民用飞机发动机舱灭火剂雾化数值模拟

Numerical Simulation of Fire Extinguishing Agent Atomization in Civil Aircraft Engine Compartment

胡博 银未宏／上海飞机设计研究院

摘 要：针对民用飞机灭火系统的特点，使用商业软件FLUENT对民用飞机发动机舱着火后灭火剂的雾化过程进行数值仿真模拟，分析发动机舱着火状态下灭火剂喷射后舱内灭火剂浓度的分布情况，为民用飞机发动机灭火系统设计提供技术支持。

关键词：民用飞机；发动机舱；灭火剂；雾化；数值模拟

Keywords：civil aircraft；engine compartment；fire extinguishing agent；atomization；numerical simulation

0 引 言

不管是在飞行中还是在地面上，火对飞机来说都是最严重的威胁之一，同时飞机的失火也是飞机使用、维护过程中常见的事故之一。民用飞机发动机舱遍布复杂的管路，并且舱内整体区域温度相对较高，因此飞机发动机舱是引起飞机着火的重要危险部位之一，其灭火性能对飞机的安全运行至关重要。美国联邦航空局（FAA）和中国民用航空局（CAAC）都对民用飞机发动机舱灭火系统的设计提出了相关的适航要求。

国内外对飞机灭火系统已经进行了广泛的研究。例如，消除燃料和点火源以降低可燃性、控制温度以及探测火警等防火方法的研究[1]；对哈龙1301灭火剂的流动特性进行了数值分析[2]，分析结果表明灭火管的截面形状以及灭火管的管径对灭火剂的释放特性有显著的影响；对飞机动力装置舱灭火系统的灭火效能采用FAA推荐的方法进行了验证[3]，采用PERCO型浓度记录仪测定了动力装置舱内灭火剂浓度的分布情况，证实了采用的测量方法对动力装置舱灭火系统的符合性验证是一种有效的方法；基于军用飞机灭火系统的特点，对飞机发动机灭火系统进行的设计[4]等等。针对发动机舱的特殊性，提出了具有高速气流流动防护区的通风补偿计算方法与管网设计准则。

目前民用飞机发动机灭火系统的灭火性能验证均采用试验验证的方法，这种方法周期较长，价格昂贵。因此本文对民用飞机发动机灭火系统采用数值模拟的方法进行计算，对灭火剂在发动机舱内喷射后的雾化效果进行模拟，计算舱内灭火剂的分布及整场的灭火剂浓度，分析其灭火性能，为民用飞机发动机灭火系统的设计提供参考。

1 设计要求

根据适航要求和美国军用标准（MIL）标准对飞机发动机舱灭火系统的设计要求，灭火剂喷射后在发动机舱防护区域中形成的灭火剂体积浓度应至少为6%，在正常巡航状态下，该灭火剂浓度在防护区域中持续的时间应不少于0.5s[5]。

2 流场计算

2.1 计算模型

仿真计算采用民用飞机发动机舱作为计算模型，将发动机舱分为风扇舱和核心舱两部分，通过对发动机舱进排气与通风冷却系统的工作过程的模拟，得到发动机舱内温度、压力、流量等参数的分布或分配，为灭火剂雾化的计算提供初场。由于风扇舱和核心舱的结构比较复杂，因此本文对风扇舱和核心舱的结构进行了简化，简化后的计算模型如图1所示。

