$ 为最低可燃极限下的燃料摩尔分数, ΔH_c 为燃烧释热, c_p 为产物的比定压热容, n 为产物摩尔数。

2 舱内冷态初场分析

为保证数值仿真的可靠性, 先进行了流动传热边界条件的验证, 给定流速入口及机匣壁温后, 计算舱内流动传热初场, 达到稳态后的计算结果

如图 2 所示, 图中的切片云图为 $y=0$ 的截面。从速度场分布可看出, 气流沿着 45° 进气方向高速进入舱内, 随着舱内的耗散及机匣的遮挡流速逐渐降低。气流冲击在燃烧室段机匣壁面, 并在高压涡轮及级间机匣段形成局部回流区, 流道在高压涡轮及出口段收窄, 受喷管气流的引射作用, 排气口速度升高, 从图 3(a) 给出的沿轴向平均流速分布可以看出。从温度场的分布可看出, 受进口高速气流的影响, 燃烧室段冷却较为明显, 如图 3(b) 所示, 平均温度为 $76\sim 82\text{ }^\circ\text{C}$, 到低压涡轮及涡轮后机匣段, 局部温度相对较高, 平均温度为 $90\sim 102\text{ }^\circ\text{C}$ 。

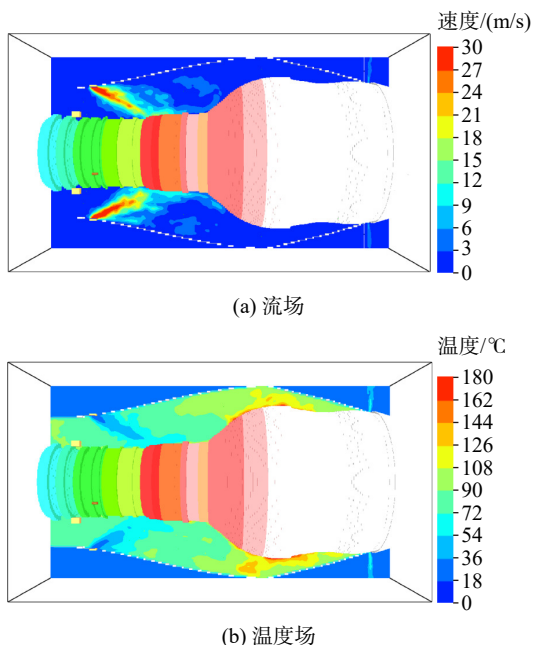


图 2 舱内的流动传热初场

Fig. 2 Initial flow and heat transfer field of compartment

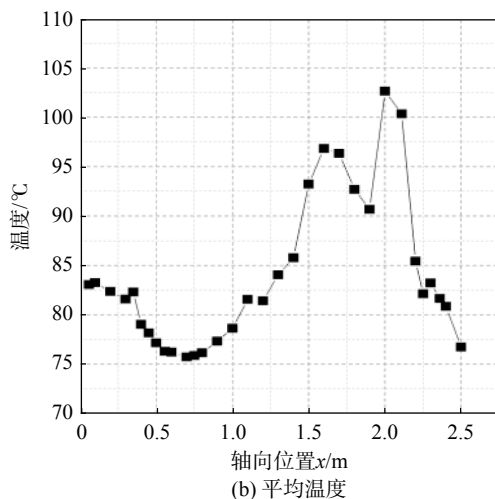
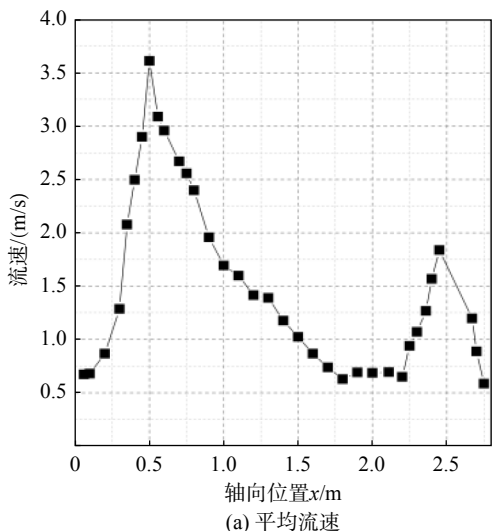


