

文章编号:1000-8055(2013)02-0297-10

航空发动机燃烧室燃烧过程与排放物生成的 反应动力学数值模拟

马洪安¹, 解茂昭¹, 曾 文², 陈潇潇²

(1. 大连理工大学 能源与动力工程学院, 辽宁 大连 116024;

2. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学院, 沈阳 110136)

摘 要: 选用正癸烷作为航空煤油的替代燃料,建立了正癸烷的化学反应详细机理与简化机理(包括 50 种组分,118 个基元反应)。分别采用详细机理与简化机理对正癸烷在激波管中的着火延迟时间、在预混燃烧炉内的燃烧过程进行了数值计算,并与实验结果进行了对比分析。同时,耦合该简化机理与 CFD 计算软件 Fluent,对某型航空发动机环管形燃烧室中单个火焰筒内流动特性与燃烧过程、排放物及活性中间组分生成的反应动力学特性进行了详细分析,并与采用 $C_{12}H_{23}$ 为燃料的单步反应机理的计算结果进行了对比分析。结果表明:采用简化机理计算得到的着火延迟时间、反应物与各主要生成物摩尔分数的整体变化趋势与实验数据吻合较好;与采用 $C_{12}H_{23}$ 为燃料的单步反应机理相比,采用正癸烷为替代燃料的简化反应机理计算得到的温度场分布更符合实际,其出口平均温度亦更为接近燃烧室出口设计温度;同时,能更为详细了解燃料低温裂解过程及裂解产物、中间产物及主要排放物的生成规律。

关 键 词: 环管形燃烧室; 正癸烷; 低温裂解; 反应动力学; 数值模拟

中图分类号: V231.2; TK401

文献标志码: A

Reaction kinetic numerical simulation of combustion process and emission formation in aero-engine combustor

MA Hong-an¹, XIE Mao-zhao¹, ZENG Wen², CHEN Xiao-xiao²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;

2. School of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: A detailed mechanism and a reduced reaction mechanism (including 50 species and 118 reactions) of *n*-decane which was chosen as a surrogate fuel for kerosene were built. The ignition delay time of this surrogate fuel in the shock tube and the process of premixed combustion in the premixed burner were simulated by adopting the detailed and reduced reaction mechanisms, and the simulated results were compared with the experimental data. Furthermore, the flow characteristics and the reaction kinetic characteristics of combustion

收稿日期:2012-03-07

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.297_009.html

基金项目:国家自然科学基金(50906059)

作者简介:马洪安(1980—),男,河南安阳人,讲师,博士生,主要研究方向为航空发动机燃烧过程与排放物生成的实验与数值研究。E-mail:mahongan_sy@163.com

通讯作者:曾文(1977—),男,湖南沅江人,副教授,博士,主要研究方向为燃烧的反应动力学、发动机燃烧过程与排放物生成的实验与数值研究。E-mail:zengwen928@sohu.com

process and the formation of emissions and active species in a tube of the annular tube combustor were analyzed by combining this reduced reaction mechanism with the CFD computational software (Fluent), and the computational results were compared with that of the global reaction mechanism of $C_{12}H_{23}$ fuel. The results show that the ignition delay time, the shape of the profiles of the mole fractions of the reactants, the major combustion products simulated using the reduced mechanism agree well with the experimental data. Furthermore, compared with the global reaction mechanism of $C_{12}H_{23}$ fuel, when adopting the reduced reaction mechanism of n -decane, temperature field accords well with the practical situation, and the computational outlet temperature is closer to the design outlet temperature of the combustor. At the same time, the process of fuel low temperature decomposition and formations of pyrolysis products, active species and main emissions are better detailedly understood.