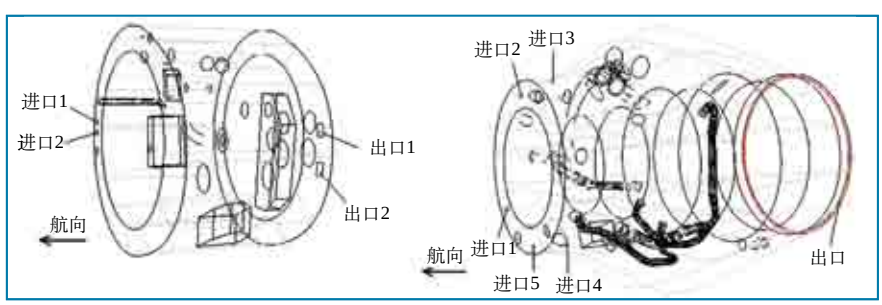


图1 发动机舱计算模型示意图

2.2 网格划分

发动机风扇舱和核心舱计算模型均采用非均匀六面体网格，壁面附近进行网格加密。发动机风扇舱的网格数量为2232039，发动机核心舱的网格数量为2079939。

2.3 流场计算边界条件

1) 发动机风扇舱

表1为发动机风扇舱流场计算采用的计算边界条件，计算域进口给定质量流量和温度，出口给定压力。

表1 风扇舱计算边界条件

进口	流量	0.3356kg/s(两个进口总流量)
	气流角度	两入口夹角60度
	温度	278.4K
出口	压力	84560Pa

2) 发动机核心舱

表2为发动机核心舱流场计算采用的计算边界条件，计算域进口给定质量流量和温度，出口给定压力。

表2 核心舱计算边界条件

进口	流量	0.2951kg/s(五个进口总流量)
	气流角度	垂直进口截面
	温度	278.4K
出口	压力	84560Pa

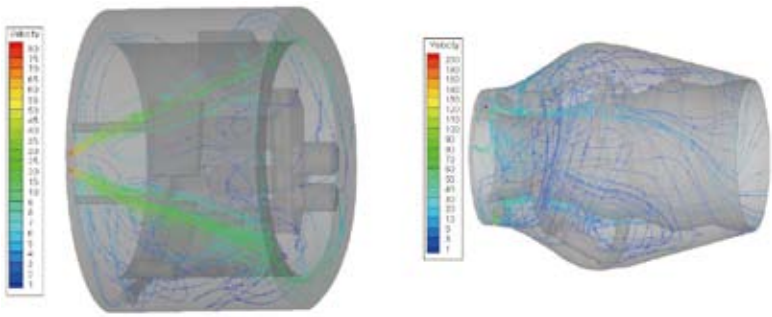
2.4 湍流模型

发动机风扇舱和核心舱流场计算湍流模型采用标准 $\kappa-\varepsilon$模型。采用标准$\kappa-\varepsilon$模型求解流动及换热问题时，控制方程包括连续性方程、动量方程、能量方程、κ方程、ε方程和湍动黏度项。

标准$\kappa-\varepsilon$模型是针对湍流发展非常充分的湍流流动建立的，对于近壁区内的流动，湍流发展并不充分，湍流的脉动影响也不如分子黏性的影响大，在更贴近壁面的底层内，流动可能处于层流状态，所以对于近壁区模型的处理采用标准壁面函数法。

2.5 控制方程求解

流场计算采用FLUENT分离隐式稳态求解器，各参数的离散采用二阶精度的迎风格式。连续方程、动量方程、$\kappa-\varepsilon$方程采用亚松弛，松弛因子在计算中逐步调整，解收敛的判断标准是相对残差小于1×10^{-5}。



a) 风扇舱速度流线图　　b) 核心舱速度流线图

图2 发动机舱速度流线图

2.6 流场计算结果

从图2a)中可以看出，气流从冷却气流进气口高速喷入发动机风扇舱，在遇到后部阻碍部件后气流速度迅速降低，并呈周向扩散，形成回流。冷却气流覆盖了主要高温部件。

从图2b)中可以看出，气流从多个进气口进入，向核心舱下游流动。但由于舱内管路结构复杂，气流在经过管路阻碍之后速度降低，并在部分位置形成了漩涡和倒流。

3 灭火剂雾化计算

3.1 灭火剂选取及参数设置

本文模拟的发动机舱灭火系统采用哈龙1301灭火剂，在灭火剂雾化仿真计算过程中，添加了哈龙1301液滴和气相成分的物理化学属性，具体参数如表3和表4所示。

3.2 雾化边界条件及灭火喷嘴设置

灭火剂雾化仿真计算以发动机舱流场计算结果作为计算初场，模拟发动机舱内灭火剂浓度等参数随时间的变化情况。边界条件设置和流场计算边界条件设置大致相同，在进出口边界条件中增加了组分边界条件，需要定义各个组分的体积分数。灭火喷嘴设置如表5和表6所示。

