

化学反应机理对液氧煤油发动机尾焰红外特性影响研究

蔡红华, 聂万胜, 苏凌宇, 郭康康

装备学院航天装备系, 北京 101416

摘要 提出了一种液氧煤油发动机尾焰红外辐射特性计算方法, 首先采用计算流体力学软件对液氧煤油发动机内流场进行计算, 然后以获得喷管喉部截面参数作为入口边界条件计算发动机尾焰流场, 最后以发动机尾焰流场参数分布为基础, 采用有限体积法对发动机尾焰红外光谱辐射特性和成像特性进行计算, 并对比验证了模型和方法的准确性。在此基础上, 研究了化学反应机理和复燃反应过程对尾焰红外辐射特性影响。结果表明, 采用多步化学反应能够准确模拟液氧煤油发动机内流场, 温度相比热力学计算大 3.34%, 压力相比试车测量大 2.89%; 考虑复燃反应使尾焰红外辐射强度增强显著, 在采用单步化学反应和多步化学反应两种工况下 2~5 波段红外辐射强度分别增大 50%~100% 和 150%~170%, 但不会影响尾焰红外光谱辐射特性和红外总辐射强度随探测角变化趋势; 采用单步化学反应和多步化学反应都能够获得清晰结构的红外成像图像, 但是前者 2~5 尾焰红外辐射强度要比后者增大 90%~190%, 且两种工况下发动机尾焰红外光谱辐射特性差别很大, 尾焰红外总辐射强度随探测角变化趋势也不同。

关键词 液氧煤油发动机; 尾焰; 红外辐射; 化学反应机理; 有限体积法

中图分类号: O433.4 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3964/j.issn.1000-0593(2019)07-1999-09

引言

火箭发动机工作时尾焰产生的红外辐射, 在火箭底部加热、发动机性能诊断方面有重要的研究价值^[1]; 导弹/火箭从起飞到整个飞行过程中, 发动机尾焰与背景形成强烈的对比, 在导弹的早期预警、探测、识别和跟踪中起到重要作用^[2]。因此, 开展尾焰红外辐射研究对提高发动机技术水平和探测预警能力尤为重要, 从 20 世纪五六十年代开始火箭发动机尾焰的辐射问题一直备受关注, 研究人员对火箭发动机尾焰辐射特性的研究已经持续了半个多世纪^[3]。

美国先后建立了基于谱带模型计算尾焰气体辐射的 GASRAD 程序, 计算大型航天器发射段尾焰辐射的计算软件 ARC(The Aerodyne Radiation Code), 以及基于双热流及六热流法建立的低空(0~60 km)标准红外计算模型(standard infrared radiation model, SIRRM); 俄罗斯中央机械制造设计局(Central Research Institute of Machine-Building, TSNIMASH)Plastinin 等针对液氧煤油发动机尾焰流场及其辐射特性研究开展了大量工作, 主要针对美国 Atlas II 和 Atlas III 火箭(采用的是俄罗斯研制的液氧煤油发动机 RD-180)尾焰的流场与红外辐射特性进行计算和实验对比研究^[4]。国

内学者针对火箭和导弹发动机尾焰辐射特性研究也在不断进行, 纯气相尾焰红外辐射计算主要采用辐射传输方程数值和形式求解方法, 离散坐标法^[5], 有限体积法^[6]和反向蒙特卡罗法^[7]。

本文提出一种充分考虑发动机内部燃烧状态影响的液氧煤油发动机尾焰红外辐射特性计算方法, 首先采用计算流体力学软件对液氧煤油发动机内流场进行计算, 然后以获得喷管喉部截面参数作为入口边界条件计算发动机尾焰流场, 最后以发动机尾焰流场参数分布为基础, 采用有限体积法对发动机尾焰红外光谱辐射特性和成像特性进行计算, 并分析不同化学反应机理和复燃反应过程对辐射特性影响。

1 数学物理模型

1.1 发动机参数

本文以 120 t 推力液氧煤油发动机为研究对象, 发动机详细结构如图 1 和图 2 所示, 图 1 为发动机具体型面结构, 图 2 为喷注面板上喷嘴分布示意图。

1.2 化学反应机理

本文针对单步总包化学反应和多步化学反应两种反应机理进行研究, 计算过程中将化学反应以 CHEMKIN 文件嵌

收稿日期: 2017-03-09, 修订日期: 2017-11-06

基金项目: 国家自然科学基金项目(91441123)资助

作者简介: 蔡红华, 1988 年生, 装备学院航天装备系博士研究生

e-mail: honghuacai@aliyun.com

入到 CFD 流场计算中。一是单步总包化学反应, 将实际煤油燃烧过程简化为煤油的替代燃料 $C_{12}H_{23}$ 单步氧化生成完全反应产物 H_2O 和 CO_2



二是采用 9 组分 14 步化学反应的多步详细化学反应机理^[8]。

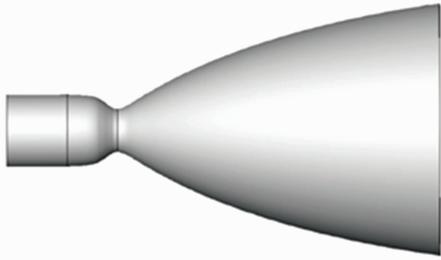


图 1 发动机结构尺寸

Fig. 1 Structure size of the model engine

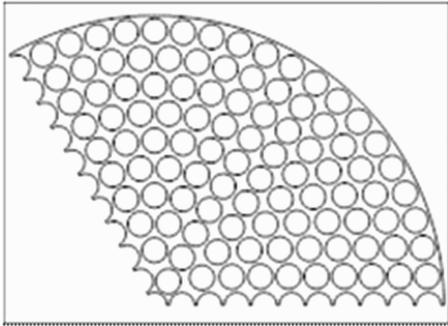


图 2 发动机喷嘴分布示意图

Fig. 2 Diagram of jets distribution of the model engine

1.3 控制方程

采用多组分化学反应的守恒型三维 N-S 方程作为模型的流动、物质与能量交换以及燃烧控制方程, 其通用形式为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial x} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial y} + \frac{\partial(H - H_v)}{\partial z} = J \quad (2)$$

