

## 旋流燃烧室温度场低阶预估模型

吴子恒, 张弛, 张广岩, 王柏森

(北京航空航天大学航空发动机研究院航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

**摘要:** 温度场空间分布是燃气轮机燃烧室设计中需要考虑的重要参数, 通常由三维数值模拟和高精度实验测量手段获得, 然而对于几何形状复杂的燃烧器, 实验和模拟耗时长、成本高, 导致燃烧器迭代设计过程效率低。本文研究了基于高斯羽流模型的混合分数空间分布低阶模型, 基于 V 型火焰面几何结构假设和湍流火焰厚度函数发展化学反应进度变量空间分布模型。在此基础上基于温度、混合分数、化学反应进度变量的强关联函数, 构建温度场预估模型。基于 DLR 燃烧室高精度实验数据和三维数值模拟数据开展验证, 结果表明, 模型可以较为准确地预测混合分数场和温度场的空间分布。将该预估模型应用于实际旋流杯燃烧室, 同样具备良好的预估效果。上述对比结果表明, 该预估模型在燃气轮机燃烧室设计和方案评估中具有一定的应用前景。

**关键词:** 混合分数; 反应进度变量; 温度场; 预估模型

中图分类号: TK11

文献标志码: A

文章编号: 1006-8740(2025)03-0297-14

Low-Order Predictive Model for Temperature Field  
in Swirl Combustors

Wu Ziheng, Zhang Chi, Zhang Guangyan, Wang Bosen

(Research Institute of Aero-Engine, National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine  
Aero-Thermodynamics, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The spatial distribution of temperature field is an important parameter to consider in the design of gas turbine combustion chambers. It is usually obtained through three-dimensional numerical simulation and high-precision experimental measurement. However, for combustion chambers with complex geometries, both experimental and simulation methods are time-consuming and costly, leading to low efficiency in the iterative design process of combustion chambers. In this study, a low-order model for the spatial distribution of mixture fraction based on a Gaussian plume model is developed. Moreover, based on the assumption of the V-shaped flamelet geometric structure and the turbulent flame thickness function, a model for the spatial distribution of the chemical reaction progress variable is developed. A predictive model for the temperature field is then constructed based on the strong correlation function among temperature, mixture fraction, and chemical reaction progress variable. The model is validated by using high-fidelity experimental data and three-dimensional numerical simulation data from the DLR combustion chamber. The results indicate that the model can accurately predict the spatial distribution of both mixture fraction and temperature fields. Furthermore, the predictive model is applied to an actual swirl cup

收稿日期: 2024-04-09.

基金项目: 国家科技重大专项资助项目(J2019-III-0014-0057); 航空发动机气动热力国家级重点实验室基金项目(2023-JCJQ-LB-063-0305); 航空发动机气动热力国家级重点实验室稳定支持项目(12700002024146001).

作者简介: 吴子恒(1999—), 男, 硕士研究生, uptonwu@163.com.

通信作者: 王柏森, 男, 博士, 副研究员, wangbosen@buaa.edu.cn.

combustor, demonstrating good predictive performance. This study suggests that this low-order predictive model holds potential application prospects in the design and evaluation of gas turbine combustors.

**Keywords:** mixture fraction; reaction progress variable; temperature field; predictive model

随着近年来高性能航空发动机技术的发展,航空发动机一直向着高增压比、高推重比、高涡轮进口温度(即燃烧室出口温度)的方向发展<sup>[1]</sup>.这种发展趋势直接影响了涡轮叶片的可靠性和耐久性.为了保证涡轮叶片能够安全可靠地工作,需要控制主燃烧室的出口温度热点及其分布的均匀性,这对燃烧室设计提出了严格的要求.燃烧室出口温度场分布调控成为燃烧室设计中需要发展的关键技术之一.然而,航空发动机主燃烧室几何结构复杂,实验和三维数值模拟耗时长、成本高,导致燃烧器迭代设计过程效率低.发展温度场低阶预估模型可减少成本,加快设计迭代的速率,具有很高的工程应用价值.

先进航空发动机燃烧室的工作过程通常可分为旋流燃烧过程<sup>[2-3]</sup>以及横向射流掺混过程<sup>[4]</sup>,其中针对横向射流掺混预估模型,国内外均已经做了较多工作,国外研究方面,自20世纪70年代开始到本世纪初,以美国国家航空航天局(NASA)路易斯研究中心的 Holdeman 团队为代表的研究者对于横向射流下游温度的分布情况,开展了一系列详尽的研究.从单排掺混孔到对排同列、错列掺混孔,再发展至对双排掺混孔射流对温度场调控的探究,且针对收缩通道、非圆孔以及来流温度不均匀等因素进行了修正,获得了大量的实验数据和经验公式<sup>[5-13]</sup>.国内研究方面,较为具有代表性的是李继保团队的工作<sup>[14-18]</sup>.自1989年开始,李继保团队基于实验研究以及理论分析,同时建立了预估燃气涡轮发动机主燃烧室出口平均径向温度分布的半经验半分析模型,并在此基础上建立了反映短环形燃烧室掺混段壁面冷却空气对出口径向温度分布系数影响的分析模型.2013年,钟世林<sup>[19]</sup>在已有研究的基础上,总结存在的问题并改善了已有的出口温度分布预估模型,并将该模型进行验证与应用.2022年,北京航空航天大学杨懿<sup>[20]</sup>以先进的低掺混燃烧室为研究背景,对旋流来流中横向射流掺混温度场的预测开展理论研究,构建了温度场掺混预估模型,形成了相应的算法程序.上述工作证明,针对横向射流掺混预估模型的相关研究,已经开始渐趋成熟.

针对旋流燃烧高温区的研究,目前国内外的工作均聚焦于的实验测量和三维数值模拟,并在相关结果

的基础上总结分析,提炼规律.例如, Dhanuka 等<sup>[21]</sup>采用非接触光学测量技术研究了加温加压工况下旋流燃烧室的流动与燃烧特性.西北工业大学李乐等<sup>[22]</sup>采用数值模拟方法对中心分级多点直喷燃烧室冷/热态流场和温度场进行研究,揭示了流场和温度场之间的相互作用机理,获得了旋流器旋向对流场和温度场的影响规律.北京航空航天大学杨思恒等<sup>[23]</sup>针对三头部中心分级燃烧室的出口温度分布进行了试验研究,并结合数值模拟总结出影响出口温度分布系数(OTDF)的燃烧室参数.北京航空航天大学王志超等<sup>[24]</sup>研究了中心分级燃烧室的气动热力特性以及火焰筒限制域对其出口温度分布的影响.但是,上述工作均未发展出旋流燃烧温度场空间分布的预估模型.

本研究聚焦于燃烧室旋流燃烧温度场空间分布低阶预估这一问题,提出了基于高斯羽流模型的混合分数空间分布低阶模型,基于V型火焰面几何结构假设和湍流火焰厚度函数提出了化学反应进度变量空间分布模型.在此基础上基于温度、混合分数、化学反应进度变量的强关联函数,实现温度场预估模型的构建,通过德国宇航中心 DLR 旋流燃烧室高精度测量数据验证,并且将该预估模型应用于实际旋流杯燃烧室,评估其预估效果.

## 1 预估模型

### 1.1 混合分数场预估模型

针对点源释放气体在直流空气来流速度  $\mathbf{u}=(u, v, w)$  条件下、开放空间中的发展,气体浓度(混合分数)的空间分布可通过将其输运控制方程进行傅里叶和卷积变换获得<sup>[25-26]</sup>

$$\xi(x, y, z) = \frac{aQ}{aQ + c4\pi\rho D(x - x_0)} \cdot e^{-b \left[ \frac{(y - y_0 - v \frac{x - x_0}{u})^2 + (z - z_0 - w \frac{x - x_0}{u})^2}{4D \frac{x - x_0}{u}} \right]} \quad (1)$$

公式(1)便是考虑对流影响的高斯羽流方程(Gaussian plume equation),其中  $D$  为扩散系数;  $(x_0, y_0, z_0)$  为点源坐标,  $Q$  为质量流量,  $\text{kg/s}$ ;  $a$ 、 $b$ 、

$c$  为待定参数. 混合分数  $\xi$  为守恒标量, 受扩散和对流的影响而变化, 与化学反应无关<sup>[27]</sup>. 在燃气轮机燃烧室中需要考虑旋流来流的影响,  $v$  和  $w$  分别代表旋流来流在  $y$  轴和  $z$  轴上的分量,  $u$  为燃烧室流动的轴向参考速度, 由于燃烧室实际的燃烧室燃料喷射方式存在多喷嘴或一个喷嘴含多个燃料喷射点的情况, 见图 1, 单一点源往往无法准确描述其下游混合分数场分布, 因此需要发展多点多源模型.

