

航空发动机防火试验火焰特征数值仿真分析

白杰^a, 杨毅成^{a,b}, 王伟^{a,b}

(中国民航大学 a. 民用航空器适航与维修重点实验室; b. 航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 为得到统一的航空发动机防火试验标准和通用的试验条件, 建立 NexGen 燃烧器的数值仿真模型, 使用 SST $k-\omega$ 湍流模型、非预混燃烧模型、DO 辐射模型计算了定常稳态火焰特征分布, 分析了火焰温度、热流密度和速度的空间分布。结果表明, 温度随着距扩张锥出口距离的增大先增加后减小, 在距扩张锥 101.6 mm 平面处达到最大; 速度随着距扩张锥出口距离的增大而减小; 热流密度随着距扩张锥出口距离的增大而减小; 火焰的温度、速度、热流密度在 101.6 mm 平面均匀性最好, 试验件放在 100.0 mm 比 101.6 mm 平面处更容易被烧穿。

关键词: 航空发动机; 防火试验; 适航规定; 温度场; 速度场; 热流密度场; NexGen 燃烧器; 试验件位置

中图分类号: V241.06 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2017) 05-0001-07

Numerical simulation of flame characteristics of aero-engine fire test

BAI Jie^a, YANG Yi-cheng^{a,b}, WANG Wei^{a,b}

(a. Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance; b. Collage of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: To obtain a uniform standard fire test and general test conditions, a computational fluid dynamic model of NexGen burner was established. The flame characteristics distribution of steady state was calculated with SST $k-\omega$ turbulence model, non-premixed combustion model and DO radiation model to analyze the spatial distribution of flame temperature, heat flux density and velocity. The results show that with the distance from cone increases, the temperature of flame increases first and then decreases after reach up to the maximum at 101.6 mm after cone. And the velocity of flame decreases as the distance from cone increases. The heat flux density of flame decreases as distance from cone increases. The temperature, velocity and heat flux of the flame are more uniform at 101.6 mm plane than at 100.0 mm plane. So it is easier to burn though when sample placed at 100.0 mm in fire test.

Key words: aero-engine; fire test; airworthiness regulation; temperature field; velocity field; heat flux density field; NexGen burner; place of sample

1 引言

国内外航空发动机失火事件时有发生, 严重影响飞机的飞行安全。为此, 航空发动机防火适航条款要求发动机零部件在失火状态下能有效工作一段时间, 确保发动机安全关闭^[1-2]。

表明对防火条款符合性的方法有分析法、相似法和试验法, 其中试验法最常用、最有效。为规范防

火试验, 美国联邦航空局 (FAA)、欧洲航空安全局 (EASA) 和中国民用航空局, 分别发布了 AC-20-135^[3]、ISO 2685^[4] 和 HB 6167.14-92^[5], 规定了防火试验的方法、标准和准则。对比分析发现, 三者都要求了火焰的温度均值和热流密度均值, 但对试验件放置位置要求不一致——ISO 2685 和 HB 6167.14-92 要求试验件放置在燃烧器出口下游 100.0 mm 处,

收稿日期: 2016-11-03; 修回日期: 2017-02-13

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项 (ZXH2012J003); 中国民航大学科研启动基金资助项目 (08QD15X);

民航科技项目 (MHRD20130221); 中国民航大学天津市民用航空器适航与维修重点实验室开放基金

作者简介: 白杰 (1963-), 男, 回族, 辽宁西丰人, 教授, 研究方向为航空发动机适航理论与技术。

AC-20-135则要求放置在101.6 mm处。

为得到影响航空发动机防火试验的因素及影响规律,并为制定统一的试验标准、通用的试验条件提供理论依据,国内外主要使用试验法开展防火试验研究。Kao^[6]试验研究了热电偶尺寸、试验件尺寸、扰流器构型、工作参数对试验的影响,表明影响温度测量值的因素有火焰温度、热电偶尺寸、燃烧器进口空气速度等,并给出了真实火焰温度与热电偶测得温度之间的计算公式。Robert^[7]试验研究了工作参数、燃烧器构型对火焰特征和试验的影响,并用PIV方法测得了气流的速度分布,表明燃烧器构型影响火焰温度和试验结果,火焰速度也是影响防火试验的重要因素,给出了更精确的真实火焰温度与热电偶测得温度之间的计算公式。李志强等^[8]使用试验的方法对比了三种构型燃烧器的使用特性,得出Snoic(NexGen)燃烧器温度和热流密度的校正稳定性最优。

