燃油附件耐火试验温度场数值模拟与验证

盛 峰,陆 浩

(中国航发控制系统研究所,江苏无锡 214063)

摘要:为了准确预测耐火试验过程中航空发动机燃油附件的热场分布,提出了1种等效火焰建模方法建立相应的流固耦合传 热模型,并对着火条件下试验件的工作特性进行数值模拟,分析了流动传热的机理,得到3维计算域的稳态温度场分布。对该试验 件开展着火验证试验,监测了局部温度参数。仿真与试验结果的对比分析表明:仿真所得热场结构分布合理,局部温度值与试验结 果吻合较好,该方法能准确地模拟火焰与试验件间的传热特性,可为航空发动机燃油附件的耐火设计提供参考。

关键词: 燃油附件;耐火试验;数值模拟;流固耦合;航空发动机

中图分类号: V233.2 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.02.010

Numerical Simulation and Verification of Temperature Field in Fire Resistant Test of Fuel Accessory SHENG Feng, LU Hao

(AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: In order to accurately predict the thermal field distribution of aeroengine fuel accessory during fire resistant test, an equivalent flame modeling method was proposed to establish the corresponding fluid -solid coupled heat transfer model. Numerical simulation of the test article working characteristics under ignition condition was carried out. The mechanism of flow heat transfer was analyzed, and the steady-state temperature field distribution of three-dimensional computational domain was obtained. The fire verification test was carried out on the test article, and the local temperature parameters were monitored. The comparison and analysis of simulation and test results show that the structure distribution of the thermal field is reasonable, and the local temperature values are in good agreement with the experimental results. This method can accurately simulate the heat transfer characteristics between the flame and the test article, and can provide a reference for the fire resistant design of the aeroengine fuel accessory.

Key words: fuel accessory; fire resistant; numerical simulation; fluid-solid coupled; aeroengine

引言 0

随着对航空安全性认识的日益深化,中国对航空 发动机燃油附件提出了明确的耐火需求,取得适航证 之前必须通过耐火试验。ISO 2685 等相关适航标准均 明确规定了标准的火焰参数:温度为(1100±80)℃、 热流密度为(116±10) kW/m²。耐火试验要求燃油附件 在标准火焰环境下持续作用 5 min 应保证试验件能完 成预定功能,且结束后不能出现火焰蔓延或续燃现象。

航空发动机燃油附件的耐火问题涉及流体、传 热、材料、结构、燃烧等多学科理论,难以通过精确的 理论分析去评估试验件的耐火性能。同时,燃油附件 的结构紧凑,内部油路错综复杂,只能依靠局部的防 火罩和低温燃油进行热防护与冷却。因此,在着火条 件下能否对燃油附件热场分布做出准确预测,对于整 体的耐火设计显得尤为重要。传统试验周期长、成本 高,且受测量手段的限制,只能进行有限的单点测量, 不能直观地反映整个3维空间详细的热载荷分布。随 着计算机技术、传热学和计算流体力学的发展,对流 固耦合的3维计算域开展流动传热数值模拟研究已 成为可能。赵冬梅等叩对涡轮叶片尾缘扰流柱通道的 流动和换热进行了数值模拟;唐梓杰等四基于流固耦

基金项目:航空动力基础研究项目资助 收稿日期:2018-03-12 作者简介:盛峰(1976),男,硕士,高级工程师,从事航空发动机燃油与作动系统设计与试验工作;E-mail:824768826@qq.com。

引用格式:盛峰,陆浩.燃油附件耐火试验温度场数值模拟与验证[J].航空发动机,2019,45(2):50-54. SHENG Feng,LU Hao. Numerical simulation and verification of temperature field in fire resistant test of fuel accessory[J]. Aeroengine, 2019, 45(2): 50-54.