图 3 舱内沿程平均流速、温度分布

Fig. 3 Average velocity and temperature distribution of compartment

3 油雾火着火规律分析

该章节主要研究在舱内通风热环境下, 燃油油雾着火及火焰稳燃的过程。燃油蒸发温度 $223\text{ }^\circ\text{C}$ 、自燃温度为 $425\text{ }^\circ\text{C}$ 、临界火焰温度 CFT 为 $1327\text{ }^\circ\text{C}$, 在给定的温度热环境下, 舱内点燃及着火稳燃的过程如图 4 所示, 计油雾初始泄漏时刻为 τ_0 , τ 为相对于 τ_0 的时刻, 图中显示的火焰面为 200 kW/m^3 的热释放率等值面。燃油以油雾形式泄漏后, 在长达 10 s 的时间内先蒸发扩散, 喷射的液滴由于重力作用聚集在舱的底部, 混合分数表示燃料蒸气的质量与混合气体总质量的比值, 一定程度反映了燃油蒸气的聚集量。 10 s 过后, 在舱的左视逆时针 $180^\circ\sim 270^\circ$ 区域首次出现局部着火, 比较微弱的火团, 该区域相对温度较高, 且由于流道收缩, 前端形成的燃油蒸气在气流的作用下, 在此处高度聚集, 火焰容易被引燃。在之后的 $5\sim 6\text{ s}$ 时间内一直以火团形式传播并缓慢扩张, 但火团的燃烧极其不稳定, 舱内的温度逐渐升高。在 $\tau=16\text{ s}$ 时, 小火团变成了图中所示的较大火球, 火焰传播速度突然暴增, 瞬间引燃周围的未燃蒸气, 发生爆燃, 如图 $\tau=17\text{ s}$ 所示, 火焰扩张至整个舱内区域, 舱内积存的可燃蒸气同时燃烧。随后火焰燃烧逐渐趋于均匀, 形成稳定的火焰结构, 如 $\tau=30\text{ s}$ 图所示, 火焰中心稳定在回流区。

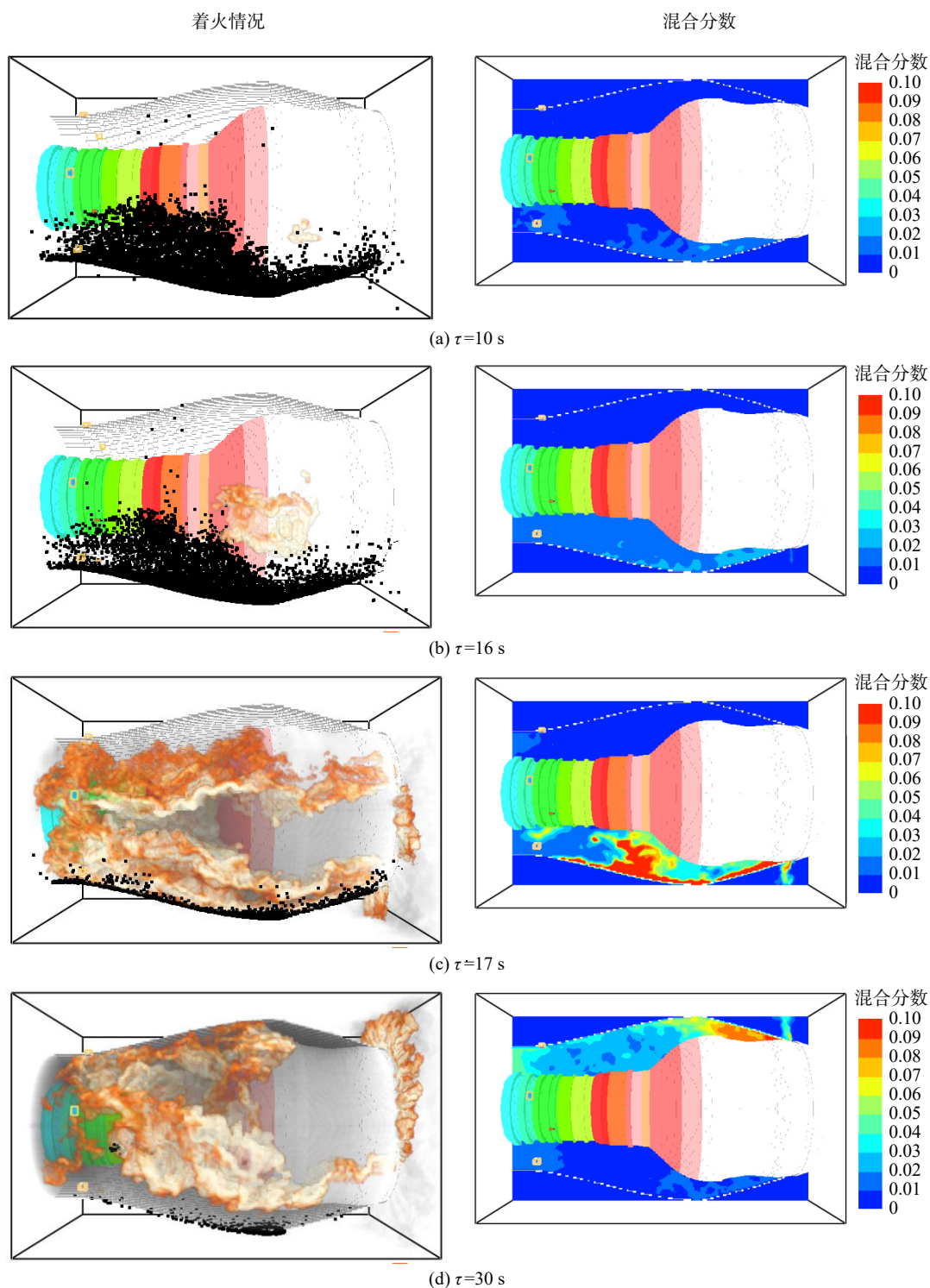
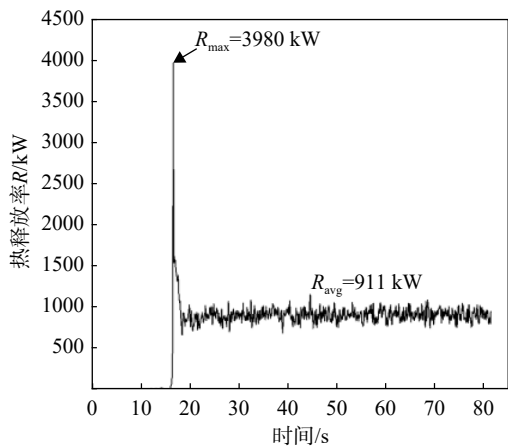