式中, U 为守恒变量向量, t 为时间变量, F, G, H 为对流项向量, F_v, G_v, H_v 为粘性项向量, J 为源项向量。式(2)分别为质量方程、 x, y, z 方向动量方程、能量方程和各组分方程。

采用压力隐式算子分裂算法计算火箭发动机燃烧流动过程, 以 realizable 双方程模型求解流场 N-S 控制方程, 以有限速率/涡耗散模型和涡耗散概念模型分别计算单步总包反应和多步详细化学反应, 使用 Arrhenius 公式计算化学源项。

1.4 有限体积法

对于液氧煤油发动机的纯气相尾焰, 辐射传输方程(radiation transfer equation, RTE)为

$$\frac{dL_\lambda(s, \omega)}{ds} = -\alpha_\lambda(s)L_\lambda(s, \omega) + \alpha_\lambda(s)L_{\text{bk}}(s) \quad (3)$$

式中 $L_\lambda(s, \omega)$ 为空间位置 s 传输方向 ω 波长 λ 处的光谱辐射亮度, $\alpha_\lambda(s)$ 为介质的光谱吸收系数, $L_{\text{bk}}(s)$ 为黑体光谱辐射强度。使用有限体积法求解辐射传输方程, 其基本思想是

保证微控制体在每个立体角内的辐射能量守恒, 这需要对计算区域和 4π 空间分别进行空间离散和角度离散。

空间离散是将计算区域离散为互不重叠的控制体积 V_p , 每个控制体积包含一个位于控制体内部的计算节点。角度离散是将天顶角均匀划分为偶数 N 份, 在每一层天顶角 θ 范围内相应的圆周角 ϕ 以此划分为 $4, 8, 12, \dots, 2N-4, 2N, 2N, 2N-4, \dots, 8, 4$, 这样划分后, 总的微元立体角数为 $N(N+2)$ 。

在控制体 V_p 和控制立体角 Ω^m 内对辐射传输方程进行积分, 可得 V_p, Ω^m 内辐射能量守恒方程的有限体积表达式

$$\int_{\Omega^m} \int_{V_p} \frac{dI_k(\vec{r}, \vec{s})}{dl} d\Omega^m dV_p = \int_{\Omega^m} \int_{V_p} [-\kappa_k(\vec{r})I_k(\vec{r}, \vec{s}) + \kappa_k(\vec{r})I_{\text{bk}}(\vec{r})] d\Omega^m dV_p \quad (4)$$

式中 \vec{r} 为辐射传输方向矢量; I_k 为辐射强度; \vec{s} 为微元立体角的方向矢量。

采用阶梯格式(step scheme)将控制体表面上的辐射强度和控制体内部节点处的辐射强度联系起来, 得到辐射传输方程最终形式

$$a_p^m I_{k,p}^m + a_E^m I_{k,E}^m + a_W^m I_{k,W}^m + a_S^m I_{k,S}^m + a_N^m I_{k,N}^m + a_T^m I_{k,T}^m + a_B^m I_{k,B}^m = b_{k,p}^m \quad (5)$$

下标 $J = E, W, S, N, T, B$ 分别表示与控制体 V_p 相邻的六个控制体内部中心节点。各项系数分别为

$$a_p^m = \sum_{j=e,w,s,n,t,b} \max[S_j D_j^m, 0] + \kappa_{k,p} \Omega^m V_p \quad (6)$$

$$a_E^m = \min[S_E D_E^m, 0]$$

$$a_W^m = \min[S_W D_W^m, 0]$$

$$a_S^m = \min[S_S D_S^m, 0]$$

$$a_N^m = \min[S_N D_N^m, 0]$$

$$a_T^m = \min[S_T D_T^m, 0]$$

$$a_B^m = \min[S_B D_B^m, 0]$$

$$b_{k,p}^m = \kappa_{k,p} \frac{\sigma B_{k,T_p} T_p^4}{\pi} \Omega^m V_p = \kappa_{k,p} \frac{\int_{\Delta\lambda} E_{\text{bk}}(T_p) d\lambda}{\pi} \Omega^m V_p \quad (8)$$

$$E_{\text{bk}}(T_p) = \frac{c_1 \omega^5}{e^{c_2 \omega/T_p} - 1} \quad (9)$$

$$D_j^m = \int_{\Omega^m} (\vec{s}^m \cdot \vec{n}_j) d\Omega^m \quad (10)$$

式中 \vec{s}^m 表示微元立体角 Ω^m 的方向矢量; \vec{n}_j 表示表面 S_j 的单位外法矢量; 波长 $\lambda, \mu\text{m}$; 波数 $\omega = 1/\lambda$; $c_1 = (3.741 5 \pm 0.000 3) \times 10^4 \text{ W} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \mu\text{m}^4$; T_p, K ; $c_2 = (1.438 786 \pm 0.000 045) \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$; $k = (1.380 54 \pm 0.000 18) \times 10^{-23} \text{ W} \cdot \text{s} \cdot \text{K}^{-1}$ 。方程采用 CGSTAB 方法^[9]求解, 求解过程中辐射气体的谱带模型参数采用 Young^[10]提出的方法以 HITEMP2010 数据库为基础计算得到, 配分函数采用三阶多项式计算方法^[11]。