Key words: annular tube combustor; n -decane; low temperature decomposition; reaction kinetic; numerical simulation

在航空发动机燃烧室内,燃料的混合、点火与燃烧过程是一个复杂的湍流混合和强烈受控于化学反应动力学的湍流燃烧过程.同时,航空燃料的化学反应是一个非常复杂的、有限的控制反应速率的碰撞复合过程,反应中会有许多中间产物如自由基、原子、离子产生,它与燃料的着火与燃烧效率、燃烧室火焰结构与火焰稳定性、燃烧污染物的形成及航空发动机的推力有着密切关系^[1-2].为了更准确地了解航空发动机燃烧室中的燃烧细节和流场特性,充分研究流场特性与反应动力学特性的相互影响机制以及燃烧过程中的某些重要中间组分对发动机燃烧性能、燃烧稳定性与排放物生成机理的影响,在对航空发动机燃烧室燃烧过程与排放物生成规律进行数值计算时有必要采用航空燃料的详细化学反应动力学模型,同时,这也是近年来燃烧计算的主要发展方向之一.

然而,航空煤油的成分非常复杂,包括烷烃、环烷烃、芳香烃以及多环芳烃等不同种类的多种成分,研究表明它主要由平均碳原子个数为 10~16 的多种碳氢化合物构成,其化学反应详细机理涉及几百种组分、上千个基元化学反应^[3-5].要想通过综合考虑如此庞大的化学反应详细机理与复杂流场对航空发动机燃烧室内的流动与燃烧过程进行完整、准确的数值计算极为困难.一种有效的方法就是发展一种具有与航空煤油相似的物理和化学特性的数值模拟替代燃料,并形成该替代燃料的简化反应机理并保持其化学反应动力学特性.同时,耦合该简化反应机理,对航空发动机燃烧室内的湍流流场与湍流燃烧过程进行详细的数值计算.

近年来,国外学者提出了多种单组分或多组分航空煤油替代燃料并对其燃烧特性进行了大量的实验和数值研究^[6-8],提出了多种复杂的化学反应详细机理.但在航空发动机燃烧过程与排放物生成规律的数值计算中采用燃料的化学反应详细机理的相关研究还相对较少. Wang^[9]采用 $C_{12}H_{24}$ 为航空煤油的替代燃料,同时,采用 18 步简化机理,对单管火焰筒中的燃烧过程与碳烟生成进行了详细数值计算,并与实验结果进行了对比分析.肖保国等^[10]通过对 Dagaut 的详细反应机理进行简化,采用 $C_{10}H_{22}$ 来代替航空煤油,计算了超燃冲压发动机燃烧室内的流场分布,计算的壁面压强和实验结果吻合较好.由于单管火焰筒及超燃发动机的燃烧室结构相对较为简单,而且上述研究采用的化学反应机理也较为简化,因此,相关研究获得了较多开展.然而,由于实际的航空发动机燃烧室结构复杂,对其燃烧过程与排放物生成进行详细化学反应动力学研究目前还鲜有报道.

本文选用正癸烷作为航空煤油的替代燃料,形成了该替代燃料的化学反应详细机理,并对之进行了简化,从而形成了正癸烷着火与燃烧的化学反应简化机理,包括 50 种组分,118 个基元反应.耦合该简化机理与 CFD 计算软件 Fluent,对某型航空发动机环管形燃烧室燃烧过程、排放物的生成机理与中间组分的生成规律进行了详细分析,并与采用 $C_{12}H_{23}$ 为燃料的单步总包反应机理的计算结果进行了对比分析.

1 化学反应机理

近年来,国外学者提出了多种单组分或多组

分航空煤油替代燃料。这些替代燃料在各种相应的反应器中都采用相应的实验燃料体现了较为吻合的燃烧与着火特性。在这些主要的替代燃料中,正癸烷(*n*-decane)或单独作为一种替代燃料,或在多组分替代燃料中占据非常大的比重,同时其物理特性和化学特性与航空煤油极其相似^[11]。因此,在本文中选定正癸烷作为航空煤油的替代燃料。

依据 Bikas 等^[3]提出的正癸烷着火与燃烧的化学反应详细机理,并综合考虑 Honnet 等^[12]对之提出的修改,形成了本文所采用的正癸烷着火与燃烧的详细化学反应机理,包括 67 种组分,344 个反应^[13]。