图4 油雾着火及稳燃过程

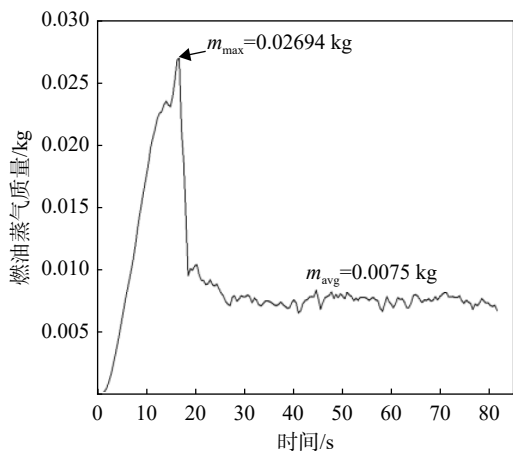
Fig. 4 Initial and steady combustion process of spray fire

图5给出了油雾着火及稳燃过程中热释放率(HRR, 量符号记为 R)与燃油蒸气质量随时间的变化。热释放率是火灾发展的基本参数,体现了火灾放热强度随时间的变化,燃油蒸气是发生燃烧化学反应的反应物,一定程度上表征了火灾的可燃性,这里的热释放速率和燃油蒸气是指整个

反应区域的数据。可以看出,在火势快速增长之前($\tau < 16$ s),燃油蒸气在舱内不断积聚,积聚至燃油蒸气峰值 $m_{\max} = 0.02694$ kg时,发生爆燃,瞬间热释放率峰值高达 $R_{\max} = 3980$ kW,此后,燃油蒸气量与热释放率下降,趋于稳态,稳态值分别为 $m_{\text{avg}} = 0.0075$ kg、 $R_{\text{avg}} = 911$ kW。



(a) 热释放率



(b) 燃油蒸气质量

图 5 油雾着火过程的热释放率与燃油蒸气质量

Fig. 5 Heat release rate and fuel vapor quality of spray fire

4 油雾火焰传播分析

油雾火一经点燃,便迅速在舱内蔓延开,这种火灾场景风险最高,如图 6 所示。图中可看出,火灾功率较大,火焰传播主要受舱内流场控制,引气口的高速气流撞击机匣,在燃烧室至级间机匣段形成较大的回流区,该段湍流扰动强烈,因此火灾在此处充分发展,沿周向大面积蔓延,且该区域温度较高,因此可以考虑将火警探测与灭火装置布置于高速回流区域。火焰向前及向上传播,在级间机匣及低压涡轮段,火灾进入狭小区域,且绕过凸起的级间机匣,发生了分离。引气口和排气狭缝都具有助燃空气,容易发生引气口卷吸,然而引气方向阻力较大,更容易从尾部排气狭缝窜出。