2 发动机内流场计算与分析

2.1 网格与边界条件

发动机内部燃烧流场计算网格和边界条件如图 3 所示, 边界条件定义见表 1。

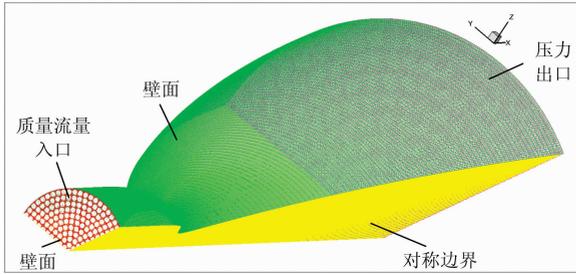


图 3 发动机内流场计算三维网格与边界条件
Fig. 3 Three dimensional mesh and boundaries of engine internal flow field

表 1 发动机内流场计算边界条件

Table 1 Boundaries conditions of the internal flow field calculation in the engine

序号	边界	具体条件
1	mass flow inlet	1.178 kg · s ⁻¹ ; 氧/煤油混合比为 2.4, 富燃燃烧
2	wall	壁面无滑移
3	pressure outlet	温度 300 K; 压力 1 atm
4	symmetry	对称

2.2 计算结果与分析

采用单步化学反应和多步化学反应计算得到发动机内部流场压力、温度的分布分别如图 4 和图 5 所示。采用单步化学反应计算得到燃烧室平均压力为 175.9 atm(约为 17.82 MPa), 比发动机试车测量燃烧室压力 17.7 MPa 小 0.68%; 采用多步化学反应计算得到燃烧室平均压力为 18.52 MPa, 比试车测量燃烧室压力 17.7 MPa 大 2.89%, 计算结果均较为准确。采用单步化学反应计算得到燃烧室平均温度 5 782 K, 要比 YF100 发动机的燃烧室热力学计算得到温度 3 811.17

K 大 51.62%, 这是由于采用单步总包化学反应忽略中间多步吸热反应过程导致的结果; 采用多步化学反应计算得到燃烧室平均温度为 3 938.53 K, 比 YF100 发动机的燃烧室热力学计算得到温度 3 811.17 K 大 3.34%, 计算结果较为准确。

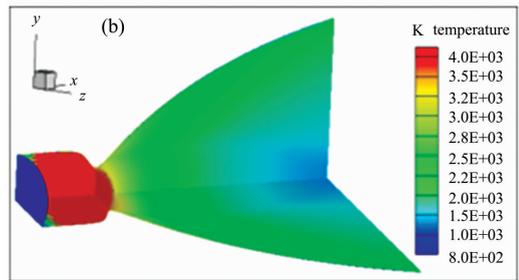
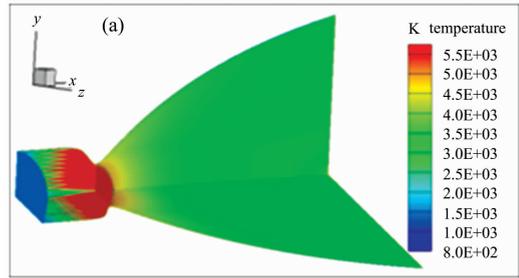


图 5 发动机内部温度分布

(a): 单步反应; (b): 多步反应

Fig. 5 Temperature contours in engine

(a): Single-step reaction; (b): Multi-step reaction

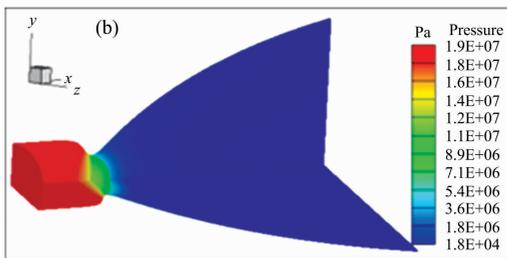
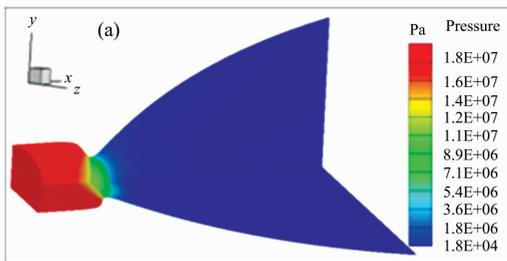


图 4 发动机内部压力分布

(a): 单步反应; (b): 多步反应

Fig. 4 Pressure contours in engine

(a): Single-step reaction; (b): Multi-step reaction

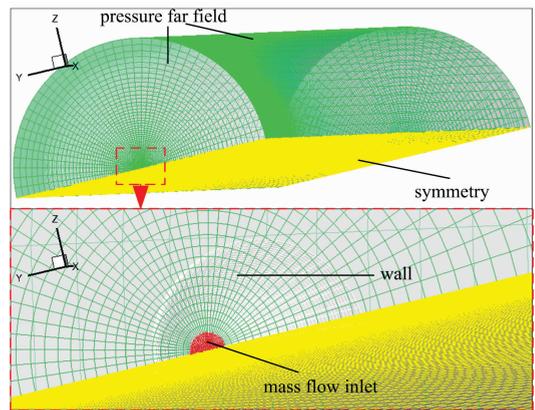


图 6 尾焰流场计算三维网格与边界条件

Fig. 6 Three dimensional mesh and boundaries of plume

表 2 发动机尾焰流场计算边界条件

Table 2 Boundaries conditions of the engine plume flow field calculation

序号	边界	具体条件
1	mass flow inlet	具体温度、速度和组分等入口参数由发动机内部流场计算获得
2	wall	壁面无滑移, 标准壁面函数
3	pressure far field	温度 300 K; 压力 1 atm
4	symmetry	对称