由于试验法很难得到火焰温度、热流密度的分布,且试验成本高、存在危险性,加之有些复杂部件无法试验,因此国内外开始使用数值分析方法研究防火试验。Kreuder等^[9]使用FLUENT软件中12组分的 $C_{12}H_{23}$ 替代Jet-A燃油、SST $k-\omega$ 湍流模型和LES湍流模型、灰体加权求和的DO辐射模型,对Carlin燃烧器的火焰冲击平板进行了仿真,表明cone喷嘴模型与试验使用的PL型燃油喷嘴等效,对于Jet燃油火焰DO辐射模型与辐射传热方程吻合性很好,使用SST $k-\omega$ 湍流模型比使用LES湍流模型仿真的热流密度值更高。Bheekhun等^[10]使用SST $k-\omega$ 湍流模型,仿真了标准丙烷燃烧器的温度分布。叶子多^[11]使用SST $k-\omega$ 湍流模型,数值计算了三种简化燃烧器的火焰温度、速度和组分浓度的分布,分析了当量比对火焰温度和组分浓度分布的影响。

为制定统一试验标准、通用试验条件提供理论依据,并为试验件防火试验数值分析提供输入条件,本文使用 $C_{12}H_{23}$ 替代Jet-A燃油、SST $k-\omega$ 湍流模型、DO辐射模型,数值分析了防火试验火焰特征(温度、热流密度和速度)分布,对比分析了燃烧器下游100.0 mm和101.6 mm平面的火焰特征分布。

2 数值分析模型

AC-20-135、ISO 2685和HB 6167.14-92均指出,大型液体燃烧器可参考文献[12]中给出的型号,但这些型号均已停产。为得到可在世界范围内通

用、简单易得的燃烧器,FAA在其使用的Park燃烧器的基础上研制了与Park燃烧器等效的NexGen燃烧器。本文以NexGen燃烧器为模型进行数值分析。

2.1 几何模型和网格模型

NexGen燃烧器的几何结构如图1^[13]所示,由压力调节器、声速喷管、消声器、后端段、连接器、通风管、旋流器、燃油喷嘴、点火器、扰流器、扩张锥和支架组成。

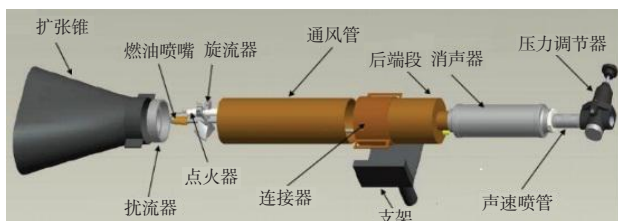


图1 NexGen燃烧器的几何结构

Fig.1 Configuration of NexGen burner

为简化数值计算,建立几何模型时去掉了对计算结果无影响的部件。简化后的几何模型包括通风管、后端段、燃油管、旋流器、扰流器和扩张锥。其中,旋流器模型如图2(a)所示,是对旋流器CAD模型^[14]去除