达到火灾燃烧稳态时,温度云图与流速矢量图如图 7 所示。舱内由于浮力驱动,火焰与高温烟气集中于短舱上部,因此上部温度较高。舱内的流场,由于火灾的作用,湍动能增强了,除主流

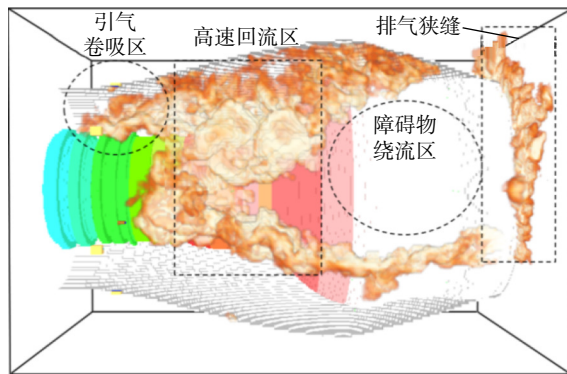
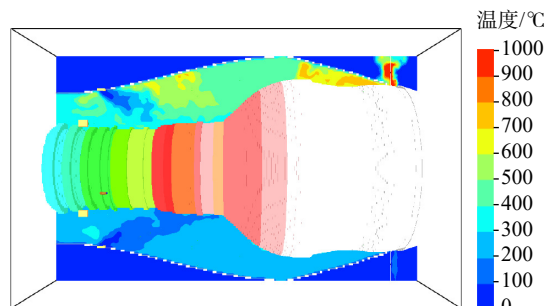
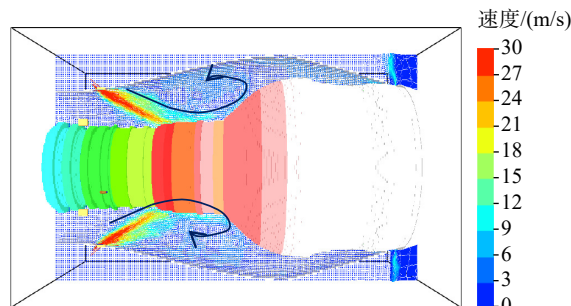


图 6 油雾火灾蔓延情况

Fig. 6 Spread performance of oil spray



(a) 温度分布



(b) 速度矢量

图 7 燃烧稳定时的温度和速度矢量分布

Fig. 7 Temperature and velocity vector distribution of stable combustion

场形成的回流区外,还形成了较多小涡团。

5 不同泄漏形式的对比分析

针对不同泄漏源位置、泄漏孔朝向进行油雾火的火焰传播规律分析,计算工况表如表 2 所示。

工况 1 即为前述着火和火蔓延分析的工况,将工况 1 作为基准工况,工况 2~5 分别改变了泄漏孔的位置与朝向,如图 8 所示,为工况 2~5 在火灾燃烧稳定后的火蔓延规律分布图。泄漏形式主要改变了舱内可燃蒸气的流动聚集,在组分输运混合过程控制的火灾燃烧过程中,影响较为明显,从图中各工况的火焰分布形态可以看出。但舱内仍具有部分共性的火焰传播规律,工况 2、3、

表 2 油雾火计算工况表
Table 2 Calculation conditions of spray fire

工况	泄漏孔位置			泄漏孔朝向	备注
	x	y	z		
1	0.5	-0.419	-0.17	+x	基准工况
2	0.995	-0.419	-0.17	+x	变轴向位置
3	0.5	-0.419	0.17	+x	变周向位置
4	0.5	-0.419	-0.17	-x	泄漏孔朝向改变
5	0.5	-0.419	-0.17	+z	泄漏孔朝向改变

5 与基准工况一致,火焰中心稳燃在高速回流区,该区域燃油或燃油蒸气与空气气流充分混合,因此在舱内的通风环境下,容易在该区域稳燃。工况 4 由于泄漏孔向上游喷射,导致着火位置靠前,火焰向引气口方向发展。同时,从 4 个工况可以看出,火焰都朝着引气口和尾部排气口方向蔓延,因此,舱内发生的火灾是一个通风控制的不充分燃烧过程,使得火焰有明显地向引气口和尾部排气口传播的趋势。