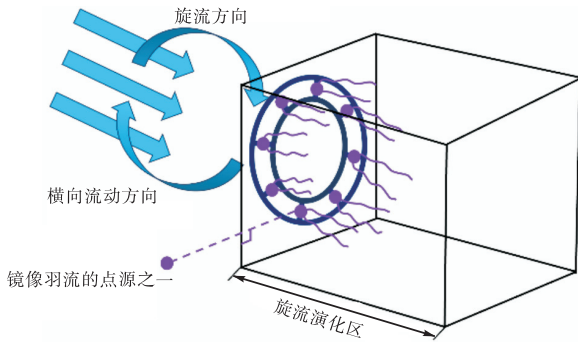


图 1 多点多源示意

Fig.1 Schematic diagram of multi-point sources

以图 2 所示三点源为例, 其中,  $(x_0, y_0, z_0)$  为喷嘴坐标. 同时, 通过“像源法”<sup>[28]</sup>建模, 在羽流分布基础上叠加“镜像羽流”<sup>[26]</sup>(mirror-image plume), 对壁面-羽流相互作用建模. 在旋流燃烧室中, 喷嘴喷射点源下游羽流在旋流器和壁面作用下会造成多次反射, 需要引入多个“镜像羽流”对混合分数场建模.

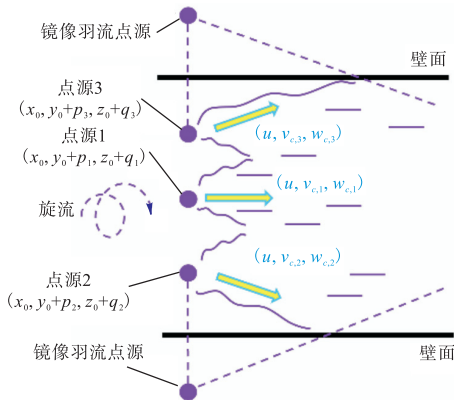


图 2 多点多源叠加径向羽流预估混合分数分布示意

Fig.2 Schematic diagram of multi-point sources coupled with mirror-image plume for the prediction of mixture fraction

引入多点多源会产生质量守恒的问题<sup>[26]</sup>, 为了保证质量守恒以及混合分数限定于  $0 \leq x(x, y, z) \leq 1$ , 最终得到在  $(x_0, y_0, z_0)$  处喷嘴所产生的混合分数分布

表达式

$$\xi(x, y, z) = \sum_{k=1}^N \frac{m_k a_k Q}{a_k Q + c_k 4\pi\rho D(x-x_0)} \cdot e^{-b_k \left[ \frac{(y-y_0-v_k \frac{x-x_0}{u}-p_k)^2 + (z-z_0-w_k \frac{x-x_0}{u}-q_k)^2}{4D \frac{x-x_0}{u}} \right]} \quad (2)$$

从公式(2)中可以看出, 燃烧室的设计工况、头部设计参数、几何边界, 共同影响了燃烧室过程中的对流和扩散过程, 从而影响混合分数的分布. 其中  $a_k, b_k, c_k, m_k, v_k, w_k, p_k, q_k$  为待定参数,  $N$  为模型级数(点源数量).

### 1.2 化学反应进度变量场预估模型

化学反应进度变量为非守恒量, 其分布直接与火焰位置相关, 本文通过稳态火焰简化拓扑结构近似模拟其空间分布, 如图 3 所示.  $\theta_1, \theta_2$  为两个火焰面圆锥母线与高的夹角.  $x_1, x_2$  为两个火焰面圆锥顶点的轴向位置.  $\theta_1, \theta_2$  可根据旋流出口处不同位置轴向速度以及径向速度之比、温度场的实验结果综合给定,  $x_1, x_2$  可由中截面混合分数预估结果为  $\xi_{final}$  的范围、头部几何参数、温度场的实验结果综合给定. 其中  $\xi_{final}$  为燃烧室中氧化剂和燃料在完全掺混后混合分数的定值, 由混合分数的定义可知, 该定值不受反应的影响, 可根据燃烧室头部当量比进行计算, 或根据实验数据给出.

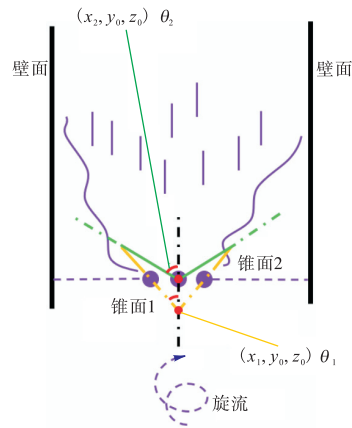


图 3 火焰面位置形状示意

Fig.3 Schematic view of flame position and shape

火焰面厚度则由公式(3)确定<sup>[29]</sup>

$$\frac{\delta_T}{\Lambda} = 1.78 \left[ 1 - \exp\left(-2 \frac{t}{\tau}\right) \right]^{0.5} \quad (3)$$

式中:  $\Lambda$  为积分长度, 其中  $\Lambda = \alpha l$ ,  $l$  为特征长度, 特征长度可取燃烧室火焰筒直径,  $\alpha$  可取 0.125, 特征长度可取燃烧室火焰筒直径.  $t$  为涡对流时间, 可由距离燃烧室头部的轴向位置除以燃烧室轴向参考速

度  $u$  得到, 即  $\frac{x-x_0}{u}$  ( $x_0$  表示喷射点源的轴向位置, 一般取 0 m).  $\tau$  为湍流特征时间, 可由燃烧室特征长度  $l$  除以湍流速度分量  $u'$  得到, 其中  $u' = lu$ , 其中  $l$  为湍流度, 可取 0.1.

火焰面厚度示意如图 4 所示. 在确定完火焰面位置形状以及火焰面厚度之后, 需要对火焰面不同区域的进度变量进行赋值, 火焰面前区域(区域 1)的进度变量可赋为 0, 火焰面后区域(区域 3)的进度变量可赋为 1, 火焰面厚度区域内(区域 2)得进度变量则可根据 0 到 1 之间进行线性插值赋值, 除了  $[0, \delta_f]$  单段线性插值, 可根据实际情况在  $[0, \delta_f]$  区间内进行分段线性插值, 最终得到进度变量  $C$  的分布.

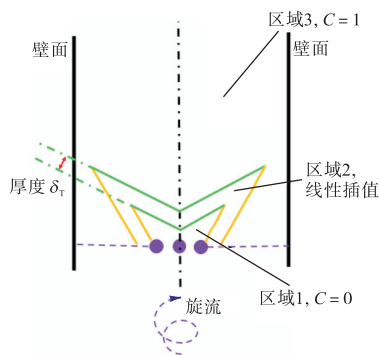


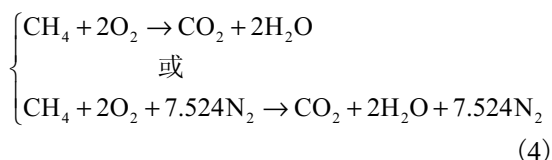
图 4 火焰面不同区域进度变量赋值示意

Fig.4 Schematic view of progress variable assignment in different regions of flame

### 1.3 基于混合分数场和化学反应进度变量场的温度场预估算法

根据 1.1、1.2 节中的内容可以实现混合分数  $\xi$ 、进度变量  $C$  分布的预估, 在此基础上根据热力学第一定律, 实现温度场的预估. 假设燃烧室内的燃烧过程为定压绝热燃烧过程, 根据热力学第一定律, 燃烧前反应物的总焓值等于燃烧后生成物的总焓值.

以甲烷在空气中燃烧为例, 将反应简化为一步反应



即, 在计算过程中只存在 5 种组分  $\text{CH}_4$ 、 $\text{O}_2$ 、 $\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{N}_2$ , 在混合分数  $\xi$ 、反应进度变量  $C$  已知的情况下, 可知 5 种组分在反应前后的物质的量之比.

反应前, 当  $\xi < \xi_{st}$  (化学当量比) 时

$$n_{\text{CH}_4,u} : n_{\text{O}_2,u} : n_{\text{CO}_2,u} : n_{\text{H}_2\text{O},u} : n_{\text{N}_2,u} =$$

$$\frac{\xi}{\xi_{st}} : \left( 2.21 - \frac{0.21\xi}{\xi_{st}} \right) : 0 : 0 : \left( 8.314 - \frac{0.79\xi}{\xi_{st}} \right) \quad (5)$$

反应前, 当  $\xi \geq \xi_{st}$  时

$$\begin{aligned} n_{\text{CH}_4,u} : n_{\text{O}_2,u} : n_{\text{CO}_2,u} : n_{\text{H}_2\text{O},u} : n_{\text{N}_2,u} = \\ 1 + \frac{9.524}{1-\xi_{st}}(\xi - \xi_{st}) : \\ \left( 2 - \frac{2}{1-\xi_{st}}(\xi - \xi_{st}) \right) : 0 : \\ 0 : \left( 7.524 - \frac{7.524}{1-\xi_{st}}(\xi - \xi_{st}) \right) \end{aligned} \quad (6)$$

其中  $\xi_{st}$  为  $\text{CH}_4$  化学恰当比下的混合分数.