合理论,对某小型航空二冲程风冷发动机缸体传热进 行了模拟计算;文超柱等四针对平直型翅片板翅式间 冷器建立了流动换热分析的耦合计算模型,应用计算 流体动力学方法进行了数值模拟:刘红梅等四采用数值 模拟方法研究了燃烧室前端不同的开孔分布规律对 壁面冷却效果的影响。但是,针对燃油附件耐火试验 开展的流动传热数值模拟研究仍未见文献公开报道。

对耐火试验进行数值建模,模拟真实的着火试验 环境,关键在于将标准火焰准确地施加于试验件。目 前,耐火试验普遍采用美国联邦航空管理局(FAA)推 荐的以航空煤油为燃料的 NexGen 燃烧器^[5-7],航空煤 油包括上百种脂肪烃和芳香烃,目前还无法对航空煤 油中各种主要成分的详细化学反应动力学机理进行 描述图。虽然国内外学者对该反应机理进行了大量的 简化研究19-14,但是要想精确地模拟航空煤油的燃烧 过程仍受很多因素的限制,实现难度极大。文献[15]提 出了1种航空煤油燃烧机理的简化方法,应用于 NexGen 燃烧器火焰场的仿真计算, 但所得出口处的 火焰温度分布并不均匀,在1400~1800 K内变化,与 燃烧器真实的工作特性温度分布均匀,满足(1100± 80)℃需求明显不符。

综上所述,对燃油附件耐火试验的燃烧场直接建 模并不成熟,本文提出了1种等效火焰建模方法,并 对某试验件在着火条件下的热场分布情况开展数值 模拟研究。

1 着火试验

试验件由3D 打印直 接成形,外观如图1所示。 从图中可见,试验件外观 呈不规则几何形状, 整体 包络空间为 158 mm × 85 mm × 49 mm, 内置简易的



冷却通路,避免在试验过程中出现烧损。试验装置整 体布局如图 2(a)所示。从图中可见,试验件固定于防 火板上,工作液进、出口端均接有温度传感器,防火板 上开有直径为 50 mm 的圆孔,即图 1 中的红色椭圆 形区域,为火焰的入侵位置。2个热电偶的摆放位置。 如图 2(b)所示。测点 1 置于试验件表面,测点 2 嵌入 试验件内部,用于监测局部的温度场数据。

试验时首先对火焰强度进行测量,实测环境温度为



(a)试验布局

图 2 着火试验系统

288 K,火焰温度为1313 K,热流密度为80 kW/m²。其 次,试验件通工作液、放气,工作液体积流量稳定在 2.74 L/min。随后开始点火试验,试验过程持续 5 min, 每隔1 min 记录1 次数据。热电偶温度传感器的测量 结果见表 1,进、出口工作液温度及测点 2 的温度值 随时间变化相对稳定,测点1的温度值则出现了较大 波动。

表 1 试验数据					Κ
持续时间 /min	1	2	3	4	5
进口	290.9	291.0	291.3	291.4	291.5
出口	294.0	295.0	295.6	295.9	296.1
测点 1	425	379	403	383	383
测点 2	301	301	303	303	303

2 建模方法

2.1 等效火焰

进行耐火试验本质上并不关注燃料的类型和燃 烧方式,需要的只是1股符合规定的热流,而热流的 强度由温度和热流密度进行约束。

火焰的热流形式以辐射和对流为主,辐射热流受 燃烧产物的组分构成和分布情况影响,难以精确模 拟,等效火焰只以对流换热的形式施加热载荷。在建 模过程中,假设以速度进口边界替代火焰,那么只需 要确定3个参数:来流温度T,由实际火焰温度决定; 速度 V,可通过仿真与试验的标定得到;导热系数 λ , 取决于火焰的物性参数,可用空气代替。三者结合起 来决定了火焰的强度。

为了模拟真实的火焰流动特征,需要对全尺寸燃 烧器流道进行数值建模,得到出口处流场和热场参 数,即为等效火焰。燃烧器3维模型如图3所示。

2.2 计算方法

整个计算域的非结构化网格如图 4 所示。环境大 气的计算域尺寸应尽可能大,以消除边界效应的影响。 试验件与工作液、高温燃气和环境大气的交界面均进行网格加密,总网格量在 400 万左右。