由于航空发动机燃烧室内是非预混的湍流火焰,要想通过综合考虑如此复杂的化学反应详细机理与复杂流场对航空煤油的燃烧过程进行完整、准确的数值计算极为困难。因此,有必要对该

反应机理进行适当的简化,使其既保持基元反应的特点,又能与 CFD 耦合。通过反应流分析及敏感性分析等方法^[14],形成了正癸烷着火与燃烧的化学反应简化机理,包括 50 种组分,118 个基元反应。

分别采用简化机理与详细机理对正癸烷在激波管及预混燃烧炉中的着火与燃烧特性进行数值计算,并与实验数据进行对比,从而对该简化机理进行验证。

图 1 显示了正癸烷在不同初始压力、当量比下的着火延迟时间随初始温度的变化趋势,图中横坐标为 $1000/T$ (T 为初始温度)。与实验数据^[3]对比发现,采用详细机理与简化机理计算得到的着火延迟时间随初始温度的整体变化趋势与实验数据吻合较好。

图 2 显示了预混燃烧炉内反应物与主要生成物摩尔分数的变化趋势。

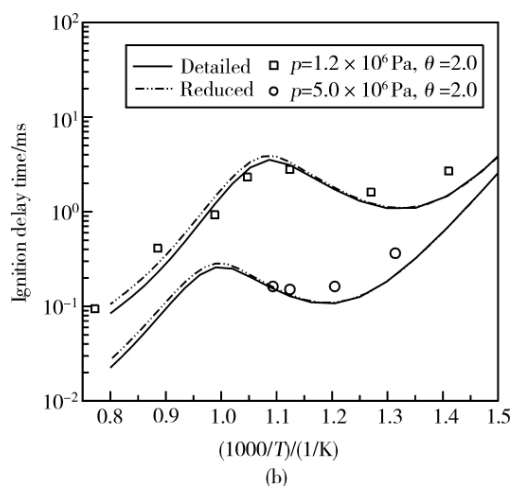
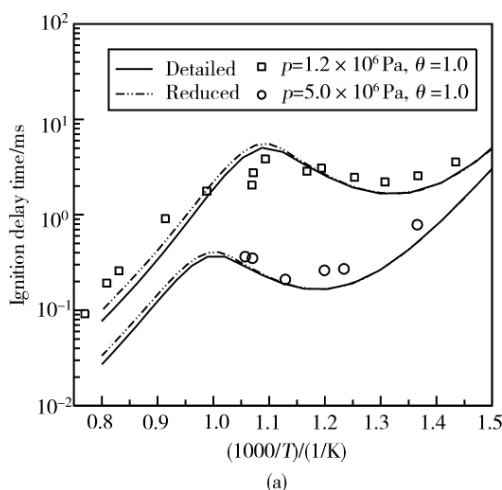
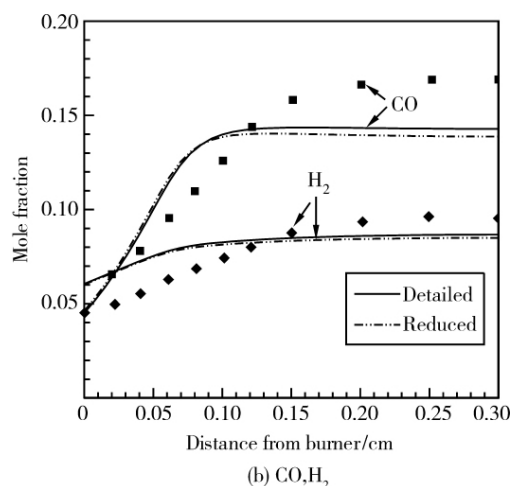
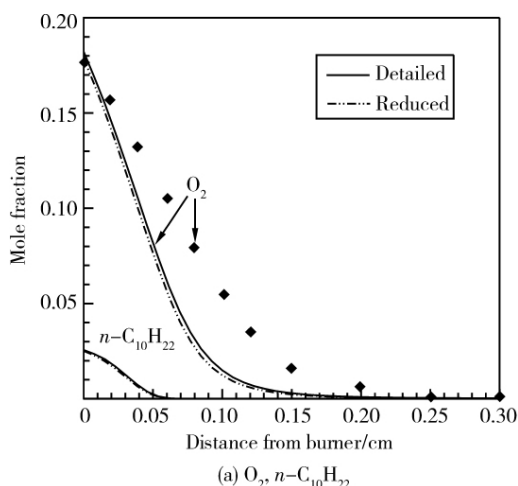