反应后, 当  $\xi < \xi_{st}$  时

$$\begin{aligned} n_{\text{CH}_4,b} : n_{\text{O}_2,b} : n_{\text{CO}_2,b} : n_{\text{H}_2\text{O},b} : n_{\text{N}_2,b} = \\ \frac{\xi}{\xi_{st}}(1-C) : \left( 2.21 - \frac{0.21\xi}{\xi_{st}} - \frac{2C\xi}{\xi_{st}} \right) : \\ \frac{C\xi}{\xi_{st}} : \frac{2C\xi}{\xi_{st}} : \left( 8.314 - \frac{0.79\xi}{\xi_{st}} \right) \end{aligned} \quad (7)$$

反应后, 当  $\xi \geq \xi_{st}$  时

$$\begin{aligned} n_{\text{CH}_4,b} : n_{\text{O}_2,b} : n_{\text{CO}_2,b} : n_{\text{H}_2\text{O},b} : n_{\text{N}_2,b} = \\ 1 - C + \frac{(\xi - \xi_{st})(9.524 + C)}{1 - \xi_{st}} : \\ \left[ \left( 2 - \frac{2(\xi - \xi_{st})}{1 - \xi_{st}} \right) (1 - C) \right] : \\ \left[ C \left[ 1 - \left( \frac{\xi - \xi_{st}}{1 - \xi_{st}} \right) \right] \right] : \\ \left[ C \left[ 2 - \frac{2(\xi - \xi_{st})}{1 - \xi_{st}} \right] \right] : \\ \left( 7.524 - \frac{7.524}{1 - \xi_{st}}(\xi - \xi_{st}) \right) \end{aligned} \quad (8)$$

根据 JANAF 表格获得  $\text{CH}_4$ 、 $\text{O}_2$ 、 $\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{N}_2$  等 5 种组分焓值 ( $h$ ), 其为关于温度的多项式. 最后根据式 (9) 计算温度  $T$ :

$$\sum_{k=1}^N n_{k,u} h_{k,T_0} = \sum_{k=1}^N n_{k,b} h_{k,T} \quad (9)$$

其中  $T_0$  为燃料混合物的初始温度, 可由式 (10) 计算<sup>[30]</sup>

$$T_0 = T_{\text{Oxid}} + (T_F - T_{\text{Oxid}})\xi \quad (10)$$

其中  $T_{\text{Oxid}}$  为氧化物温度,  $T_F$  为燃料温度.

### 1.4 预估模型预估流程

该预估模型主要有 3 部分组成: 基于高斯羽流模型的混合分数空间分布低阶模型, 基于 V 型火焰面几何结构假设和湍流火焰厚度函数的化学反应进度变量空间分布模型, 基于混合分数与火焰面、化学反应进度变量的温度计算算法. 其预估流程图如图 5

所示。

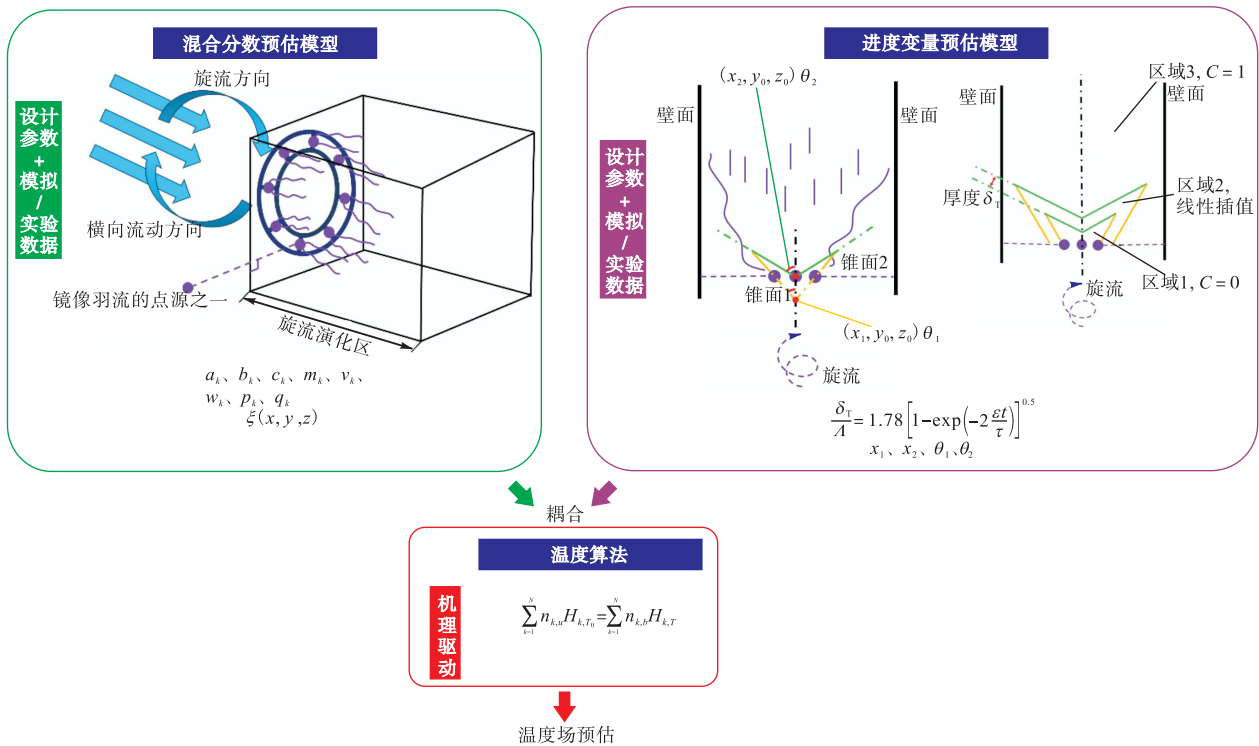


图 5 预估模型建模流程

Fig.5 Predictive model modeling process

右侧为正。

## 2 预估模型验证

基于本研究所提出的预估模型，仅利用德国宇航中心 DLR 甲烷燃烧室少量实验数据确定模型参数，来完成 DLR 甲烷燃烧室混合分数场、温度场的预估，并将校核的预估模型与其余实验数据进行对比，来验证该预估模型的精度以及合理性。

燃烧室结构如图 6 所示，该燃烧室头部氧化剂供给结构由一个中心空气喷嘴及环型外部空气喷嘴构成，燃料供给结构由一个环形燃料喷嘴构成，其中环型外部空气喷嘴和环形燃料喷嘴共轴，以确保氧化剂和燃料的有效混合，中央和外部空气喷嘴旋流气体均由同一个加压器提供，具有相同的入口温度，中央空气喷嘴的直径为 15 mm，环形喷嘴的内直径和外直径分别为 17 mm 和 25 mm，非旋流燃料从外部 3 个端口提供，燃料喷嘴在燃烧器底部下方 4.5 mm 的凹陷处，燃烧室的中截面为一个方形截面，方形截面的宽为 85 mm，高度为 110 mm，燃烧室出口连接直径为 40 mm，高为 50 mm 的排气管，在下文中  $H$  代表距燃烧室底部的轴向距离，即代表方形截面的纵向位置，方形截面横向位置由  $R$  表示， $-42.5 \text{ mm} \leq R \leq 42.5 \text{ mm}$ ，展向位置由  $Z$  表示，中心处为 0，以中截面

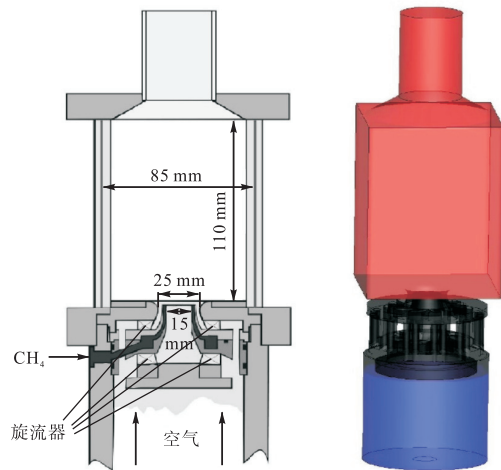


图 6 DLR 燃烧室的结构简图<sup>[31]</sup>

Fig.6 Schematic diagram of DLR combustion chamber<sup>[31]</sup>

本研究中用来验证预估模型的实验数据来源于工况“flame A”。在该工况下<sup>[32]</sup>，热功率为 34.9 kW，全局当量比  $\phi_{\text{glob}} = 0.65$ ，空气质量流量为 1095 g/min，甲烷的质量流量为 41.8 g/min，操作压力为 0.1 MPa。在实验稳定状态下，入口混合物由于和温度较高的喷嘴和增压器接触，稳定在 320 ~ 380 K<sup>[33]</sup>。

本文取轴向位置  $H$  分别为 5 mm 和 15 mm，径向

距离  $0 \text{ mm} \leq R \leq 30 \text{ mm}$  的混合分数及温度实验数据.