图 9 给出了泄漏孔处于不同位置时的舱内温度与热流分布情况,并在图中标注出了温度和热流的峰值坐标,该图展现出的是温度、热流在舱内周向和轴向的整体分布情况,其中周向为左视

12 点钟方向为 0°,逆时针计数。受油雾粒子运动方向和舱内强制对流的影响,火灾的浮力羽流作用较小,使得火焰中心高温区基本位于泄漏孔前方,火焰向上传播时温度已逐渐降低。如工况 1,高温区主要集中在 225°~360°和 0°~45°区间,平均温度为 506 ℃,在火焰的背部,即 90°~180°区间,温度升高较小,平均温度为 247 ℃,热流分布趋势与温度近似。从图中可看出,3 个工况的温度热流峰值相差较大,这是由于不同泄漏位置的流场规律不同,油气混合的情况也就不一,从而展现在燃烧的不充分程度上。受泄漏孔位置移动的影响,温度与热流的分布也具有相同的移动趋势,如图中峰值坐标点显示,工况 2、工况 3 相对于工况 1 分别向轴向与周向移动了一定距离。

图 10 给出了泄漏孔朝+x、-x 与+z 方向喷射时的舱内温度与热流分布情况,改变泄漏孔朝向,较大幅度地改变了舱内火焰形态,体现在温度与热流的分布上,也与基准工况有较大差异。总体看来,当泄漏孔朝向气流入口方向转动时,由于空气量增大、湍动能增强,燃油颗粒与空气的混合更充分,使得燃烧更加充分,平均温度随着转动角度有所提升,工况 1、工况 5、工况 4 的平均温度分别为 409、497、568 ℃,温度和热流的分布

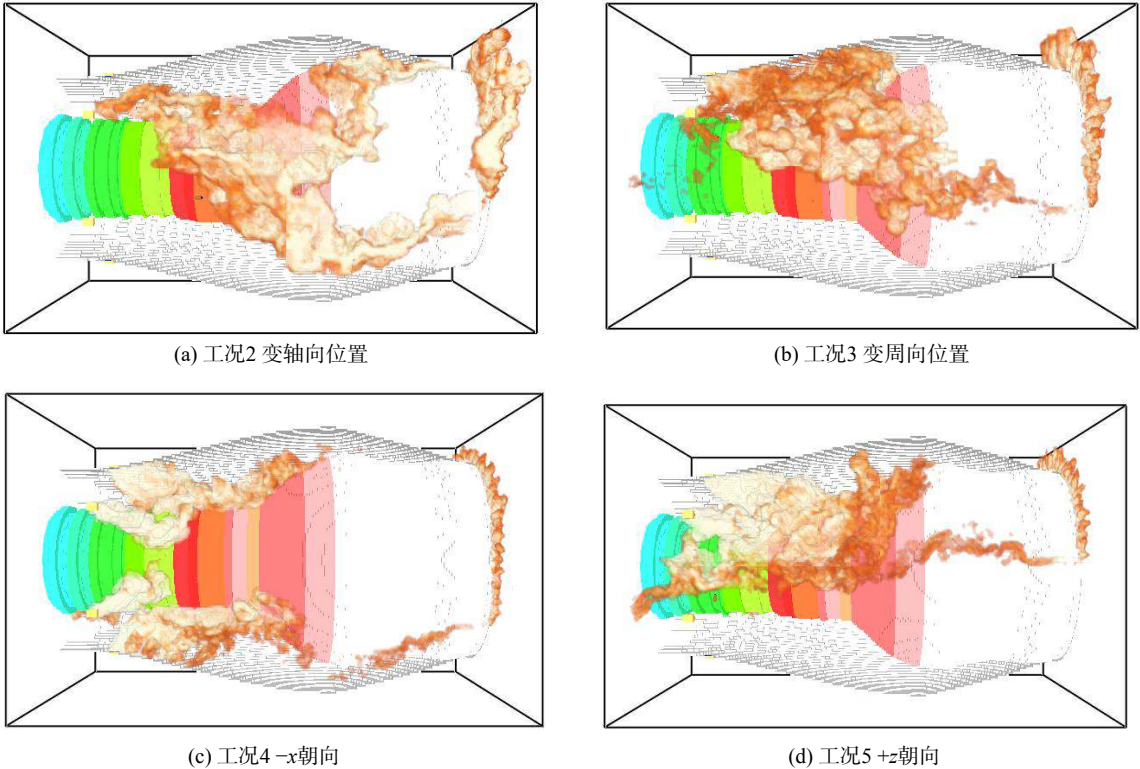


图 8 不同泄漏形式的舱内火蔓延规律
Fig. 8 Fire spread regulation in compartment of different leakage forms