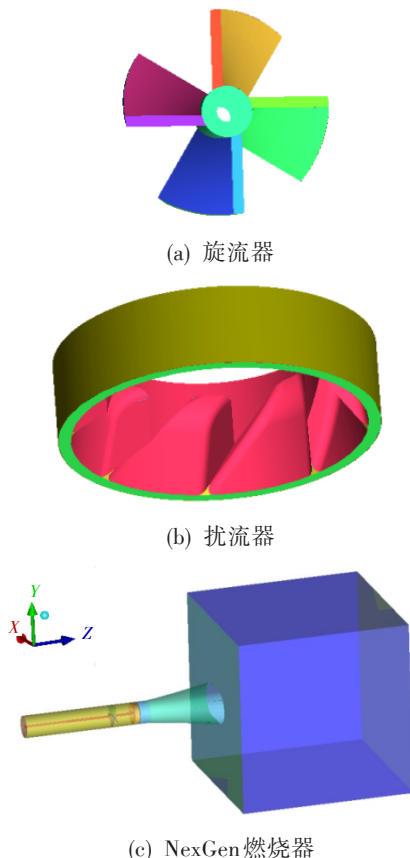


图2 航空发动机防火试验燃烧器的几何模型

Fig.2 Models of aero-engine fire test burner

倒角得到;扰流器模型如图2(b)所示,直接使用扰流器CAD模型^[14];扩张锥参考了文献[12],总长度(Z轴方向)为317.0 mm。旋流器和扰流器的安装及其他部件的尺寸均依照TN09-23^[13]给定。为观察扩张锥下游的火焰特征分布,建立长、宽、高均为800.0 mm的立方体计算域。简化数值分析模型如图2(c)所示, X 、 Y 、 Z 分别为扩张锥长轴、扩张锥短轴和通风管长度方向。

使用商用软件ANSYS ICEM建立网格模型(图3)。为保证网格质量及划分网格的方便,分为通风管、扰流器、扩张锥、计算域四个部分划分,各部分用交界面连接,具体为:

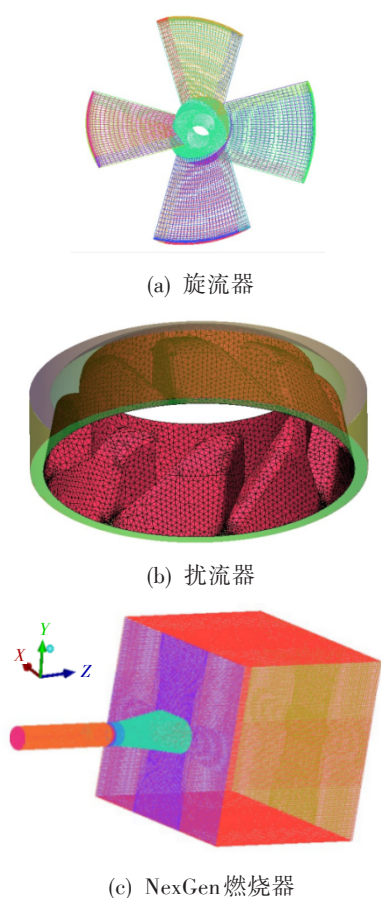


图3 航空发动机防火试验燃烧器的网格模型

Fig.3 Grid models of aero-engine fire test burner

(1) 通风管部分包括通风管、后端段、旋流器和输油管,整体采用O型结构网格划分,并对旋流器部分加密。进口空气雷诺数为26 258,设置第一层网格尺寸为0.052 mm,即 y^+ 为1处,节点比例设为1.5,边界层内共10层网格。

(2) 扰流器部分包括扰流器和位于扰流器内的油管、喷嘴,采用非结构网格划分。边界层的第一层

距离为0.052 mm,比例为1.2。

(3) 扩张锥部分即扩张锥,整体采用O型结构网格划分。边界层的第一层距离为0.052 mm,比例为1.5。

(4) 计算域部分扩张锥出口区域采用O网格,其他区域为六面体网格;对扩张锥出口至101.6 mm平面范围内的区域加密。

结构网格和非结构网格交界面的网格数量差值都在80以下,扩张锥部分的交界面和计算域部分的交界面的网格数量一样。建立的网格模型如图3(c)所示,总网格数量为245万,其中计算域网格数量占57.5%。

2.2 计算模型和边界条件

燃烧气体的热力学特性取决于温度和燃料组分,目前多使用 $C_{12}H_{23}$ 替代航空煤油进行仿真^[15-16]。因此,本文使用FLUENT软件提供的 $C_{12}H_{23}$ 进行仿真,使用SST $k-\omega$ 模型求解湍流方程,使用非预混燃烧模型和概率密度模型(PDF)求解化学反应,使用DO模型求解辐射方程。

根据FAA的试验条件^[13]设置边界条件。入口边界使用速度入口,速度为3.642 m/s,温度为280.0 K,湍流强度为4.6%,水力直径为0.1 m;喷嘴使用cone喷嘴模型,燃油流量为0.002 kg/s,喷油速度为1.000 m/s,温度为280.0 K;出口设为压力出口,湍流强度为10%,水力直径为0.8 m;重力为9.8 N/kg,方向为 $-Y$ 向。