### 3 预估结果与实验数据对比分析

#### 3.1 点源数量 $N$ 的确定以及混合分数、温度场的建模

为了能够基于 1.1 中混合分数场预估模型获得三维的混合分数预估结果,因此需要三维的实验数据,假设实际时均混合分数场周向均匀分布,将 2.2 节中的径向实验数据进行周向复制,得到  $H = 5 \text{ mm}$  和  $H = 15 \text{ mm}$  两个平面的混合分数分布,以此作为混合分数场预估模型的训练集.

由 2.1 中对于 DLR 燃烧室的描述可知,DLR 燃烧室通过一个环形燃料喷嘴喷射甲烷,因此需要多个点源来进行建模,为了确定建模该尺寸无掺混孔燃烧室混合分数所需的点源数量,因此先分别取  $N$  为 12、24 和 36. 对混合分数场进行建模,取  $H = 10 \text{ mm}$  的预估结果进行定性及定量比较.

综合图 7、8、9、10 可以看出,虽然预估结果在  $H = 10 \text{ mm}$ ,  $Z = 0 \text{ mm}$ ,  $0 \text{ mm} \leq R \leq 30 \text{ mm}$  的部分,在不同  $N$  的情况下,数值差异很小,但是由于在  $N$  取

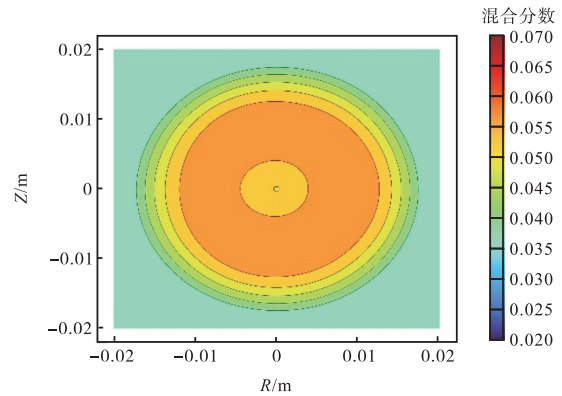


图 9  $H = 10 \text{ mm}$ ,  $N = 36$ , 预估模型的预估云图  
Fig.9  $H = 10 \text{ mm}$ ,  $N = 36$ , the predicted contour by the predictive model

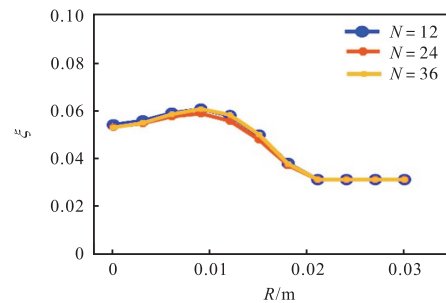


图 10 预估值的定量对比 ( $H = 10 \text{ mm}$ ,  $Z = 0 \text{ mm}$ )  
Fig.10 Quantitative comparison of predicted values ( $H = 10 \text{ mm}$ ,  $Z = 0 \text{ mm}$ )

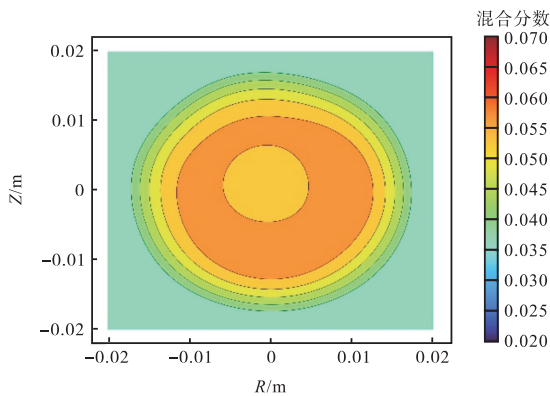


图 7  $H = 10 \text{ mm}$ ,  $N = 12$ , 预估模型的预估云图  
Fig.7  $H = 10 \text{ mm}$ ,  $N = 12$ , the predicted contour by the predictive model

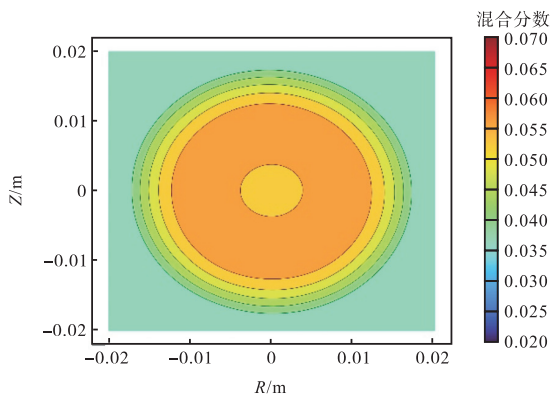


图 8  $H = 10 \text{ mm}$ ,  $N = 24$ , 预估模型的预估云图  
Fig.8  $H = 10 \text{ mm}$ ,  $N = 24$ , the predicted contour by the predictive model

较小值时,建模点源的数量不足,预估结果的周向均匀性较差.因此对于 DLR 燃烧室混合分数场建模点源数量的选取,既要使得预估结果具有较好的周向均匀性,又要考虑点源数量所带来的建模成本增加.综合以上 3 个建模结果,最终确定建模及验证的点源数量  $N$  为 24.

最终,根据公式(2),模型级数  $N$  取 24,  $x$  轴方向取燃烧室轴向方向,使用最小二乘法,基于实验数据,对于待定参数进行寻优,完成对于该燃烧室“flame A”工况混合分数场分布的建模及预估,并在混合分数场的基础上参考  $H = 5 \text{ mm}$  和  $15 \text{ mm}$ ,径向距离  $0 \text{ mm} \leq R \leq 30 \text{ mm}$  的温度实验数据,完成温度场分布的建模及预估.

#### 3.2 与实验数据定性对比及分析

由于实验结果云图选取范围为中截面  $5 \text{ mm} \leq H \leq 60 \text{ mm}$ ,  $0 \text{ mm} \leq R \leq 30 \text{ mm}$ <sup>[32]</sup>,因此选取相同区域,将预估模型的混合分数场、温度场预估结果与实验结果云图进行对比,如图 11、12 所示.

从混合分数对比图中可以看出模型计算的云图与实验云图结果较为一致,混合分数在燃料喷口处最高,并随着发展距离的逐渐增大而不断降低,值得注

意的是,即便仅依赖于有限的实验数据,该预估模型亦能准确捕捉到旋流对混合分数场分布的显著影响. 燃料组分会在旋流影响下,随着旋流扩张“V”型展开,朝着背离轴向的方向迁移,从而造成混合分数云图高混合分数区域也同样展现出“V”型分布特征,不仅如此,在实际流动过程中,因为头部旋流的存在,在头部的下游区域内会形成稳定的回流区,从而促进了氧化剂与燃料的掺混,使得混合分数趋近于定值. 通过上述云图分析,笔者发现模型预估的混合分数结果与理论分析及实验数据高度吻合,表明该预估模型能够基于有限的实验数据对燃烧室的混合分数场进行有效建模,建模结果可以反映旋流燃烧场中流动特征对混合分数分布的影响,并提供有价值的参考依据.

从温度对比图中可以看出模型计算的云图与实验云图结果也同样较为一致,由于混合分数场的预估结果可以反映旋流燃烧场中流动特点对于混合分数分布的影响,且火焰面位置和形状的选取同样反映了流动与火焰的耦合关系,因此在预估模型温度算法的结合下,温度场预估结果揭示了旋流状态下的燃料和氧化剂在进入燃烧室后的混合状态及反应进度对温度分布的显著影响,由于燃料和氧化剂一开始进入燃烧室,并未进行充分的掺混,且未发生反应,温度较低,在随着旋流流动迁移的过程中,燃料和氧化剂逐步掺混,并开始在高温的影响下反应进度逐渐增加,从而温度不断升高,最终在回流的作用下,逐渐掺混均匀的燃料与氧化剂,被卷入回流区,此时燃料与氧化剂的反应进一步剧烈,最终在回流区及回流区下游掺混均匀反应完全,从而形成稳定且较为均匀的高温区. 模型预估的温度结果和理论分析及实验数据也同样高度吻合.