3 发动机尾焰流场计算与分析

3.1 网格与边界条件

发动机尾焰流场计算网格及边界条件如图 6 所示，边界条件定义见表 2。

3.2 计算结果与分析

采用单步化学反应模型，考虑复燃和不考虑复燃时尾焰

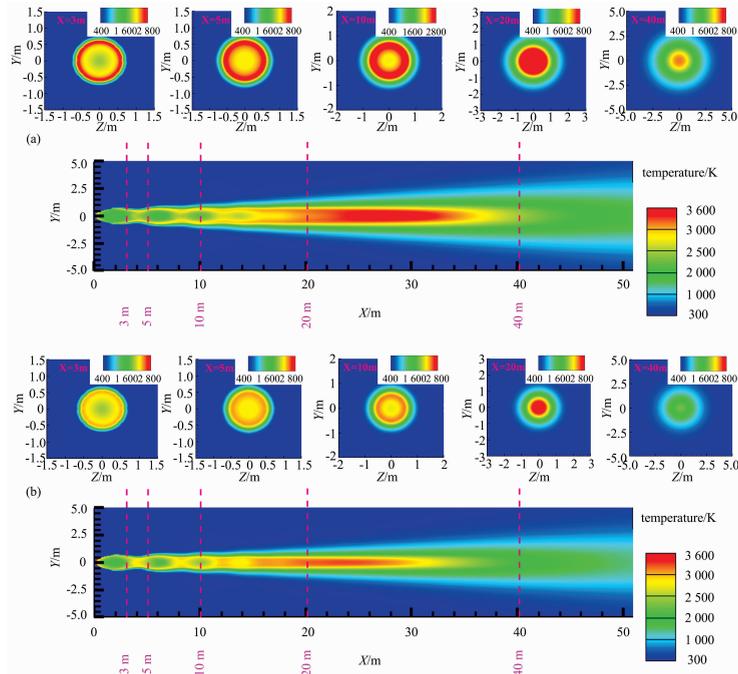


图 7 采用单步化学反应计算得到尾焰温度分布

(a): 考虑复燃反应; (b): 不考虑复燃反应

Fig. 7 Plume temperature contours with single-step reaction

(a): Reaction; (b): Frozen

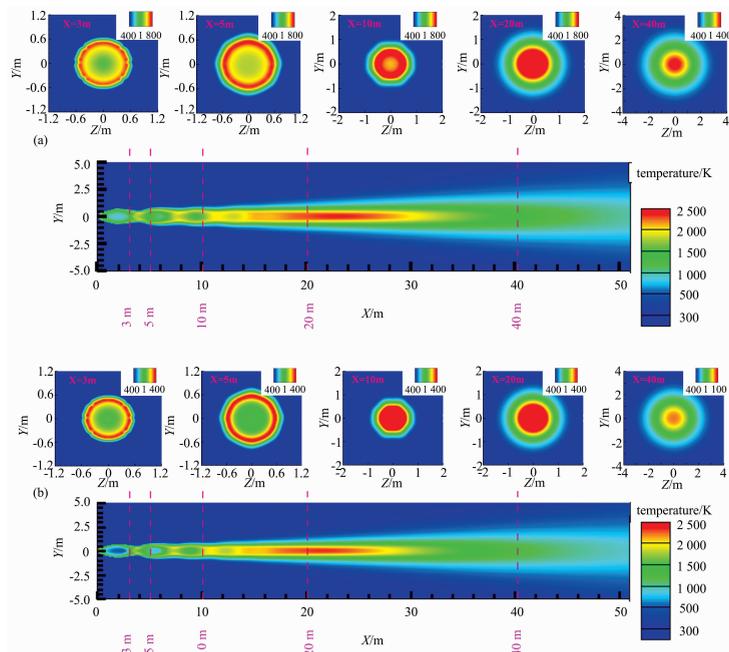


图 8 采用多步化学反应计算得到尾焰温度分布

(a): 考虑复燃反应; (b): 不考虑复燃反应

Fig. 8 Temperature contours of plume with multi-step reaction

(a): Reaction; (b): Frozen

温度分布分别如图 7(a)和(b)所示,采用多步化学反应模型,考虑匀燃和不考虑复燃时尾焰温度分布分别如图 8(a)和(b)所示,尾焰燃气由喷管喷出后进入无限大区域环境空气中,尾焰由于粘性作用而卷吸周围环境空气介质,并与空气介质发生动量与能量的转换,使得尾焰范围不断扩大、尾焰燃气流动速度和温度不断减小。尾焰燃气与环境空气掺混并发生复燃,导致了尾焰温度升高;并且由于单步化学反应模型忽略了很多中间吸热反应过程,导致尾焰整体流动速度和温度都要比采用多步化学反应模型要高很多。

4 尾焰红外辐射特性分析

4.1 算例验证

采用文献[12]中的四氧化二氮/甲基肼火箭发动机尾焰红外辐射计算算例验证本文采用模型及其程序的准确性,尾焰中参数分布与文献中相同,本文计算结果与文献中采用 ARC 计算结果对比如图 9 所示,光谱辐射强度及其随波长的变化规律吻合较好。但是在 2.75 和 4.4 μm 波段两种计算结果存在较大差异,可能是由于采用谱带模型参数不同所导致。