图 1 激波管中正癸烷的着火延迟时间

Fig. 1 Ignition delay time of *n*-decane in the shock tube



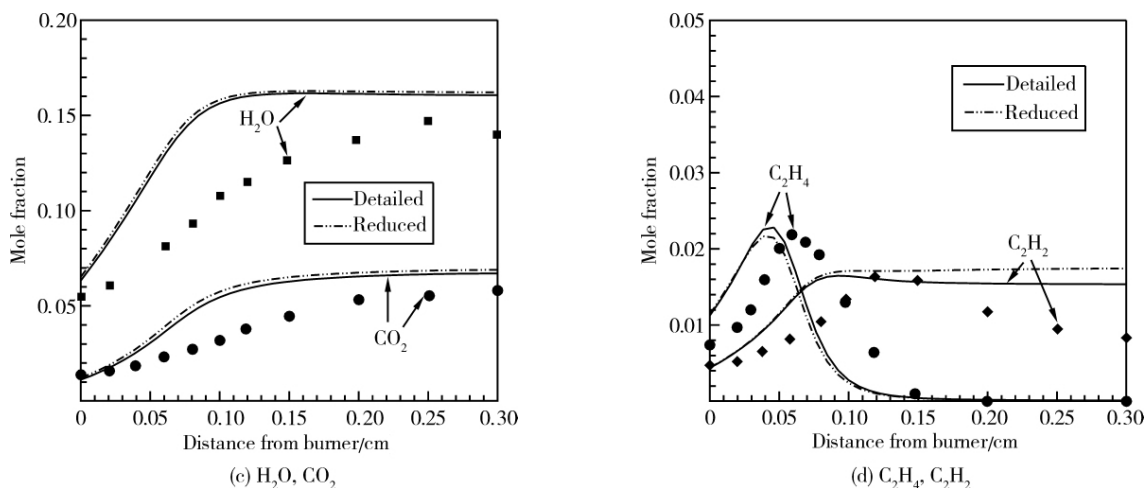


图 2 正癸烷预混燃烧下各组分摩尔分数的变化趋势

Fig. 2 Mole fractions of species in *n*-decane premixed combustion

与实验数据^[15]对比,上述各组分的摩尔分数随与炉壁距离的整体变化趋势基本吻合.在实验过程中,中间组分摩尔分数的测量十分困难,要保证其准确性难度较大.同时,实验受很多因素的影响,比如测量仪器的测试精度、实验工况的确定和保证等,这些都将影响实验结果的准确性.因此,要保证数值计算结果与实验结果吻合得很好非常困难.如果整体变化趋势吻合、在数量上又能保证在一定的误差范围,这完全可以证明该反应机理的正确性.

2 物理模型与计算模型

本文采用已建立的化学反应简化机理对某型航空发动机环管形燃烧室燃烧过程与排放物生成的动力学特性进行数值计算.该环管形燃烧室周向共 10 个火焰筒,火焰筒之间由联焰管相连接.图 3 显示了单个火焰筒的物理模型,由旋流器、燃油喷嘴、7 排进气孔和 4 排冷却气膜孔组成.空气流经帽罩进入火焰筒后,在火焰筒头部边缘形成冷却气膜,以保护火焰筒头部筒壁.为了保证物理模型更加接近实际燃烧室,在物理模型中火焰筒头部添加 1 排冷却气膜孔.

图 4 显示了该环管形燃烧室中单个火焰筒的计算网格划分.