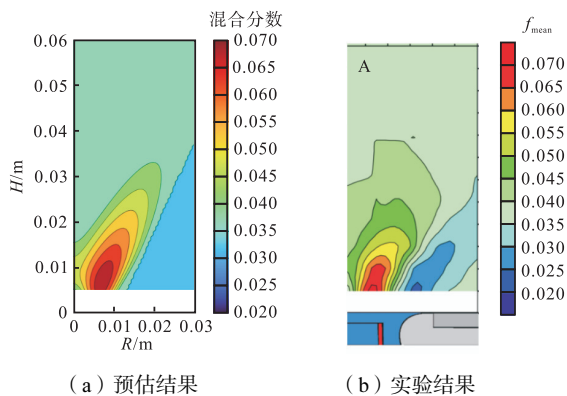
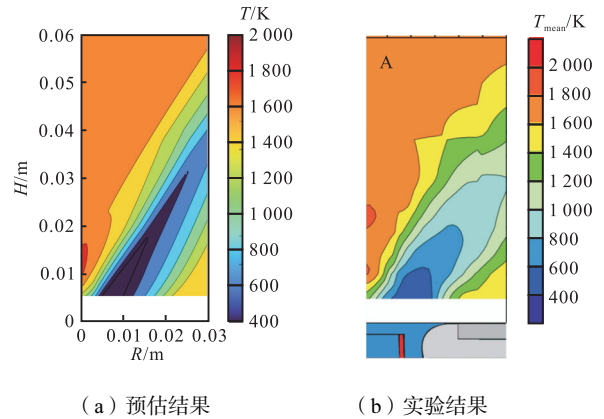


图 11 混合分数场  $5\text{ mm} \leq H \leq 60\text{ mm}$ ,  $0\text{ mm} \leq R \leq 30\text{ mm}$  区域预估结果与实验结果对比  
 Fig.11 Comparison of predicted and experimental results of mixture fraction for the region  $5\text{ mm} \leq H \leq 60\text{ mm}$ ,  $0\text{ mm} \leq R \leq 30\text{ mm}$



(a) 预估结果 (b) 实验结果  
 图 12 温度场  $5\text{ mm} \leq H \leq 60\text{ mm}$ ,  $0\text{ mm} \leq R \leq 30\text{ mm}$  区域预估结果与实验结果对比  
 Fig.12 Comparison of predicted and experimental results of temperature field for the region  $5\text{ mm} \leq H \leq 60\text{ mm}$ ,  $0\text{ mm} \leq R \leq 30\text{ mm}$

### 3.3 与实验数据定量对比及分析

取  $H = 5\text{ mm}$ ,  $H = 15\text{ mm}$ ,  $H = 30\text{ mm}$ ,  $H = 90\text{ mm}$  径向距离  $0\text{ mm} \leq R \leq 30\text{ mm}$  的混合分数实验数据、数值模拟数据和预估模型数据,温度实验数据、数值模拟数据和预估模型数据进行定量对比,其对比结果如图 13~20 所示<sup>[31]</sup>.

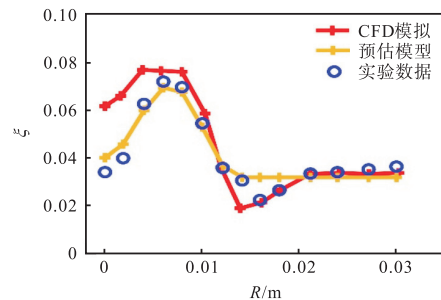


图 13  $H = 5\text{ mm}$  时混合分数实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比  
 Fig.13 Comparison of experimental data, numerical simulation, and predictive model results for mixture fraction when  $H = 5\text{ mm}$

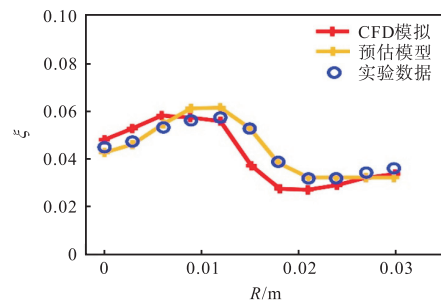


图 14  $H = 15\text{ mm}$  时混合分数实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比  
 Fig.14 Comparison of experimental data, numerical simulation, and predictive model results for mixture fraction when  $H = 15\text{ mm}$

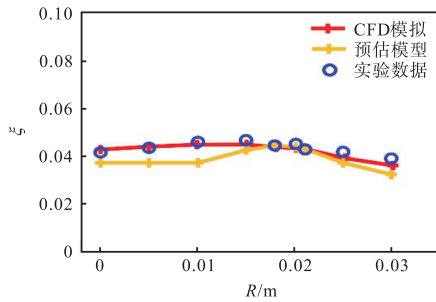


图 15  $H = 30 \text{ mm}$  时混合分数实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比

Fig.15 Comparison of experimental data , numerical simulation , and -predictive model results for mixture fraction when  $H = 30 \text{ mm}$

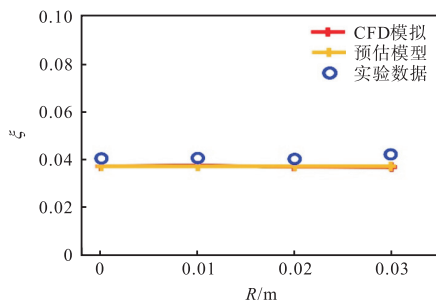


图 16  $H = 90 \text{ mm}$  时混合分数实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比

Fig.16 Comparison of experimental data , numerical simulation , and predictive model results for mixture fraction when  $H = 90 \text{ mm}$

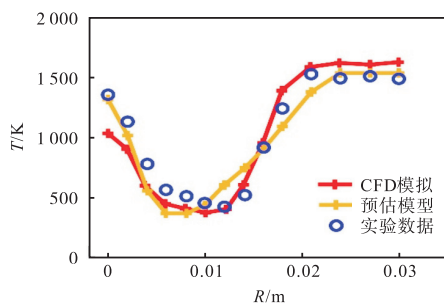


图 17  $H = 5 \text{ mm}$  时温度实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比

Fig.17 Comparison of experimental data , numerical simulation , and predictive model results for temperature When  $H = 5 \text{ mm}$

从对比结果中可以看出, 预估模型的预估结果在这 4 个轴向位置具体的实验数据上具有较高的预估精度, 其预估精度与数值模拟数据持平, 且符合 3.2 节中所给出的理论分析, 在  $H = 5 \text{ mm}$ ,  $7 \text{ mm} \leq R \leq 15 \text{ mm}$  的区域内, 此区域内的燃料-氧化剂混合物刚进入燃烧室, 燃料占比高、掺混未完全, 因此混合分

数较高且不均匀, 反应进度变量较低, 从而造成该区域内预估温度较低. 随着  $H$  的逐步升高, 在旋流的作用下, 燃料组分随着旋流扩张进一步迁移, 反应逐渐剧烈, 燃料、氧化剂不断掺混, 混合分数的值整体不断降低, 温度的值整体不断升高, 混合分数的高点以

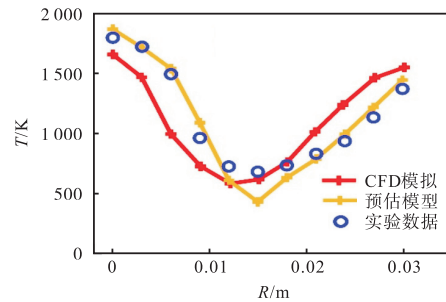


图 18  $H = 15 \text{ mm}$  时温度实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比

Fig.18 Comparison of experimental data , numerical simulation , and predictive model results for temperature when  $H = 15 \text{ mm}$

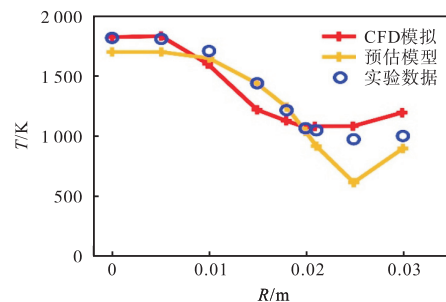


图 19  $H = 30 \text{ mm}$  时温度实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比

Fig.19 Comparison of experimental data , numerical simulation , and predictive model results for temperature when  $H = 30 \text{ mm}$

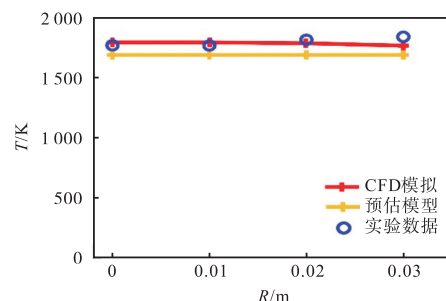


图 20  $H = 90 \text{ mm}$  时温度实验数据、数值模拟数据与预估模型结果对比

Fig.20 Comparison of experimental data , numerical simulation , and predictive model results for temperature when  $H = 90 \text{ mm}$

及温度的低点逐步外移,最终,因为燃料-氧化剂混合物在回流区及回流区下游的掺混和反应完全而消失不见,在  $H = 90\text{ mm}$  时,混合分数以及温度达到稳定值.

### 3.4 预估模型框架应用效果

针对该预估模型框架在实际旋流杯燃烧室中的应用并展示应用效果,如图 21 所示,在旋流杯燃烧室中选取处于高温区中的 4 个截面. 该燃烧室的入口压力为  $448\ 000\text{ Pa}$ ,入口空气流量为  $0.441\ 3\text{ kg/s}$ ,燃料流量为  $0.011\ 355\text{ kg/s}$ ,燃料为航空煤油,基于该工况下的 CFD 数据,使用预估模型对于这 4 个截面的混合分数场、温度场进行建模.