3.3 湍流模型及组分模型

发动机风扇舱和核心舱流场灭火剂雾化计算采用标准$\kappa-\varepsilon$湍流模型、Species Transport组分模型和离散相模型。

Species Transport实际对应于通用有限速率模型(Generalized finite-rate model)，是建立在对组分输运方程解的基础上，同时采用自定义的化学反应机制。

3.4 控制方程求解

灭火剂雾化计算采用FLUENT分

表3 液滴相关参数设置

密度(kg/m^3)	1538
比热(J/kg·K)	828.43
热传导系数(W/m·K)	0.0222
黏性(kg/m·s)	0.32
潜热(J/kg)	121420
蒸发温度(K)	200
沸腾温度(K)	216
挥发成分含量(%)	100
二元扩散系数(m^2/s)	3.05e−5
饱和蒸汽压(Pa)	分段函数(−40℃，224kPa) (0℃，850kPa) (40℃，2350kPa)
表面张力(N/m)	0.005

表4 气相相关参数设置

密度(kg/ m^3)	6.219
比热(J/kg·K)	474.04
热传导系数(W/m·K)	0.00175
黏性(kg/m·s)	0.001449
分子量	148.93

表5 发动机风扇舱灭火喷嘴设置

喷嘴名称	喷嘴1	喷嘴2
喷洒类型	Pressure−swirl−atomizer	Pressure−swirl−atomizer
喷洒液滴	Halon−liquid	Halon−liquid
蒸发组分	CF_3Br	CF_3Br
X−Axis	0	0
Y−Axis	1	−1
Z−Axis	0	0
温度(K)	205	205
质量流率(kg/s)	0.385	0.385
直径(mm)	1	1
喷射时间(s)	1.5	1.5

表6 发动机核心舱灭火喷嘴设置

喷嘴名称	喷嘴1	喷嘴2
喷洒类型	Pressure−swirl−atomizer	Pressure−swirl−atomizer
喷洒液滴	Halon−liquid	Halon−liquid
蒸发组分	CF_3Br	CF_3Br
X−Axis	0	0
Y−Axis	1	−1
Z−Axis	0	0
温度(K)	205	205
质量流率(kg/s)	0.385	0.385
直径(mm)	1	1
喷射时间(s)	1.5	1.5