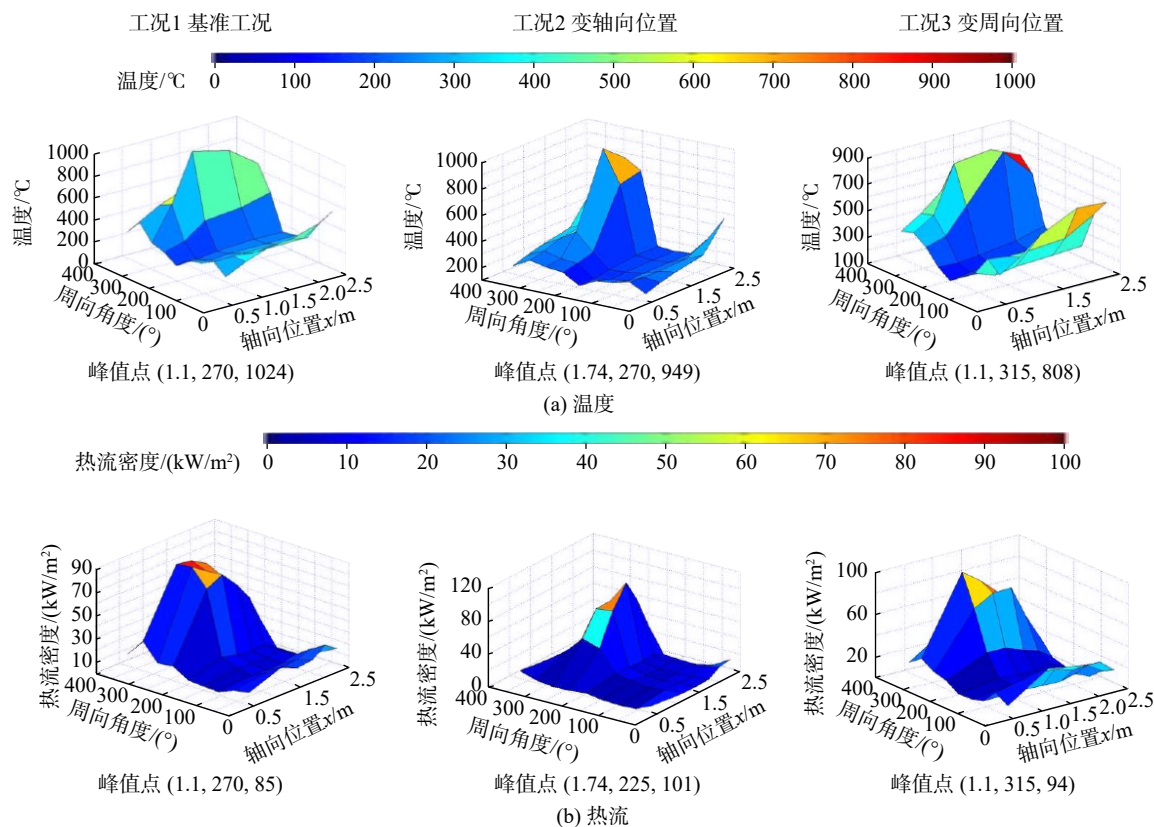


图 9 不同泄漏孔位置的温度热流分布
Fig. 9 Temperature and heat flux distribution in different locations of nozzle