热仿真需要将 N-S 方程与考虑热量传递的能量 方程联立求解,能量方程为

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot \left[\overset{\circ}{v} (\rho E + P) \right] = \\ \nabla \left[k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_{j} \dot{h_{j}} J_{j} + \left(\overset{\circ}{\tau}_{\text{eff}} \cdot \overset{\circ}{v} \right) \right] + S_{\text{h}}$$
(1)

式中: $E=h+\frac{P}{\rho}+\frac{v^2}{2}$,h为显焓; k_{eff} 为有效热传导系数;

J_i为扩散流量;等式右侧前3项分别描述了热传导、 组分扩散和粘性耗散带来的能量输运;S_h为体积热源 项,包括辐射和化学反应等。

对 3 维定常 *N-S* 方程和能量方程进行求解,对 流通量采用 Roe 格式进行差分分裂,2 阶迎风格式离 散。研究中采用 *k-ω* SST(Shear Stress Transport)湍流 模型。流体域和固体域的物性参数均定义为随温度的 变化量。计算所采用边界条件类型:速度和质量流量 进口边界、压力出口边界、耦合壁面、无滑移绝热壁面 等。计算收敛以方程残差下降 3 个数量级为准则,同 时保证工作液出口静温稳定。

3 结果对比与分析

通过建立流固耦合的流动传热模型,施加等效火 焰载荷,得到工作液体积流量为2.74 L/min,环境温 度为288 K,环境大气流速为1×10⁻⁵ m/s时,流体域 和固体域的3维温度场。

计算域 3 维流线和 YOZ 截面静温等值线分布如 图 5、6 所示。从图中可见,火焰穿过防火板上的圆孔



沿 Y 轴正方向射出,掠过温度较低的试验件表面,形 成热交换,自身温度降低,随后与环境大气掺混,温度 进一步降低。



图 6 YOZ 截面静温等值线分布

YOZ 截面试验件和工作液区域的静温等值线分 布如图 7 所示。从图中可见,试验件最大温度出现在 工作液流动的死区附近,温度值达到 345 K,整体温 度控制在较低的量值,可见工作液带走了大量的热, 有效地保护了试验件。观察红色线框内的放大图可以 发现:在液、固交界面处,在液体域内出现较大的温度 梯度,而固体导热系数相对较大,传热快,因此固体域 不会出现该现象;在气、固交界面同样如此,所以当试 验件与火焰直接接触时,在气、固交界处,火焰温度迅 速降低,试验件表面温度能维持在较低水平。



图 7 YOZ 截面试验件和工作液区域静温等值线分布

测点 1 所在 XOZ 平面的温度等值线、局部温度 等值线和速度适量的分布如图 8 所示。从图中可见, 红色虚线框为测点 1 所在位置。图 8(a)给出了该区 域主要的 3 股流动特征,具体的流动方向如图 8(b) 所示:热流 1 穿过试验件上的圆孔继续沿 Y 轴正方 向运动,相邻的气体受到黏性剪切力的作用同样沿 Y 轴正方向作加速运动,形成瞬间的局部真空,使得周 围大气向此汇集填充;热流 2 主要由试验件外形所 致,热流 1 的部分气流改变了运动方向,形成如图 8 (a)中箭头所示方向的1股气流;热流3的流动机理 与热流1的一致,周边大气向高温燃气方向汇集。测 点1所在位置复杂的流场结构使得温度场分布不均, 在试验过程中稍有扰动就可能使所测温度发生变化, 这也是测点1试验数据波动明显的主要原因。图8 (b)给出了局部的温度数值,总体来看温度区间与试 验结果基本一致。