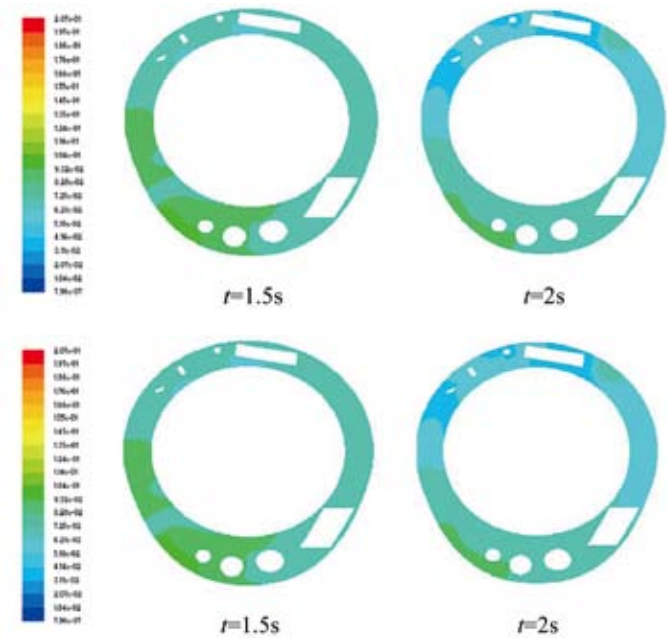


图3 风扇舱Z截面灭火剂浓度分布云图

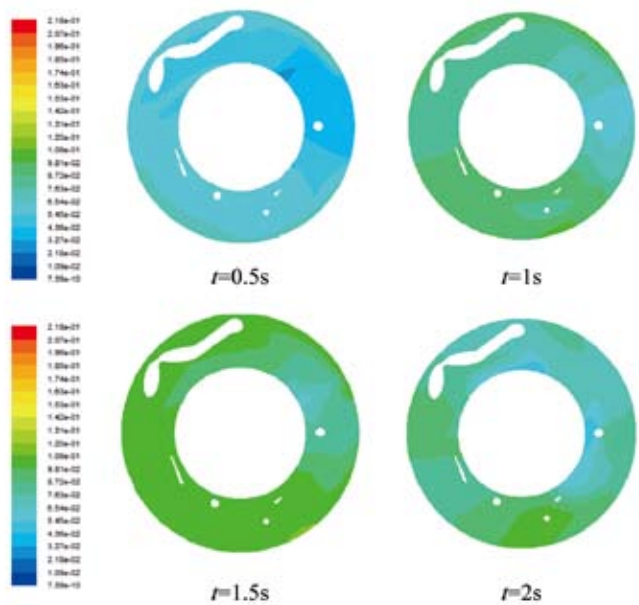


图4 核心舱Z截面灭火剂浓度分布云图

离隐式非稳态求解器，各参数的离散采用二阶精度的迎风格式。连续方程、动量方程、$\kappa-\varepsilon$方程采用亚松弛，松弛因子在计算中逐步调整，解收敛的判断标准是相对残差小于1×10^{-5}。

3.5 相关参数定义

文中发动机舱灭火剂浓度是指体积浓度，定义为：

$$C_V=\frac{V_{\text{agent,gas}}}{V_{\text{air}}+V_{\text{agent,gas}}}$$

其中C_V为发动机舱防护区域内的灭火剂体积浓度，$V_{\text{agent,gas}}$为灭火剂喷入舱内所占的体积，V_{air}为舱内空气的体积。

4 计算结果及分析

4.1 计算结果

从图3、图4发动机风扇舱和核心舱Z截面灭火剂浓度随时间的变化趋势可以看出，在周向方向，t=0.5s时，由于灭火剂刚开始喷射，灭火剂浓度开始上升，但浓度值不是很大。同时由于风扇舱的流场特性，气流在下部附件齿轮箱位置会受到较大阻碍，气流流速降低较大，导致了灭火剂在该处堆积，使得全场灭火剂浓度分布不均。而随着喷射的进行和灭火剂的持续扩散，全场灭火剂浓度迅速上升，并且灭火剂浓度分布也逐渐均匀；t=1.5s时，灭火剂浓度达到峰值。

从图5、图6发动机风扇舱和核心舱沿5点钟方向截面灭火剂浓度随时间的变化趋势可以看出，在轴向方向，t=0.5s时，由于灭火剂刚开始喷射，因此在靠近灭火剂喷嘴的位置浓度较高，远离灭火剂喷嘴的位置浓度较低，整场灭火剂浓度分布不均匀。随着时间的变化，灭火剂随气流迅速向尾部扩散，使得在较短时间内灭火剂浓度能够达到较高的值且整场灭火剂浓度分布较为均匀，但