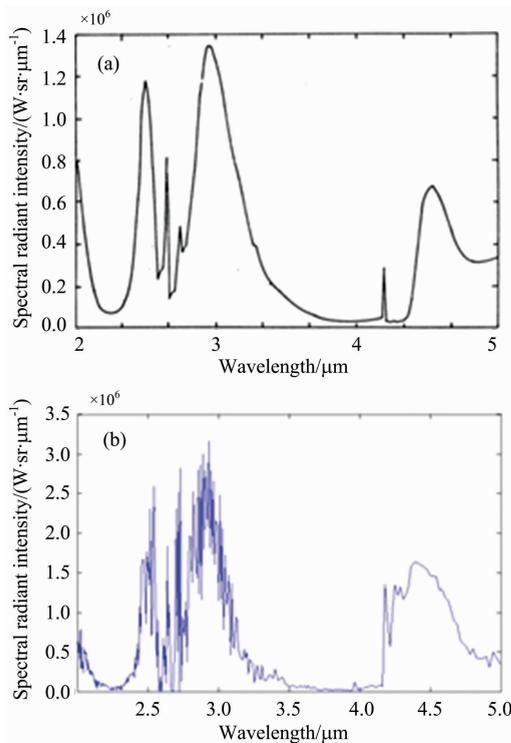


图 9 尾焰辐射计算模型验证

(a): 文献[20]计算得到光谱辐射强度;
(b): 本文计算得到光谱辐射强度

Fig. 9 Validation of the radiation intensity calculating model

(a): Spectral radiation intensity calculated by model of this paper;
(b): Spectral radiation intensity calculated by Ref. [20]

4.2 计算结果与分析

设定发动机尾焰红外辐射探测角示意图如图 10 所示,即尾焰正后方为探测角 0° ,尾焰正前方为探测角 180° 。

针对采用单步化学反应计算得到液氧煤油发动机尾焰流场,计算 2.7, 4.3 和 2~5 μm 共 3 种波段下的尾焰红外辐射成像,并对分析考虑复燃和不考虑复燃对红外成像结果的影响特性如图 11 和图 12 所示。采用 3 种波段得到尾焰红外图像都能够清晰反应尾焰激波结构,2.7 μm 相比 4.3 μm 波段工况尾焰红外辐射更强,这是因为采用单步化学反应计算得到尾焰流场中辐射组分是 CO_2 和 H_2O , CO_2 和 H_2O 在 2.7 μm 波段存在辐射峰值,累积红外辐射能量较多;而 4.3 μm 只是 CO_2 的辐射峰值波段,累积辐射能量相比较少、辐射强度较弱。由于考虑复燃时发动机尾焰温度和辐射气体浓

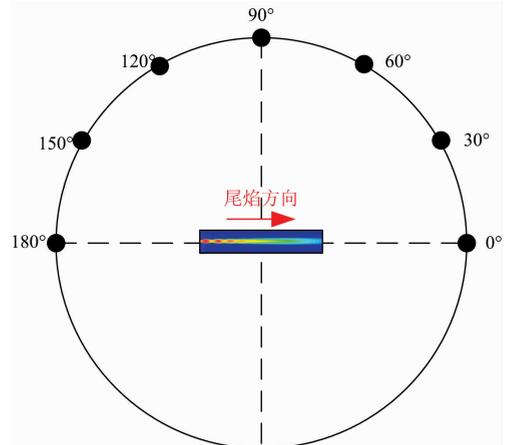


图 10 发动机尾焰探测方向示意图

Fig. 10 Diagram of the detection direction

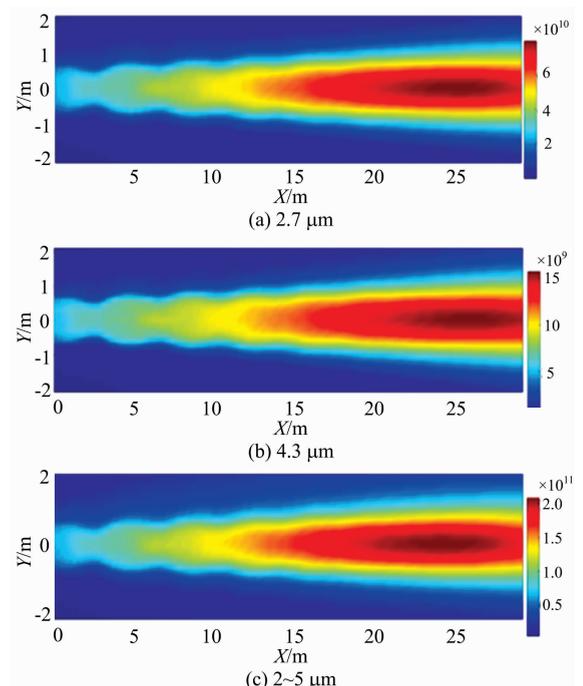


图 11 单步化学反应且考虑复燃计算发动机尾焰红外成像[单位: $\text{W} \cdot (\text{sr} \cdot \text{cm}^2)^{-1}$]

Fig. 11 Engine plume infrared image simulated with single-step reaction in reaction[Unit: $\text{W} \cdot (\text{sr} \cdot \text{cm}^2)^{-1}$]

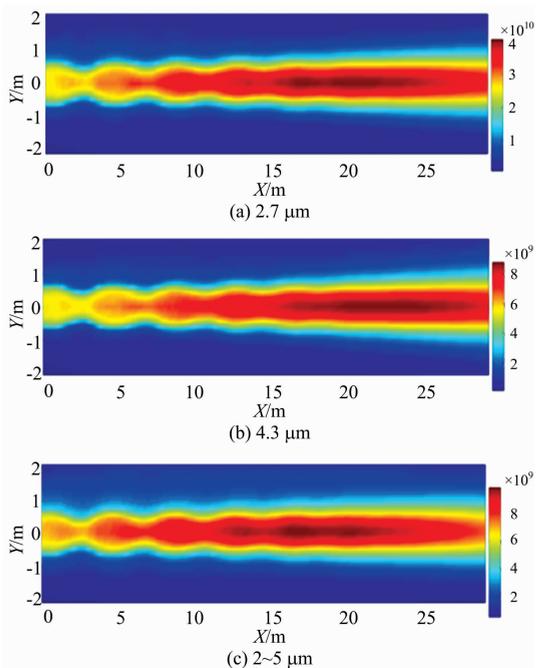


图 12 单步化学反应且不考虑复燃计算发动机尾焰红外成像[单位: $W \cdot (sr \cdot cm^2)^{-1}$]