在 CFD 计算中,采用 realizable  $k-\varepsilon$  模型来描述带旋流特征的湍流流动,壁面处湍流通过可伸缩壁面函数实现,同时采用壁面绝热、无滑移假设. 燃烧室进口空气速度脉动和喷嘴出口速度脉动设置为平均速度的 10%,密度通过理想气体状态方程求解,黏度值计算遵循 Sutherland 定律,分别定义施密特数和普朗特数将浓度和温度扩散系数与气体黏度关联. 湍流

燃烧模型采用 FGM(flamelet generated manifold)模型<sup>[34]</sup>,化学反应机理为  $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$  物质的 30 组分 77 步反应机理.

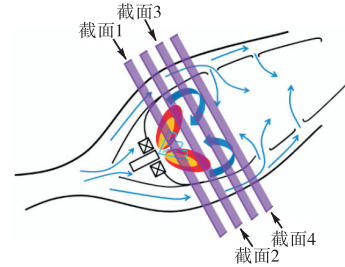


图 21 高温区中所选取的 4 个截面

Fig.21 The four selected cross-sections in the high-temperature region

混合分数场建模结果,预估模型混合分数场的预估结果如图 22 ~ 25 所示.

温度场建模结果,预估模型温度场的预估结果如图 26 ~ 29 所示.

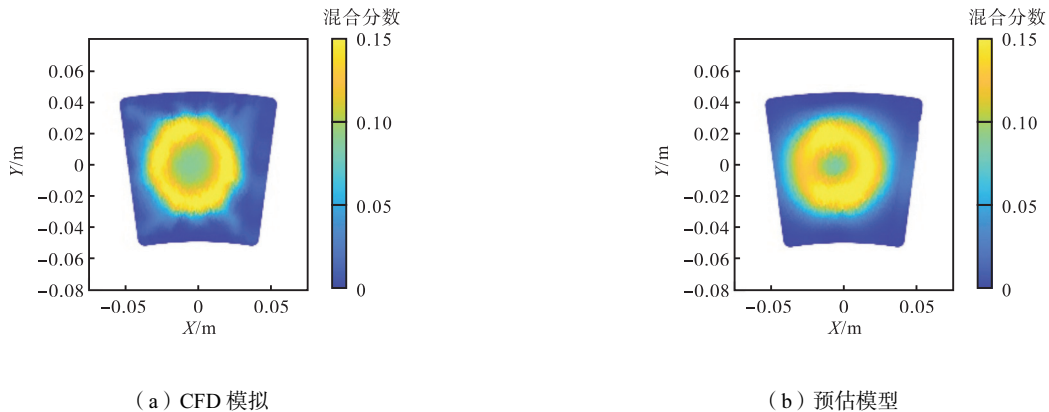


图 22 截面 1 混合分数场 CFD 和模型对比

Fig.22 Comparison of mixture fraction field between CFD and model at cross-section 1

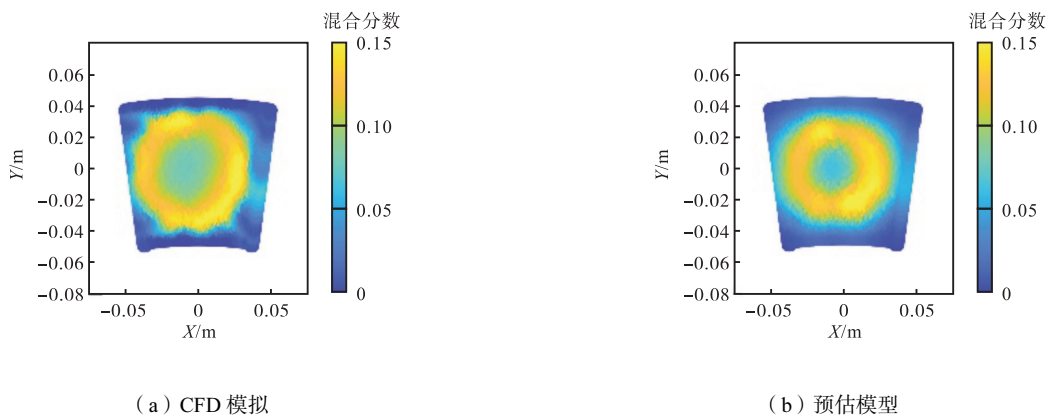


图 23 截面 2 混合分数场 CFD 和模型对比

Fig.23 Comparison of mixture fraction field between CFD and model at cross-section 2

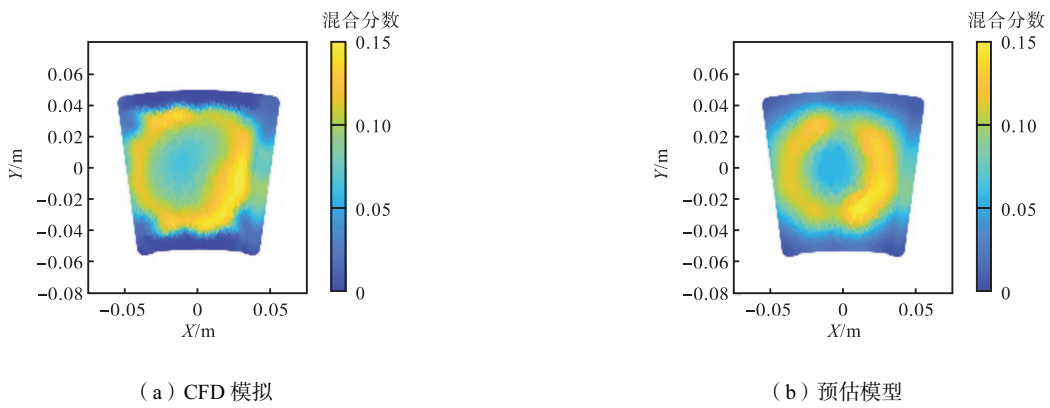


图 24 截面 3 混合分数场 CFD 和模型对比

Fig.24 Comparison of mixture fraction field between CFD and model at cross-section 3

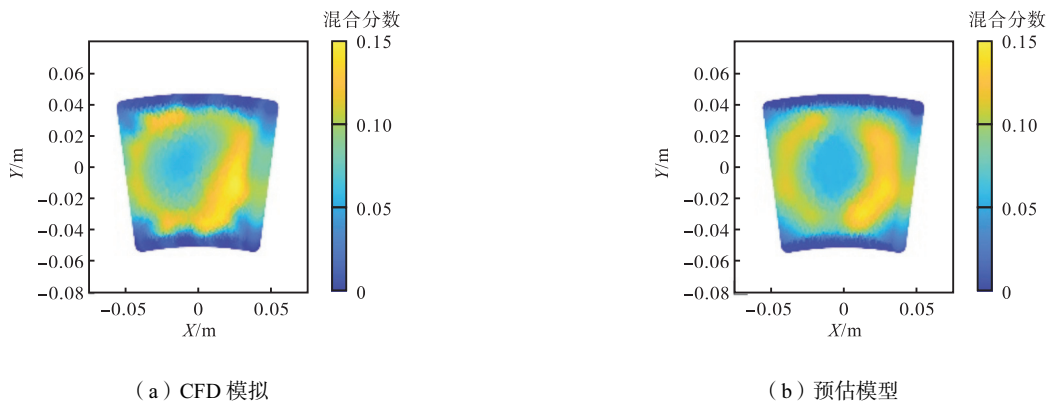


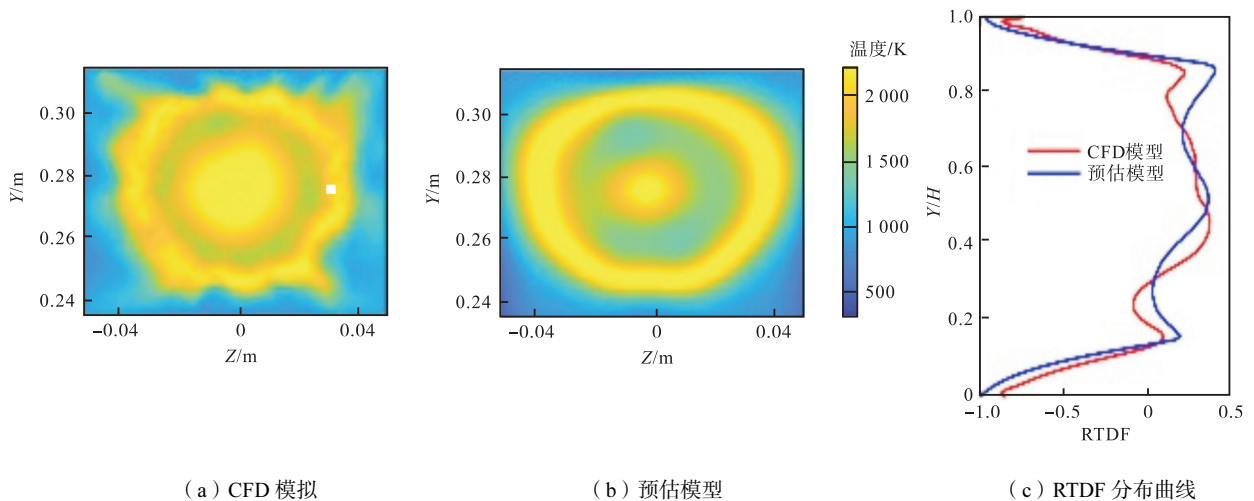
图 25 截面 4 混合分数场 CFD 和模型对比

Fig.25 Comparison of mixture fraction field between CFD and model at cross-section 4

通过将该预估模型应用于实际旋流杯燃烧室的混合分数场、温度场、温度径向分布预估,将预估结果与 CFD 数据进行对比,发现该模型在实际工程燃烧室中同样具有良好的预估效果,且该模型可以有效地捕捉预估场的不均匀性以及不均匀性的发展.