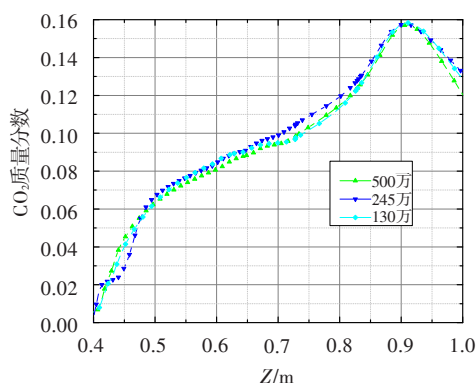
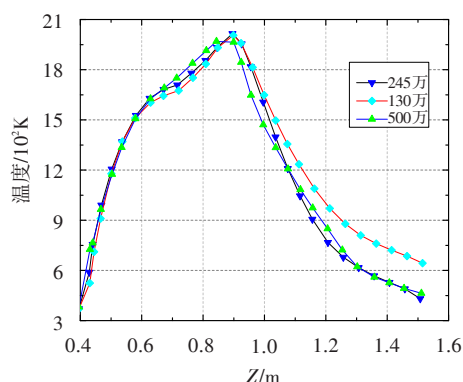
3 有效性验证

3.1 网格独立性验证

为进行网格独立性验证,分别划分130万、245万和500万三组网格,并选取温度、 CO_2 质量分数作为主要求解参数进行对比,结果如图4所示。可见, CO_2 质量分数沿 Z 轴的分布一致,最大误差在2%以内;温度沿 Z 轴的分布一致,最大误差在5%以内。随着网格数量的增加,温度和 CO_2 质量分数变化很小。为减小计算量,选用245万的网格进行火焰特征仿真计算。

3.2 与试验结果的对比

测量温度的热电偶的位置如图5所示,在扩张锥出口下游101.6 mm平面中心线上方25.4 mm的位置,并以25.4 mm的间距沿直线安放。从扩张锥下游看向扩张锥,热电偶的编号依次为TC1、TC2、TC3、TC4、TC5、TC6、TC7。

(a) CO₂质量分数沿Z轴的分布

(b) 温度沿Z轴的分布

图4 三组网格的主要求解参数比较

Fig.4 A comparison of the primary solution parameters from three grids

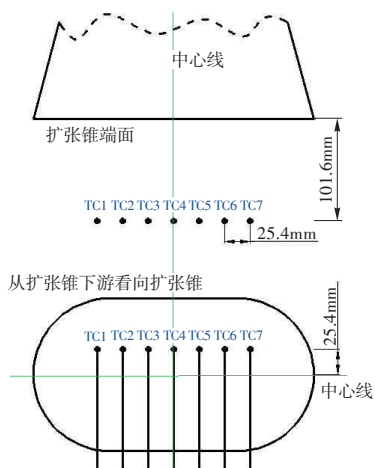


图5 FAA测量温度的7个热电偶位置

Fig.5 Location of thermocouples in FAA

使用热电偶的误差公式 $T_{\text{error}} = T_g - T_{\text{TC}} = \sigma \varepsilon T_{\text{TC}}^4 / h^{[6]}$ 修正试验温度值。式中, T_g 为真实火焰温度, T_{TC} 为热电偶测得温度, ε 为热电偶壁面发射率, σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常量, h 为热电偶表面对流换热系数。仿真温度与试验温度^[17]的对比如图6所示。可见,

仿真温度的平均值比试验的大13.7 K。仿真和试验中TC5的值都最高,但仿真值比试验值大43.0 K。试验中TC7的值最低,原因是TC7热电偶上有烟、灰积聚^[7];仿真中的最低值来自TC2,比试验的最低温度高26.0 K。仿真温度比试验温度分布更均匀,两者结果相近。