Fig. 12 Engine plume infrared image simulated with single-step reaction in frozen [Unit: $W \cdot (sr \cdot cm^2)^{-1}$]

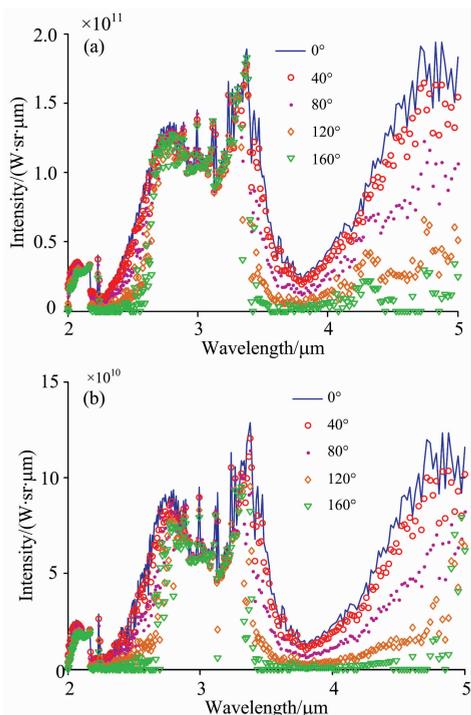


图 13 单步化学反应计算尾焰红外光谱辐射特性 (a): 考虑复燃; (b): 不考虑复燃

Fig. 13 Infrared spectral radiation characteristics simulated with single-step reaction

(a): Reaction; (b): Frozen

度升高, 考虑复燃比不考虑复燃情况下的尾焰红外辐射更强。

对比考虑复燃和不考虑复燃两种工况, 不同探测角下 2~5 μm 波段尾焰红外光谱辐射特性分布如图 13(a)和(b)所示, 不同探测角下 2~5 μm 波段尾焰红外总辐射强度分布如图 14(a)和(b)所示。由于考虑复燃工况下尾焰流场温度、辐射气体 H₂O 和 CO₂ 浓度更高, 相比不考虑复燃工况下尾焰红外辐射强度增大占 50%~100%。而两种不同工况下, 不同探测角下尾焰红外光谱辐射特性分布趋势差别很小; 并且两种不同工况下总辐射强度随探测角变化趋势一致, 均是发动机正后方(0°)探测到尾焰红外辐射强度最大。

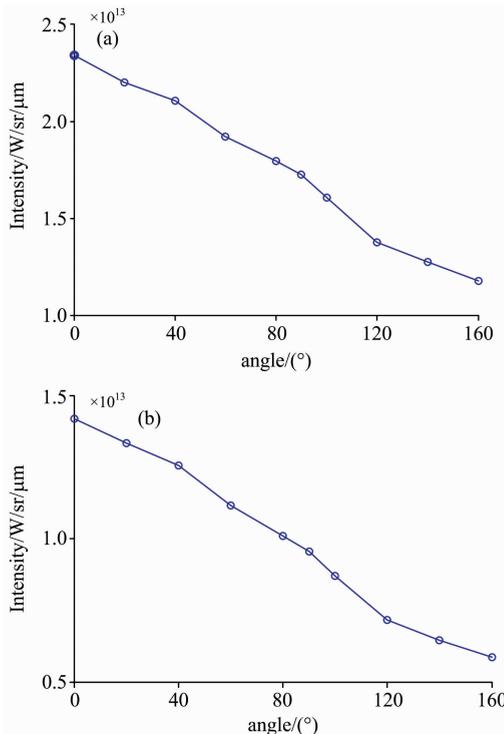


图 14 单步化学反应计算尾焰红外总辐射强度 (a): 考虑复燃; (b): 不考虑复燃

Fig. 14 Infrared total radiation intensity simulated with single-step reaction

(a): Reaction; (b): Frozen

针对采用多步化学反应计算得到液氧煤油发动机尾焰流场, 计算 2.7, 4.3 和 2~5 μm 共 3 种波段下的尾焰红外辐射成像如图 15 和图 16 所示。采用 3 种波段得到尾焰红外图像都能够清晰反应尾焰激波结构, 2.7 μm 相比 4.3 μm 波段工况尾焰红外辐射更强, 这是因为尾焰主要辐射组分是 CO₂, H₂O, CO 和 OH, CO₂ 和 H₂O 在 2.7 μm 波段存在辐射峰值、OH 在 2.8 μm 波段存在辐射峰值, 在该波段累积红外辐射能量较多; 而 4.3 μm 只是 CO₂ 的辐射峰值波段, 累积辐射能量相比更少、辐射强度更弱。结合图 11 和图 12 进行分析, 由于采用单步化学反应比采用多步化学反应计算得到尾焰流场温度、CO₂ 和 H₂O 组分浓度更高, 因此前者尾焰红外辐射强度要比后者大。

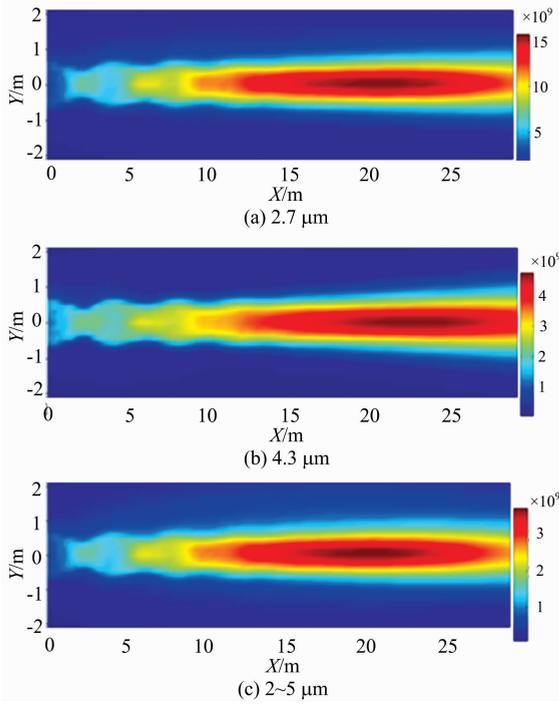


图 15 多步化学反应且考虑复燃计算得到发动机尾焰红外成像[单位: $\text{W} \cdot (\text{sr} \cdot \text{cm}^2)^{-1}$]