可以得知,预估模型的预估结果不仅在趋势上符合理论分析和实验结果,且在数值上具有较高的预估精度,从而说明,本研究的预估模型框架,对于旋流燃烧这一物理过程的混合分数场以及温度场具有很好的建模能力和预测效果.

通过将模型的预估结果与实验数据的定量对比



(a) CFD 模拟

(b) 预估模型

(c) RTDF 分布曲线

图 26 截面 1 温度场 CFD 和模型对比

Fig.26 Comparison of temperature field between CFD and model at cross-section

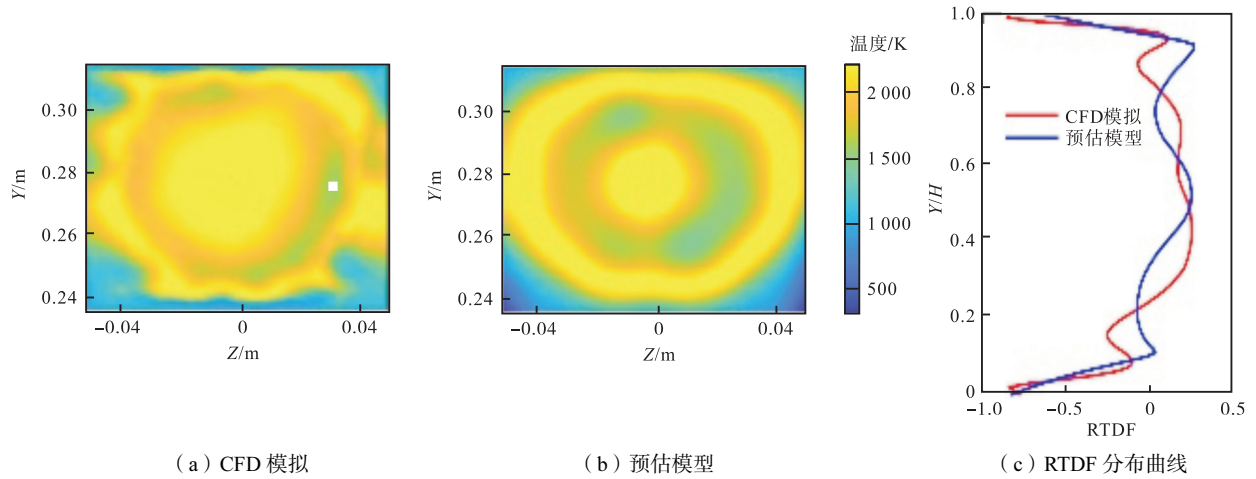


图 27 截面 2 温度场 CFD 和模型对比

Fig.27 Comparison of temperature field between CFD and model at cross-section 2

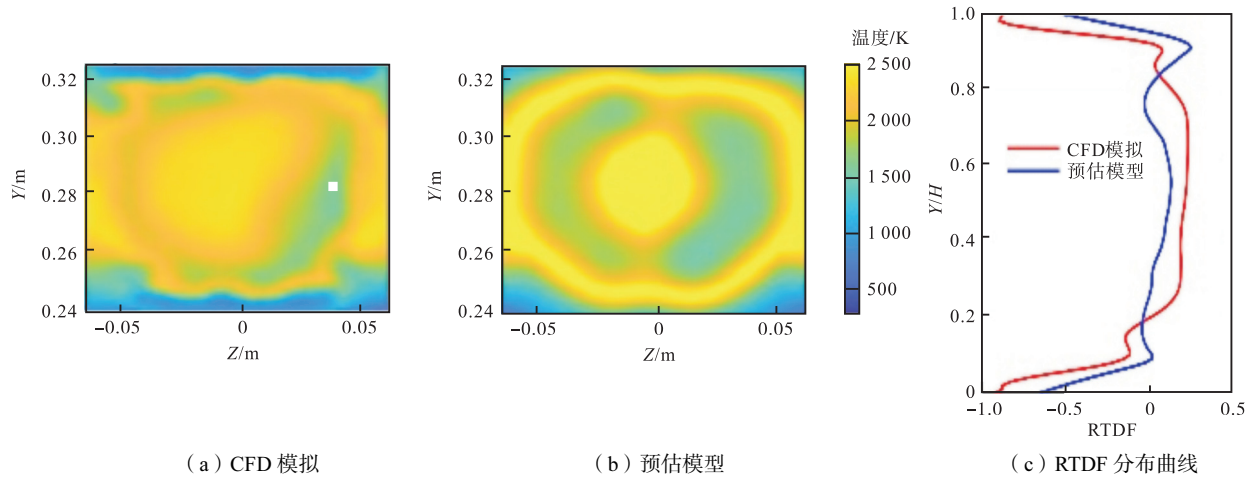


图 28 截面 3 温度场 CFD 和模型对比

Fig.28 Comparison of temperature field between CFD and model at cross-section 3

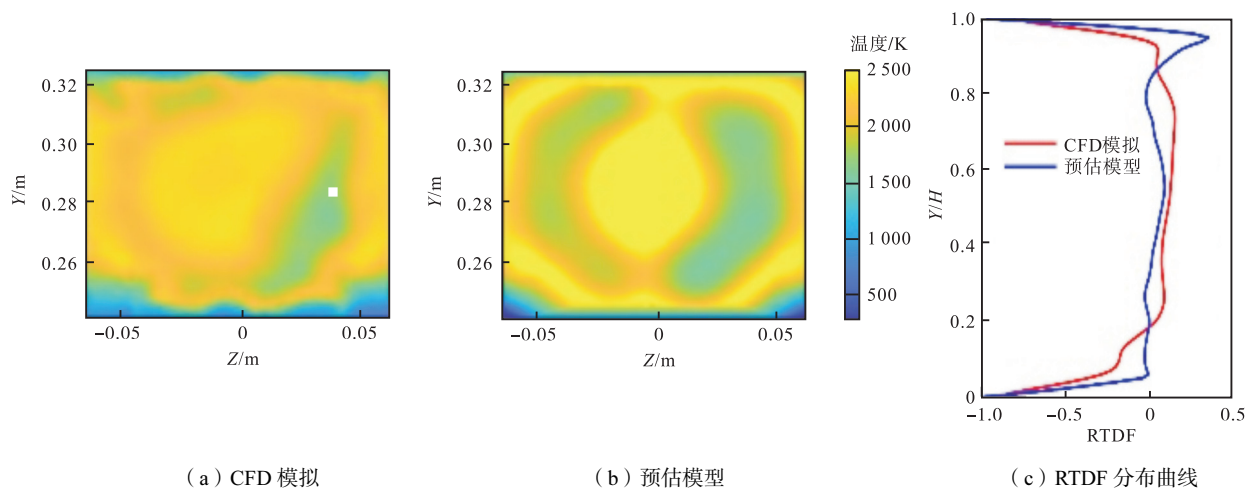


图 29 截面 4 温度场 CFD 和模型对比

Fig.29 Comparison of temperature field between CFD and model at cross-section 4

## 4 结论

(1) 本研究根据旋流燃烧室的物理特点, 开发了

低阶预估模型, 可以对旋流燃烧室混合分数分布、化学反应进度变量分布、温度分布进行低阶预估。

(2) 将该预估模型框架通过 DLR 旋流燃烧室高精度实验数据验证, 通过少量的实验数据驱动, 实现

该燃烧室混合分数场、速度变量场、温度场的建模,并将模型的预估结果和与实验数据、数值模拟数据进行对比,发现该模型在趋势和数值上均具有良好的预估结果。

(3) 由于该预估模型框架无需划分庞大数目的网格进行迭代计算,针对特定类型燃烧室建模后,相比较 CFD 方法,可以大大减少计算时间。

(4) 在未来可采用深度学习等方法对模型参数进行确定,并将选取的模型参数与燃烧室设计参数关联,从而进一步增强模型的宽范围适用能力、预估精度以及对燃烧室故障诊断、设计的参考价值。