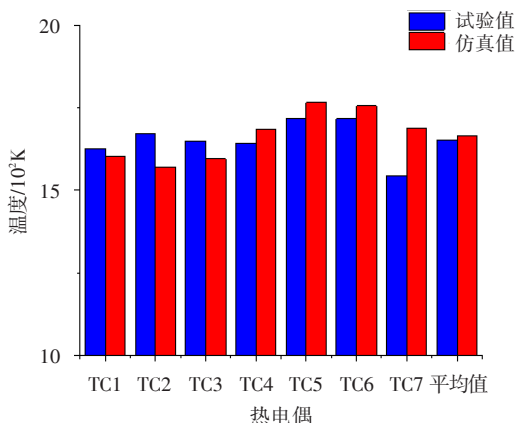


图6 仿真温度与FAA试验温度的对比

Fig.6 Temperature comparison between simulation and test

4 结果分析

主要选取温度场、速度场和热流密度场进行分析。为方便分析,在扩张锥出口下游每隔10.0 mm及101.6 mm处建立尺寸为304.8 mm×304.8 mm的正方形平面。为便于观察火焰形状,建立了YOZ平面——Plane-0。记面的最大值为 a ,最小值为 b ,平均值为 c ,不均匀度的计算式为 $(a-b)/c$ 。

4.1 火焰温度场分布

数值计算得到的最高温度约为1 945.0 K,最低温度约为1 100.0 K;相邻两平面的温差随距离的增加先减小后增大,相邻两平面的平均温差最大为24.0 K、最小为0.3 K。

Plane-0平面的温度分布如图7所示,火焰中心温度低于火焰外层温度;从扩张锥下游150.0 mm开始火焰面积变小、火焰中心温度高于火焰外层温度;在扩张锥下游300.0 mm火焰浮现现象明显。

101.6 mm平面的温度分布如图8所示,红色区域和黄色区域为满足防火试验的区域,火焰形状为与扩张锥出口相似的椭圆形,中心为水滴形。外层温度高于中心温度,火焰的短轴长110.6 mm、长轴长299.8 mm,火焰面积小于扩张锥出口面积。

图9示出了各平面的温度分布。可见,各平面最大温度稳定在1 935.0 K左右,原因是火焰外层都

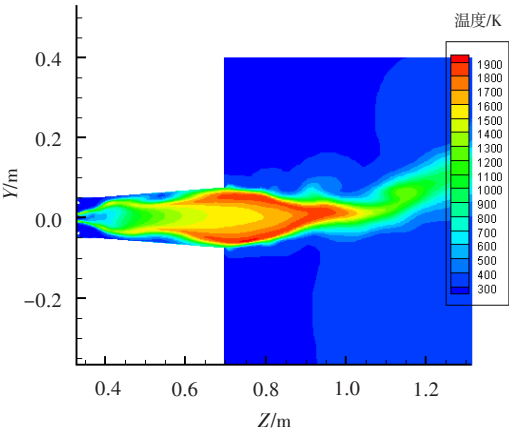


图7 Plane-0平面火焰温度分布

Fig.7 Flame temperature distribution of plane-0

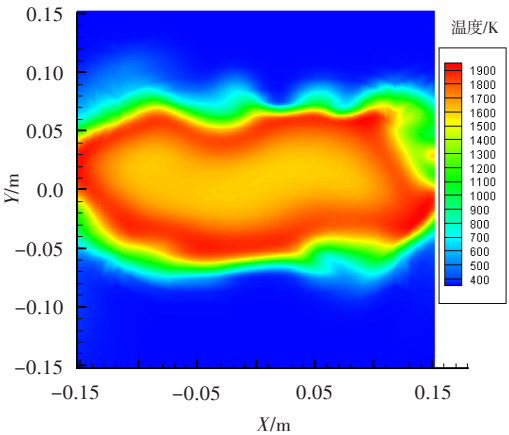


图8 101.6 mm平面火焰温度分布

Fig.8 Flame temperature distribution of 101.6 mm plane

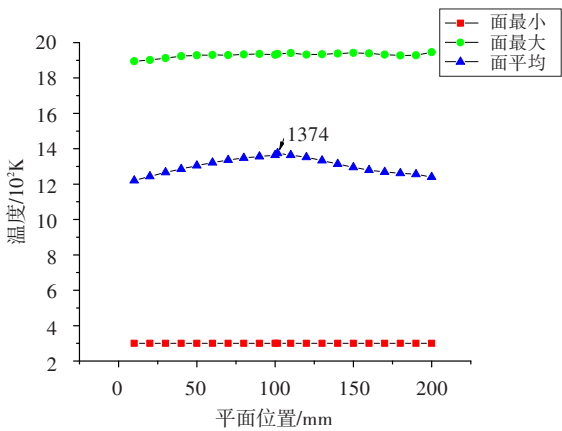


图9 火焰温度随距离的变化

Fig.9 Flame temperature variation with the distance

已充分燃烧,产生的能量相等。面平均温度随距离的增加先增大后减小,100.0 mm平面为1 364.1 K,在101.6 mm平面达到最大值1 374.0 K后下降,110.0 mm平面为1 364.4 K。