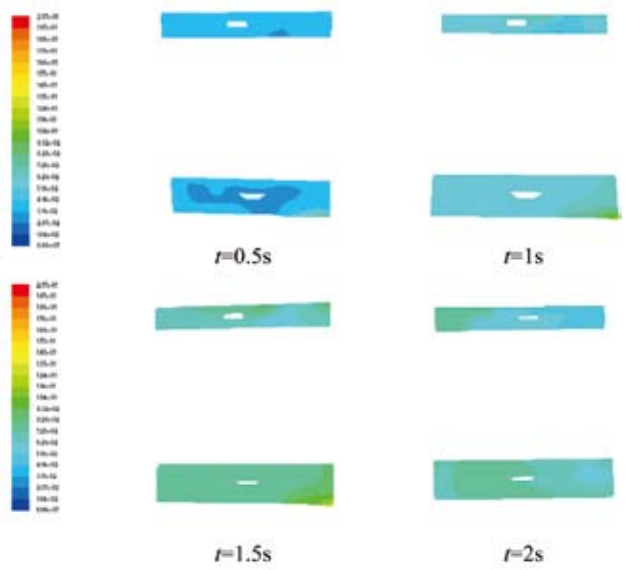


图5　风扇舱5点钟方向灭火剂浓度云图

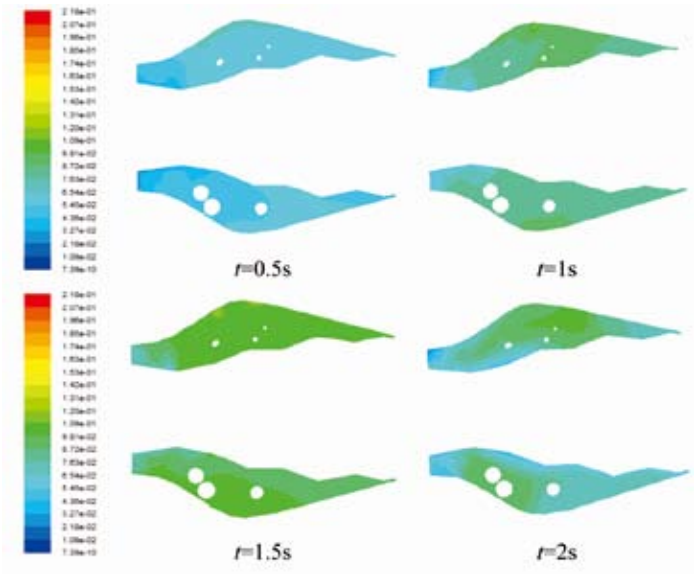


图6　核心舱5点钟方向灭火剂浓度云图

随着气流的周向流动和灭火剂本身的重力影响，舱内底部的灭火剂浓度明显高于顶部灭火剂浓度。在整个计算过程中，整场的灭火剂浓度值呈现出先升高后下降的趋势。

4.2 结果分析

按照AC20–100对发动机舱灭火剂浓度测试位置的规定，灭火剂浓度的验证试验需要在发动机舱布置12个采样点，本次模拟算例在发动机风扇舱和核心舱各选取了12个点的浓度值进行研究，选取点的原则为以下三点。

1）有较大部件阻碍灭火剂不容易达到的位置；

2）燃烧温度比较高的位置；

3）气流进口流速过快位置。

选取12个点的灭火剂浓度值随时间的变化曲线如图7和图8所示。

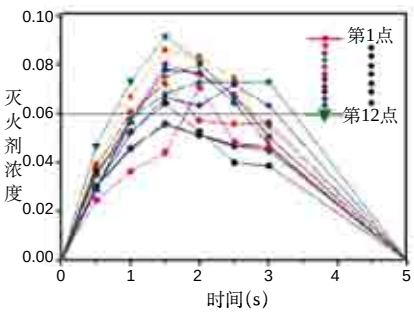


图7　风扇舱12个点灭火剂浓度随时间变化曲线

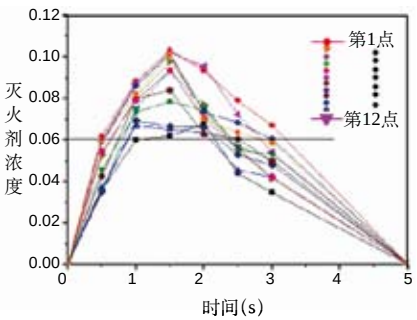


图8　核心舱12个点灭火剂浓度随时间变化曲线

从风扇舱的灭火剂浓度变化曲线可以看出，绝大部分点的灭火剂浓度均满足灭火要求，但有两个点的浓度值偏小，这两点均位于气流进口位置，气流流速非常高，很难保持灭火剂浓度。而对于核心舱而言，所有点均能满足灭火要求，并且整场浓度高于6%的持续时间超过1s。由于所选取的24个点均为最恶劣位置的点，因此，其结果满足发动机灭火系统的灭火要求。

本文提出的数值模拟计算方法可为民用飞机发动机灭火系统的设计提供支持，为灭火系统的试验验证提供参考。

参考文献

[1] S. S. Hariram. Fire protection on airplanes. SAE (2005).

[2] Jintaek Kim, Byungjoon Baek and Jeekeun Lee. Journal of Mechanical Science and Technology (2009)[J].

[3] 钱崇和. 飞机灭火系统灭火效能验证的简易方法[J]. 民用飞机设计与研究. 1993(2): 49~52.

[4] 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].西安：西北工业大学学报，2006，24(1).

[5] MIL–E–22285: Extinguishing System, Fire, Aircraft, High–Rate–Discharge Type, Installation and Test of.

[6] FLUENT user's Guidep [M]. Fluent Inc. , L ebanon, NH,1999.

作者简介

胡博，助理工程师，主要从事民用飞机防火系统设计研究。