### 参考文献:

- [1] 金如山. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.  
Jin Rushan. *Advanced Gas Turbine Combustor*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016(in Chinese).
- [2] 吉龙娟, 王金华, 胡光亚, 等. CH<sub>4</sub>/NH<sub>3</sub>/空气预混稀燃火焰结构及吹熄特性实验研究[J]. 燃烧科学与技术, 2023, 29(5): 517-526.  
Ji Longjuan, Wang Jinhua, Hu Guangya, et al. Structure and blow-off characteristics of lean premixed CH<sub>4</sub>/NH<sub>3</sub>/air flames[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2023, 29(5): 517-526(in Chinese).
- [3] 肖华林, 罗坤, 金台, 等. 航空发动机燃烧室环境中非预混旋流火焰的标量特征[J]. 燃烧科学与技术, 2022, 28(2): 170-176.  
Xiao Hualin, Luo Kun, Jin Tai, et al. Scalar characteristics of non-premixed swirling flames in aircraft-engine combustor environment[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2022, 28(2): 170-176(in Chinese).
- [4] 张征, 杨阳, 樊未军, 等. 掺混孔参数影响燃烧室出口温度场的计算方法[J]. 燃烧科学与技术, 2006, 12(6): 502-506.  
Zhang Zheng, Yang Yang, Fan Weijun, et al. Calculational methods of main impact factors to exit temperature of turbine combustor[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2006, 12(6): 502-506(in Chinese).
- [5] Holdeman J D. Perspectives on the Mixing of a Row of Jets with a Confined Crossflow[R]. Washington: Seattle, 1983.
- [6] Holdeman J D, Srinivasan R, Berenfeld A. Experiments in Dilution Jet Mixing[R]. Washington: Seattle, 1983.
- [7] Holdeman J, Srinivasan R, Coleman E, et al. Experiments in dilution jet mixing-Effects of multiple rows and non-circular orifices[C]//21st Joint Propulsion Conference. 1985: 1104.
- [8] Holdeman J D, Walker R E. Mixing of a row of jets with a confined crossflow[J]. *AIAA Journal*, 1977, 15(2), doi.org/10.2514/3.60622.
- [9] Holdeman J D, Smith T D, Clisset J R, et al. A Spreadsheet for the Mixing of a Row of Jets with a Confined Crossflow[R]. Cleveland: Glenn Research Center, 2005.
- [10] Holdeman J D, Clisset J R, Moder J P, et al. On the Mixing of Single and Opposed Rows of Jets with a Confined Crossflow[R]. Cleveland: Glenn Research Center, 2006.
- [11] Holdeman J D, Clisset J R, Moder J P. Spreadsheet Calculations for Jets in Crossflow: Opposed Rows of Inline and Staggered Holes and Single and Opposed Rows with Alternating Hole Sizes[R]. Cleveland: Glenn Research Center, 2010.
- [12] Holdeman J D, Coleman E D, Meyers G D, et al. Experiments in Dilution Jet Mixing Effects of Multiple Rows and Non-Circular Orifices[R]. California: Monterey, 1985.
- [13] Holdeman J D, Clisset J R, Moder J P. Spreadsheet calculations of jets in crossflow: Opposed rows of inline and staggered round holes[J]. *Heat Mass Transfer*, 2012, V132: 413-424.
- [14] 李继保, 金如山. 燃烧室出口径向温度分布试验及分析研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1989, 1(1): 51-61.  
Li Jibao, Jin Rushan. Experimental and analytical study on radial temperature distribution at the outlet of combustion chambers [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1989, 1(1): 51-61(in Chinese).
- [15] 李继保, 陈永刚, 钟华贵, 等. 环形燃烧室出口温度场测量结果修正[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997, 10(4): 16-19.

- Li Jibao, Chen Yonggang, Zhong Huagui, et al. Correction of measurement results for the temperature field at the outlet of annular combustion chambers [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 1997, 10(4): 16-19(in Chinese).
- [16] 李继保, 陈永刚. 掺混段壁面冷却空气对出口温度分布影响分析模型[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997, 03: 12-14.
- Li Jibao, Chen Yonggang. Model for analyzing the impact of wall cooling air in the mixing section on the outlet temperature distribution [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 1997(3): 12-14(in Chinese).
- [17] 李继保, 金如山. 燃烧室出口径向温度分布试验及分析模型[J]. 航空动力学报, 1989, 4(1): 37-40.
- Li Jibao, Jin Rushan. Experimental and analytical model of radial temperature distribution at the outlet of combustion chambers [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1989, 4(1): 37-40(in Chinese).
- [18] 李继保. 环形燃烧室出口径向温度分布系数预估[J]. 航空动力学报, 1998, 19(3): 1-4.
- Li Jibao. Prediction of radial temperature distribution coefficients at the outlet of annular combustion chambers [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1998, 19(3): 1-4(in Chinese).
- [19] 钟世林. 掺混射流对燃烧室出口温度分布影响研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2011.
- Zhong Shilin. Research on the Influence of Mixing jet on the Outlet Temperature Distribution of Combustion Chamber [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2011(in Chinese).
- [20] 杨 懿. 旋流来流中横向射流掺混温度场预测模型及验证研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
- Yang Yi. Prediction Model and Validation Study of the Temperature Field of Jet in Crossflow [D]. Beijing: Beihang University, 2021(in Chinese).
- [21] Dhanuka S, Driscoll J, Mongia H. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2008: 4683.
- [22] 李 乐, 索建秦, 郑龙席. 旋向对中心分级燃烧室流场及温度场影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1198-1209.
- Li Le, Suo Jianqin, Zheng Longxi. Study on the effect of swirl on the flow field and temperature field in a central staged combustion chamber [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(6): 1198-1209(in Chinese).
- [23] 杨思恒, 王建臣, 张 弛, 等. 三头部中心分级燃烧室出口温度分布研究[J]. 工程热物理学报, 2021, 42(10): 2737-2748.
- Yang Siheng, Wang Jianchen, Zhang Chi, et al. Investigation on outlet temperature distribution of a three-sector centrally staged combustor [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2021, 42(10): 2737-2748(in Chinese).
- [24] 王志超, 韩 猛, 王建臣, 等. 限制域对中心分级燃烧室出口温度分布的影响[J]. 工程热物理学报, 2022, 43(1): 240-250.
- Wang Zhichao, Han Meng, Wang Jianchen, et al. Effect of confinement on exit temperature distribution of centrally staged combustor [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2022, 43(1): 240-250(in Chinese).
- [25] 吴子恒, 张 弛, 张世红, 等. 基于 Gauss 羽流模型低阶预估旋流燃烧室中守恒标量的空间分布[J]. 应用数学和力学, 2023, 44(9): 1070-1086.
- Wu Ziheng, Zhang Chi, Zhang Shihong, et al. Low-Order Predictions of spatial distributions of conserved scalars in swirl combustors based on the Gaussian plume function[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2023, 44(9): 1070-1086(in Chinese).
- [26] De Nevers N. *Air Pollution Control Engineering*[M]. Illinois: Waveland Press, 2010.
- [27] Poinso T, Veynante D. *Theoretical and Numerical Combustion*[M]. US: RT Edwards, Inc., 2005.
- [28] 李万莉. 基于高斯模型的复杂地形下天然气泄漏扩散特性研究[D]. 青岛: 中国石油大学(华东), 2018.
- Li Wanli. Research on Natural Gas Leakage and Diffusion Characteristics under Complex Topography Based on Gaussian Plume Diffusion Model[D]. Qingdao: China University of Petroleum(East China), 2018(in Chinese).
- [29] Kheirkhah S, Gülder Ö L. Topology and brush thickness

- of turbulent premixed V-shaped flames[J]. *Flow, turbulence and combustion*, 2014, 93: 439-459.
- [30] Bortoli D A L, Andreis G, Pereira F. Modeling and Simulation of Reactive Flows[M]. Netherlands : Elsevier, 2015.
- [31] See Y C, Ihme M. Large eddy simulation of a partially-premixed gas turbine model combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(2): 1225-1234.
- [32] Weigand P, Meier W, Duan X R, et al. Investigations of swirl flames in a gas turbine model combustor (I) : Flow field, structures, temperature, and species distributions[J]. *Combustion and Flame*, 2006, 144(1/2) : 205-224.
- [33] Meier W, Weigand P, Duan X R, et al. Detailed characterization of the dynamics of thermoacoustic pulsations in a lean premixed swirl flame[J]. *Combustion and Flame*, 2007, 150(1/2) : 2-26.
- [34] 郭宏亮, 齐秀龙, 王 威, 等. 径向旋流器叶片安装角对多旋流分级燃烧室性能影响研究[J]. *燃烧科学与技术*, 2023, 29(5) : 589-596.
- Guo Hongliang, Qi Xiulong, Wang Wei, et al. Effect of blade installation angle of radial hydrocyclone on the performance of multi swirl staged combustion chamber[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2023, 29(5) : 589-596(in Chinese).