(a)静温等值线





试验件的温度计算结果如图 9 所示。图中红色虚 线框为测点 2 所在位置,温度为 309 K,试验结果约



为303 K,二者基本吻合。

综上所述,针对试验件着火试验的数值计算结果 与试验结果吻合较好,等效火焰基本反映了真实的火 焰热载荷,表明该建模方法合理有效。

4 结论

本文提出了1种适用于航空发动机燃油附件耐 火试验的等效火焰建模方法。在此基础上对试验件在 着火条件下的热场分布情况开展了数值模拟分析,得 到试验件稳态温度场的分布,同时,通过着火试验测 量局部温度参数,与仿真结果的对比研究表明:该方 法能有效地模拟火焰与试验件间的传热特性,热场结 构分布合理,且局部的温度值与试验结果吻合较好, 具有较好的计算精度,可以为航空发动机燃油附件的 耐火设计和耐火特性分析提供数值依据。

参考文献:

[1] 赵冬梅,徐青,凌长明.梯形通道内扰流柱不同排列方式的流动和换 热的数值研究[J].航空发动机,2006,32(4):23-25.

ZHAO Dongmei, XU Qing, LING Changming. Numerical simulation on flow and heat transfer in trapezoidal passage with different pin-fin arrays[J]. Aeroengine, 2006, 32(4):23-25.(in Chinese)

[2] 唐梓杰.小型航空二冲程风冷发动机缸体流固耦合传热的仿真[J].航 空动力学报,2011,26(1):42-47.

TANG Zijie. Simulation of fluid-solid coupled heat transfer of cylinder of a small two-stroke air-cooled aeroengine [J].Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1):42-47.(in Chinese)

[3] 文超柱,董威.舰载燃气轮机间冷器传热与流动的数值模拟[J].航空 动力学报,2010,25(3):654-658.

WEN Chaozhu, DONG Wei. Numerical simulation of heat transfer and fluid flow on marine gas turbine intercooler [J].Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3):654-658. (in Chinese)

[4] 刘红梅. 多斜孔壁的非均匀孔排布优化设计及传热特性数值分析 [J].航空发动机,2013,39(1):56-60.

LIU Hongmei. Optimization design of nonuniform holes distribution and numerical analysis of heat transfer characteristics for effusion plate[J]. Aeroengine, 2013, 39(1):56–60. (in Chinese)

- [5] Kao Y H. Experimental investigation of nexgen and gas burner for FAA fire test [D]. America: University of Cincinnati, 2012.
- [6] Robert I O. Design and analysis of the federal aviation administration next generation fire test[D]. America : The State University of New Jersey, 2013.
- [7] Agrawal G K, Chakraborty S, Som S K. Heat transfer characteristics of premixed flame impinging upwards to plane surfaces inclined with the flame jet axis [J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2010,

[8] 曾文. 一种航空煤油数值模拟替代燃料的化学反应简化机理 [J].航 空动力学报,2012,27(3):536-543.

ZENG Wen. Reduced chemical reaction mechanism of a surrogate fuel for kerosene [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3):536-543. (in Chinese)

- [9] Gueret C, Cathonnet M, Boettner J C, et al. Experimental study and modeling of kerosene oxidation in a jetstirred flow reactor[J].Proceedings of the Combustion Institute, 1990, 23(1):211–216.
- [10] Dagaut P, Reuillon M, Boettner J C, et al. Kerosene combustion at pressure up to 40 atm: experimental study and detailed chemical kinetic modeling [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 1994, 25 (1):919–926.
- [11] Patterson P M, Kyne A G, Pourkhashanian M, et al. Combustion of kerosene in counter-flow diffusion flames[J].Journal of Propulsion and

Power, 2000, 16(2): 453-460.

- [12] Dagaut P. On the kinetics of hydrocarbons oxidation from natural gas to kerosene and diesel fuel [J].Physical Chemistry Physics, 2002, 4 (1):2079–2094.
- [13] Montgomery C J, Cannon S M, Mawid M A, et al. Reduced chemical kinetic mechanisms for JP-8 combustion[R].AIAA-2002-0336.
- [14] Cooke J A. Computational and experimental study of JP-8, a surrogate, and its components in counter-flow diffusion flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(1):439–446.
- [15] 刘帅.航空发动机防火实验的热流分布仿真研究[D].天津:中国民 航大学,2016.

LIU Shuai. Simulation research on heat flux distribution of aero-engine fire protection test[D].Tianjin:Civil Aviation University of China, 2016. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)