Fig. 15 Engine plume infrared image simulated with multi-step reaction in reaction [Unit: $\text{W} \cdot (\text{sr} \cdot \text{cm}^2)^{-1}$]

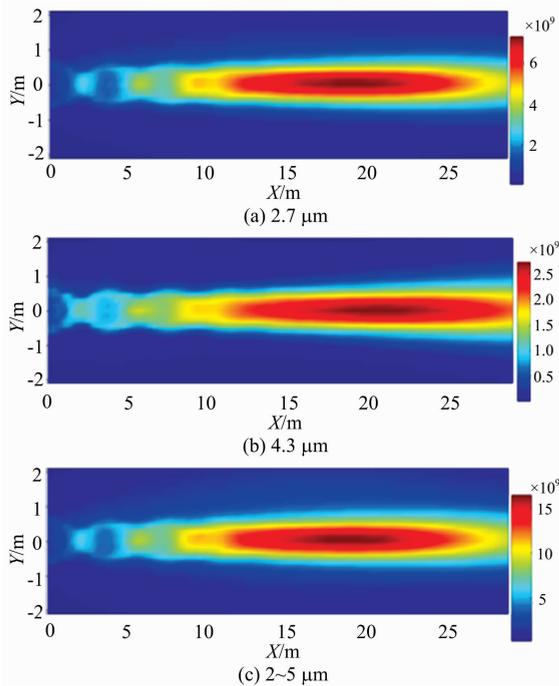


图 16 多步化学反应且不考虑复燃计算得到发动机尾焰红外成像[单位: $\text{W} \cdot (\text{sr} \cdot \text{cm}^2)^{-1}$]

Fig. 16 Engine plume infrared image simulated with multi-step reaction in frozen [Unit: $\text{W} \cdot (\text{sr} \cdot \text{cm}^2)^{-1}$]

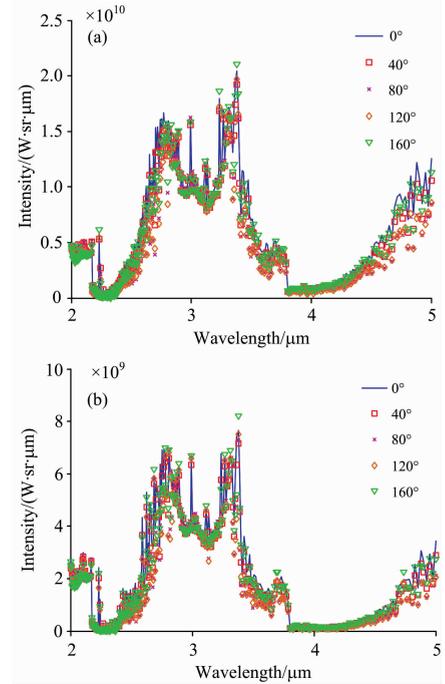


图 17 多步化学反应计算尾焰红外光谱辐射特性 (a): 考虑复燃; (b): 不考虑复燃

Fig. 17 Infrared spectral radiation characteristics simulated with multi-step reaction (a): Reaction; (b): Frozen

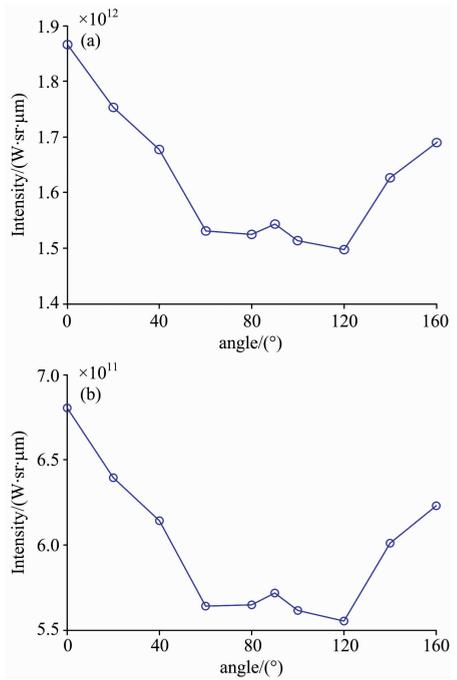


图 18 多步化学反应计算尾焰红外总辐射强度 (a): 考虑复燃; (b): 不考虑复燃

Fig. 18 Infrared total radiation intensity simulated with multi-step reaction (a): Reaction; (b): Frozen

对比考虑复燃和不考虑复燃两种工况,不同探测角下 2~5 μm 波段尾焰红外光谱辐射特性分布如图 17(a)和(b)所示,不同探测角下 2~5 μm 波段尾焰红外辐射总强度分布如图 18(a)和(b)所示。由于考虑复燃工况下尾焰流场温度、辐射气体(H_2O , CO_2 , CO 和 OH)浓度更高,相比不考虑复燃工况下尾焰红外辐射强度增大约 150%~170%;而两种不同工况下,不同探测角下尾焰红外光谱辐射特性分布趋势差别很小;并且两种不同工况下总辐射强度随探测角变化趋势一致,均是发动机正后方(0°)探测到尾焰红外辐射强度最大。