各平面的温度不均匀度随距离的增加先减小后增加,在101.6 mm平面达到最小值1.19。101.6 mm平面比100.0 mm平面的温度分布均匀,试验件放在100.0 mm平面处更容易被烧穿。

4.2 火焰速度场分布

数值计算得到火焰在扩张锥出口处速度为7.10 m/s,且速度的分布与温度的分布相似,即温度高的地方速度也大、火焰中心比火焰外层的速度小。

火焰速度在Plane-0平面的分布如图10所示,火焰中心速度较低,并随距离的增大而降低,在火焰后部变得均匀,大小约为2.00 m/s。

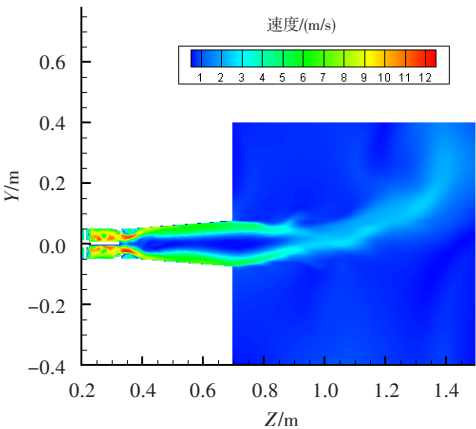


图10 Plane-0平面火焰速度分布

Fig.10 Flame velocity distribution of plane-0

火焰速度在101.6 mm平面的分布如图11所示,火焰中心速度低于外层速度,速度分布形状与扩张锥出口的几何形状相似。

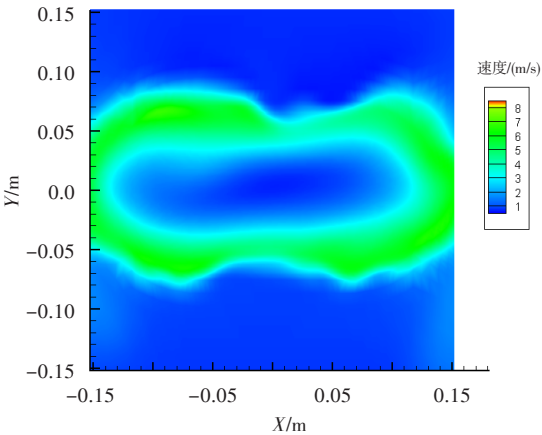


图11 101.6 mm平面火焰速度分布

Fig.11 Flame velocity distribution of 101.6 mm plane

图12示出了各平面的速度分布。可见,最大速度随距离的增加先增大后减小,在60.0 mm平面达

到最大值 7.40 m/s;平均速度随距离的增大而降低,相邻两截面速度的平均差值约为 0.04 m/s,最大速度差值为 0.07 m/s,最小速度差值为 0.02 m/s;面最小速度随距离的增大无明显变化。100.0 mm 平面火焰平均速度为 2.82 m/s,101.6 mm 平面火焰平均速度为 2.78 m/s,试验件放在 100.0 mm 平面处更容易被烧穿。

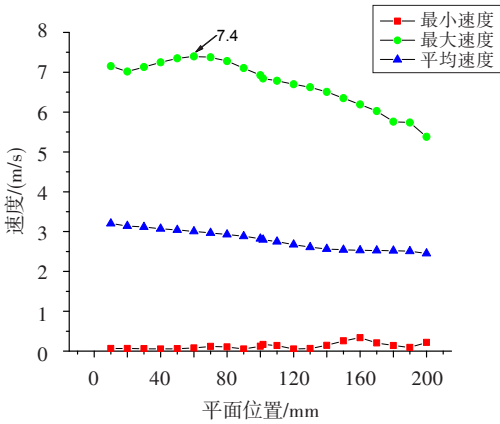


图 12 火焰速度随距离的变化

Fig.12 The flame velocity variation with the distance

火焰速度不均匀度随距离的增加成双峰型分布,101.6 mm 平面的速度不均匀度 2.38 处于双峰间的谷底,100.0 mm 平面的速度不均匀度为 2.40,101.6 mm 平面比 100.0 mm 平面的速度更均匀。