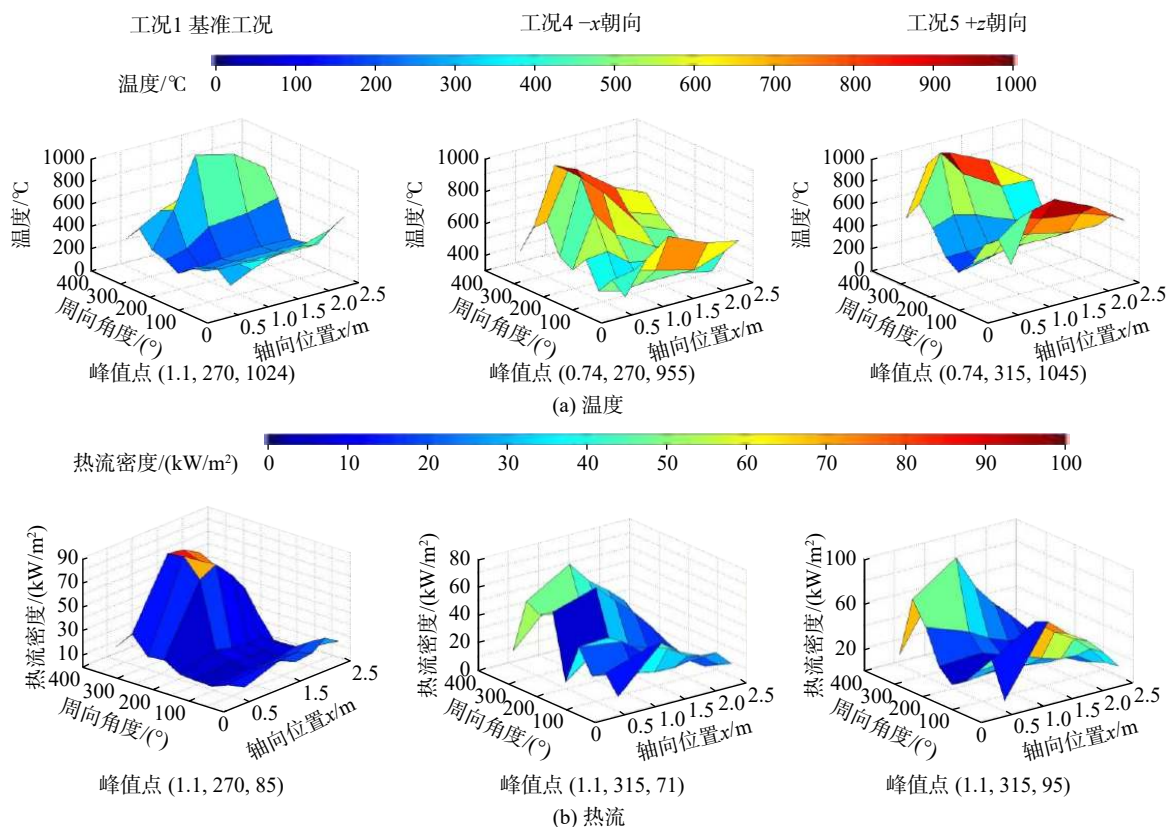


图 10 不同泄漏孔朝向的温度热流分布
Fig. 10 Temperature and heat flux distribution in different orientations of nozzle

也更加均匀。

6 结 论

本文通过数值模拟手段,建立了发动机舱内油雾火灾模型,分析了油雾火灾着火及火焰传播的规律,主要结论如下:

1) 在舱内的通风热环境下,4 MPa 油压、0.175 L/min·MPa^{0.5} 流量系数下的可燃液体泄漏会自发着火并稳燃,有一定的潜伏期($\tau=16$ s),此后瞬间爆燃,瞬时蒸发量大($m_{\max}=0.026\ 9\ 4\text{kg}$),热功率高($R_{\max}=3\ 980\ \text{kW}$),火灾风险较大。

2) 油雾火发生后,在整个舱体内迅速蔓延, $\tau=30$ s 时达到稳态燃烧,稳态时的平均热释放率为 911 kW,火焰中心集中在高速回流区,受级间机匣的遮挡,出现障碍物绕流区,呈现一定的蔓延规律,向引气口及尾部排气狭缝蔓延,是典型通风控制的不充分燃烧过程,高温区集中在舱的上部。

3) 改变泄漏孔的位置与朝向,通风控制的不充分燃烧在舱内呈现出一定的火蔓延共性,即朝着引气口和尾部排气狭缝方向蔓延,但对火焰形态及温度热流的分布还是有较大影响,泄漏孔位置的改变对温度热流峰值影响更大,泄漏孔朝向的改变对温度热流分布的影响更大。

参考文献:

- [1] MULLENDER A J, HORROCKS D M, BINKS D. The numerical simulation and experimental validation of ventilation flow and fire events in a trent nacelle fire zone [C]//ICAS Congress, International Council of the Aeronautical Sciences. Harrogate York, UK: 22nd international congress of aeronautical sciences, 2000: 681.1-681.10.
- [2] MOSS J B, RUBINI P A, SANDERSON V, et al. The simulation of engine casing fires: computational modelling and experiment[C]// NATO RTO Fire and Survivability, Specialists Meeting. Aalborg, Denmark: Applied Vehicle Technology Panel, 2002: 23-26.
- [3] FASQUELLE A, RUBINI P A. Experiments and transient numerical simulations of fire events in a gas turbine engine nacelle[C]// 2nd Fire Bridge Conference. Belfast, UK: Sandia National Laboratories, 2005: 9-11.
- [4] HEWSON J C, TIESZEN S R, SUNDBERG W D, et al. CFD modeling of fire suppression and its role in optimizing suppressant distribution[C]// Proceedings of the Halon Options Technical Conference. New York: Department of Mechanical and Aerospace Engineering, 2003: 1-15.
- [5] FUMIAKI T, SCHMOLL W J, EDWARD A, et al. Suppression behavior of obstruction-stabilized pool flames[J]. *Combustion Science and Technology*, 2001, 163(1): 107-130.
- [6] BLACK A R, SUO A J M, DISMILE P J, et al. Numerical predictions and experimental results of air flow in a smooth quarter-scale