由于采用单步化学反应和多步化学反应计算得到发动机尾焰流场温度和组分浓度不同,前者尾焰红外辐射强度要比后者增大 90%~190%,且两种工况下发动机尾焰红外光谱辐射特性也差别很大,采用多步化学反应计算得到发动机尾焰的红外辐射强度在 4.3~5.0 μm 波段的峰值相对较小。两种工况下尾焰红外总辐射强度随探测角变化趋势也不同,前者是总辐射强度随探测角增大逐渐减小,后者是呈“梨”型分布。

5 结 论

以液氧煤油发动机尾焰为对象,研究了化学反应机理和

复燃反应对发动机尾焰红外光谱辐射特性和成像特性的影响。分析研究得出结论如下:

(1)采用多步化学反应模型能够准确模拟出液氧煤油发动机内部压力和温度等流场分布,采用单步化学反应模型仅能够准确模拟出发动机内部压力分布,流场温度比实际温度偏高。

(2)以 HITEMP2010 数据库为基础建立辐射气体谱带模型参数库,采用有限体积法计算尾焰红外辐射强度并与文献结果进行对比,验证了模型和方法的正确性。

(3)基于采用单步化学反应和多步化学反应计算得到液氧煤油发动机尾焰流场进行红外辐射强度计算,考虑复燃或不考虑复燃都能够获得清晰结构的红外成像图像,不同的是采用单步化学反应和考虑复燃会使计算得到红外辐射强度值更大。

(4)采用单步化学反应和多步化学反应两种工况下发动机尾焰红外光谱辐射特性差别很大,采用多步化学反应计算得到发动机尾焰的红外辐射强度在 4.3~5.0 μm 波段的峰值相对较小;两种工况下尾焰红外总辐射强度随探测角变化趋势也不同,前者是总辐射强度随探测角增大逐渐减小,后者是呈“梨”型分布。

References

- [1] Wang Weichen, Wei Zhijun, Zhang Qiang, et al. Infrared Radiation Signature of Exhaust Plume from Solid Propellant of Different Energy Characteristics. San Diego; 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011, AIAA 2011-6140.
- [2] David R. Gonzalez, Paul Wallman, Matthew Sanford, et al. Characterization of Rocket Plume Fluid Dynamic Environment Using Numerical & Experimental Approaches. Nashville; 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012, AIAA 2012-1230.
- [3] Plastinin Y, Karabdzhak G, Khmelinin B, et al. Ultraviolet, Visible and Infrared Spectra Modeling for Solid and Liquid-Fuel Rocket Exhaust. Reno; 39th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2001, AIAA 2001-0660.
- [4] NIE Wan-sheng, CAI Hong-hua(聂万胜,蔡红华). Journal of Equipment Academy(装备学院学报), 2017, 28(1): 47.
- [5] WANG Wei-chen, LI Shi-peng, ZHANG Qiao, et al(王伟臣,李世鹏,张 峤,等). Journal of Propulsion Technology(推进技术), 2010, 31(4): 423.
- [6] Zhu Xijuan, Eriqitai, Li Xixi, et al. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 25.
- [7] ZHANG Shu-kun, CAI Jing, YANG Yong-jun(张术坤,蔡 静,杨永军). Infrared and Laser Engineering(红外与激光工程), 2012, 41(10): 2604.
- [8] Wang T S. Thermophysics Characterization of Kerosene Combustion. Denver; 34th AIAA Thermophysics Conference, 2000, AIAA 2000-2511, 1.
- [9] Ferziger J H, Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics (Third Edition). Berlin; Springer, 2002. 110.
- [10] Young S J. Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer, 1976, 18: 1.
- [11] Gamache R R, Kennedy S, Hawkins R, et al. Journal of Molecular Structure, 2000, 517-518: 407.
- [12] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of Infrared Radiation from Combustion Gases. US; NASA SP-3080, 1973.

Study on the Influence of Chemical Reaction Mechanisms on the Infrared Radiation Characteristics of the LOX/Kerosene Rocket Engine Plume

CAI Hong-hua, NIE Wan-sheng, SU Ling-yu, GUO Kang-kang

Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China

Abstract In this paper, a method to calculate the LOX/kerosene rocket engine plume infrared radiation characteristics is proposed. First of all, the simulation of engine internal flow field is carried out, and the nozzle throat section parameters are obtained as the inlet boundary condition. Then the calculation of single nozzle and multi-nozzle engine exhaust plume flow field are carried out, infrared spectral radiation characteristics and radiation imaging characteristics of the engine plume are calculated with the finite volume method (FVM) based on the field parameters. The accuracy of the method and the model are proved. On this basis, studies on the influence of chemical mechanisms and the reaction on the plume infrared radiation characteristics are carried out. It is found that the internal combustion field of the LOX/kerosene engine are simulated accurately with the multi-step chemical reaction model, the temperature is 3.34% higher than that from the thermodynamics calculation and the pressure is 2.89% greater than that from the engine test result. The reaction can enhance the infrared radiation of the plume, and the increase ratio in the 2~5 μm band of the two condition of the single-step chemical reaction and the multi-step chemical reaction achieve 50%~100% and 150%~170%, but it can't affect the infrared spectral radiation characteristics and the variation trend of infrared total radiation intensity with detection angle. The clear infrared images are obtained with both the single-step chemical reaction and the multi-step chemical reaction, the infrared radiation intensity of the former is 90%~190% greater than that of the later, but the infrared spectral radiation characteristics and the variation trend of infrared total radiation intensity with detection angle vary widely with different chemical reactions.

Keywords LOX/kerosene engine; Plume; Infrared radiation; Chemical reaction mechanisms; FVM

(Received Mar. 9, 2017; accepted Nov. 6, 2017)