4.3 火焰热流密度场分布

数值计算得到火焰热流密度在扩张锥出口前部达到最大值 140.00 kW/m²,在扩张锥下游 300.0 mm 内稳定在 100.00 kW/m²左右。

火焰热流密度在 Plane-0 平面的分布如图 13 所示,扩张锥内火焰热流密度随距离的增大而增加,在扩

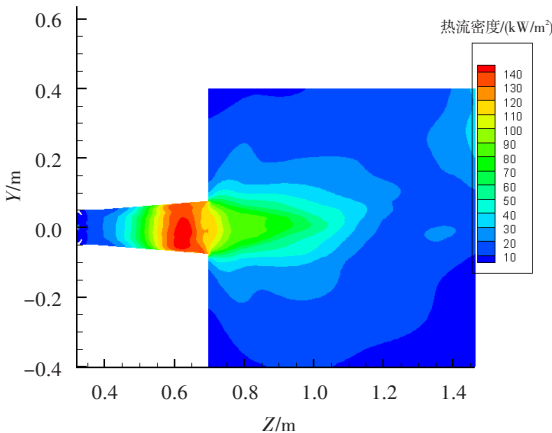


图 13 Plane-0 平面的火焰热流密度分布

Fig.13 Flame heat flux density distribution of plane-0

张锥出口前部达到最大值,在扩张锥下游分布稳定。

火焰热流密度在 101.6 mm 平面的分布如图 14 所示,平面中间的热流密度较高(约为 90.00 kW/m²),平面上热流密度分布均匀,形状与扩张锥出口几何形状相似。

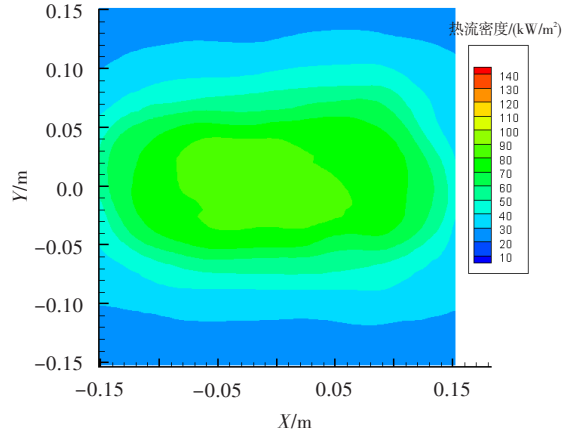


图 14 101.6 mm 平面的火焰热流密度分布

Fig.14 Flame heat flux density distribution of 101.6 mm plane

图 15 示出了热流密度的分布。可见,面最大热流密度和面平均热流密度均随距离的增加而减小;相邻两平面的平均热流密度差值约为 1.00 kW/m²,最大差值为 2.70 kW/m²,最小差值为 0.30 kW/m²;100.0 mm、101.6 mm 平面的平均热流密度分别为 62.35 kW/m²和 62.56 kW/m²,两者相差很小。

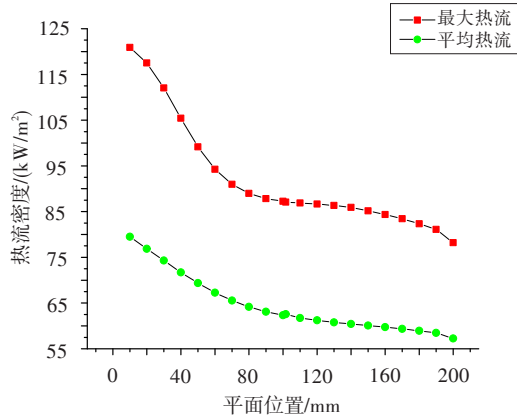


图 15 火焰热流密度随距离的变化

Fig.15 The flame heat flux density variation with the distance

火焰热流密度不均匀度随距离的增加先减小后增加,在 90.0 mm 平面和 101.6 mm 达到最小值 1.058,在 90.0~101.6 mm 之间趋于稳定,100.0 mm 平面热流密度不均匀度为 1.062,101.6 mm 平面比 100.0 mm 平面的热流密度分布更均匀,试验件放在 100.0 mm 处更容易被烧穿。