nacelle[R]. AIAA 2002-0856, 2002.

- [7] NICOLETTE V F, TIESZEN S R, GRITZO L A, et al. Numerical simulation of fire in an aircraft engine nacelle[M]. Gaithersburg, USA: National Institute of Standards and Technology, 1996: 143-144.
- [8] LI S Y, ACHAYRA R, COLKET M, et al. Modeling water-mist based suppression of 34 GJ car-deck fires using FDS[C]//Suppression, Detection and Signaling Research and Applications Symposium. Orlando, US: United Technologies Research Center, 2013: 43-45.
- [9] CAO C, CORN M, SANKARAN V, et al. Smoke transport modeling in cargo bays parametric study[C]//FAA Systems Working Group Meeting. Atlantic, US: FAA Technical Center-Fire Safety Branch, 2018: 8-10.
- [10] CAO C, CORN M, SANKARAN V. Large-scale diesel pool fire modeling[C]//10th US National Combustion Meeting. College Park, Maryland, US: University of Maryland, 2017: 167-172.
- [11] 牛雪民, 谢永奇, 余建祖. 无通风直升机动力舱火灾温度场数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(8): 1761-1767.
NIU Xuemin, XIE Yongqi, YU Jianzu. Numerical simulation study on temperature field of helicopter nacelle fire under non-ventilation condition[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(8): 1761-1767. (in Chinese)
- [12] 王伟, 杨毅成, 尹莉萍, 等. 当量比对航空发动机防火试验温度场的数值分析[J]. *科学技术与工程*, 2017, 17(19): 301-307.
WANG Wei, YANG Yicheng, YIN Liping, et al. Analysis of equivalence ratio effect on flame temperature of NexGen burner[J]. *Science Technology and Engineering*, 2017, 17(19): 301-307. (in Chinese)
- [13] 王伟, 刘帅, 白杰. 飞机防火试验中的燃烧反应动力学模型研究[J]. *火灾科学*, 2016, 25(4): 179-182.
WANG Wei, LIU Shuai, BAI Jie. Research on kinetic model of combustion reaction in airplane fire test[J]. *Fire Safety Science*, 2016, 25(4): 179-182. (in Chinese)
- [14] 王伟, 吕凯. 航空发动机部件防火试验热流计影响因素的数值分析[J]. *科学技术与工程*, 2015, 15(31): 163-167, 178.
WANG Wei, LÜ Kai. Numerical analysis of influencing factors of heat flow meter in fire test of aero-engine[J]. *Science Technology and Engineering*, 2015, 15(31): 163-167, 178. (in Chinese)
- [15] 曹彬, 张礼敬, 张村峰, 等. 比较FDS和FLUENT在池火灾模拟中的应用[J]. *中国安全生产科学技术*, 2011, 7(9): 45-49.
CAO Bin, ZHANG Lijing, ZHANG Cunfeng, et al. Compare the application of FDS and FLUENT in pool fire simulation[J]. *Journal of Safety Science and Technology*, 2011, 7(9): 45-49. (in Chinese)
- [16] 李松阳, 邵兴晨. 浮力修正湍流模型在发动机火灾模拟中的应用[J]. *航空发动机*, 2016, 42(6): 58-65.
LI Songyang, SHAO Xingchen. Application on buoyancy corrected turbulent model in nacelle fire modeling[J]. *Aeroengine*, 2016, 42(6): 58-65. (in Chinese)
- [17] KEVIN M G, SIMO H, RANDALL M D. Fire dynamics simulator (version 6), user's guide[M]. Gaithersburg, Maryland: National Institute of Standards and Technology, 2015.
- [18] KEVIN M G, SIMO H, RANDALL M D. Fire dynamics simulator (version 6), technical reference guide, volume 1: mathematical model[M]. Gaithersburg, US: National Institute of Standards and Technology, 2015.

(编辑: 张 雪)