5 结论

建立了NexGen燃烧器的数值计算模型,分析了火焰特征(温度、速度、热流密度)的空间分布特性,对比了扩张锥出口下游100.0 mm与101.6 mm平面的火焰特征分布,所得结论可为我国制定新的航空发动机防火试验标准提供依据,可用于制定统一的试验条件。主要研究结论为:

(1) 火焰温度随着距扩张锥出口距离的增大先增加后减小,在距扩张锥101.6 mm处达到最大;温度不均匀度随着该距离的增加先减小后增加,在101.6 mm平面处达到最小。

(2) 火焰速度随着距扩张锥出口距离的增大先增加后减小,在60.0 mm平面处达到最大;火焰速度不均匀度成双峰分布,101.6 mm平面的不均匀度处于双峰间谷底。

(3) 火焰热流密度随着距扩张锥出口距离的增大而减小;火焰热流密度不均匀度随着该距离的增加先减小后增加,在90.0~101.6 mm之间达到最小并趋于稳定。

(4) 101.6 mm平面的火焰温度、速度、热流密度比100.0 mm平面的更均匀,试验件放在100.0 mm平面比放在101.6 mm平面处更容易被烧穿。

参考文献:

- [1] CCAR-25R4 C, 中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准[S].
- [2] CCAR-33R2 C, 航空发动机适航规定[S].
- [3] AC-20-135, Powerplant installation and propulsion system component fire protection test methods[S].
- [4] ISO 2685, Aircraft-environmental test procedure for airborne equipment-resistance to fire in designated fire zones [S].
- [5] HB 6167.14-92, 民用飞机机载设备环境条件和试验方

法指定火区的防火试验[S].

- [6] Kao Y H. Experimental investigation of NexGen and gas burner for FAA fire test[D]. USA: University of Cincinnati, 2012.
- [7] Robert I O. Design and analysis of the federal aviation administration next generation fire test[D]. USA: The State University of New Jersey, 2013.
- [8] 李志强, 陈 元, 于新华, 等. 飞机防火试验用油燃烧器的应用及特点介绍[J]. 工程与试验, 2016, 56(4): 81—85.
- [9] Kreuder J J, Kirkpatrick A T, Gao X. Computation of heat transfer from an impinging flame jet to a plane surface[R]. AIAA 2013-0605, 2013.
- [10] Bheekhun N, Talib A, Rahim A, et al. Flame temperature distribution from ISO2685 standard propane-air burner using CFD[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 564: 240—244.
- [11] 叶子多. 航空发动机部件防火试验的燃烧器特性研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
- [12] Federal Aviation Administration: Powerplant Engineering Report No. 3A, Standard Fire Test Apparatus and Procedure, Revised March 1978.
- [13] Ochs R I. development of a next-generation burner for use in testing thermal acoustic insulation burnthrough resistance[R]. DOT/FAA/AR-TN09/23, 2009.
- [14] Stator and turbulator 3D models[EB/OL]. (2016-06-22). <http://www.fire.tc.faa.gov/materials/burnthru/nexgen.stm>.
- [15] Kundu K, Penko P, Yang S. Reduced reaction mechanisms for numerical calculations in combustion of hydrocarbon fuels[R]. AIAA 98-0803, 1998.
- [16] 王 伟, 刘 帅, 白 杰. 基于分析法对Jet-A燃料进行燃烧反应机理简化的研究[J]. 热能动力工程, 2016, 31(5): 61—67.
- [17] Ochs R. Development of the next generation fire test burner for powerplant fire testing applications[R/OL]. (2010-05-18). <http://www.fire.tc.faa.gov/materials.asp#pres>.

(上接第17页)

- [3] Zheng R Y, Xiang J H, Sun J J. Blade geometry optimization for axial flow compressor[R]. ASME GT2010-22229, 2010.
- [4] 黄 磊, 余华蔚. 单级跨声速风扇转子叶片多目标优化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(3): 30—34.

- [5] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
- [6] Ning F F, Xu L P. Numerical investigation of transonic compressor rotor flow using an implicit 3D flow solver with one-equation Spalart-Allmaras turbulence model[R]. ASME 2001-GT-0359, 2001.