由于火焰筒整体结构不规整,因此将其分成 5 个部分分别进行网格划分.头部形状较为规整,采用 1 mm 尺度划分网格;主燃区、中间区和掺混区因为外壁面上有进气孔,故采用较小的 0.5 mm 尺度划分网格,内侧采用 1 mm 尺度;掺混孔之后的部分,相对规整,采用 2 mm 尺度划分网格.该

单个火焰筒的计算网格数为 1752 895,网格节点为 185 052.

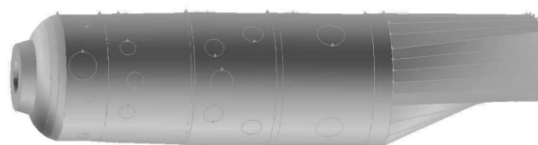


图 3 环管形燃烧室中单个火焰筒的物理模型

Fig. 3 Sketch of a flame tube in the annular tube combustor

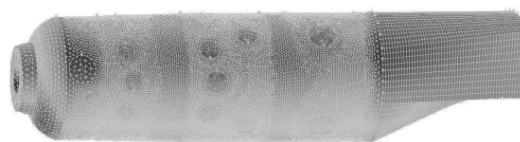


图 4 环管形燃烧室中单个火焰筒的计算网格

Fig. 4 Computational mesh of a flame tube in the annular tube combustor

本文对航空发动机处于最大工作状态时单个火焰筒中的燃烧过程与排放物生成进行数值模拟,该状态下各计算参数如表 1 所示.最大工作状态下,燃烧室进口空气总量为 64.3 kg/s,故单个火焰筒进气量为 6.43 kg/s;最大工作状态下燃烧室总供油量为 1.155 kg/s,故单个火焰筒的供油量为 0.1155 kg/s,燃油初始温度为 598 K;最大工作状态下燃烧室出口设计温度为 1263 K;通过计算得出最大工作状态下的油气比为 0.018,余气系数 $a=3.787$.

选用标准的 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型对单个火焰筒内湍流流动过程进行计算;近壁气体流动采用

标准的壁面函数.通过添加燃油喷嘴将燃油添加至物理模型,喷雾蒸发过程采用离散相模型(DPM),考虑了燃油液滴和气体连续相之间的相

互作用.辐射模型采用 P1 模型,P1 模型可以很好地估算液滴和气体之间的辐射换热,而且计算工作量较小.

表1 该型航空发动机最大工作状态参数

Table 1 Status parameters of maximum operating condition in this aero-engine

状态参数	数 据	状态参数	数 据
进口空气量/(kg/s)	64.3	工作压力/ 10^5 Pa	7.8
进口空气温度/K	598	出口设计温度/K	1263
燃烧室总供油量/(kg/s)	1.155	油气比	0.018
燃油温度/K	598	余气系数	3.787

3 计算结果和分析

采用上述计算模型,对单个火焰筒内流动与燃烧过程进行了数值计算.燃料分别为 Fluent 软件自带的燃料($C_{12}H_{23}$)与本文所选用的航空煤油替代燃料正癸烷($n-C_{10}H_{22}$).燃料 $C_{12}H_{23}$ 采用单步反应机理, $C_{12}H_{23} + 17.75O_2 \Rightarrow 12CO_2 + 11.5H_2O$;燃料 $n-C_{10}H_{22}$ 采用本文所形成的简化机理,包括 50 种组分,118 个基元反应.

3.1 火焰筒内流场分布特性

图 5 显示了火焰筒内纵向中截面速度矢量分布.从图 5(a)可以看出,由于旋流器的作用,在火焰筒头部轴线两侧形成了 2 个明显的呈对称状态的回流区;主燃孔和补燃孔进气深度约为火焰筒直径的 $1/4$ 高度,这也符合大孔进气规律;在火焰筒收缩段,燃气速度增加,火焰筒出口速度大约为 120 m/s .对比图 5(a)、图 5(b)可以看出:火焰筒

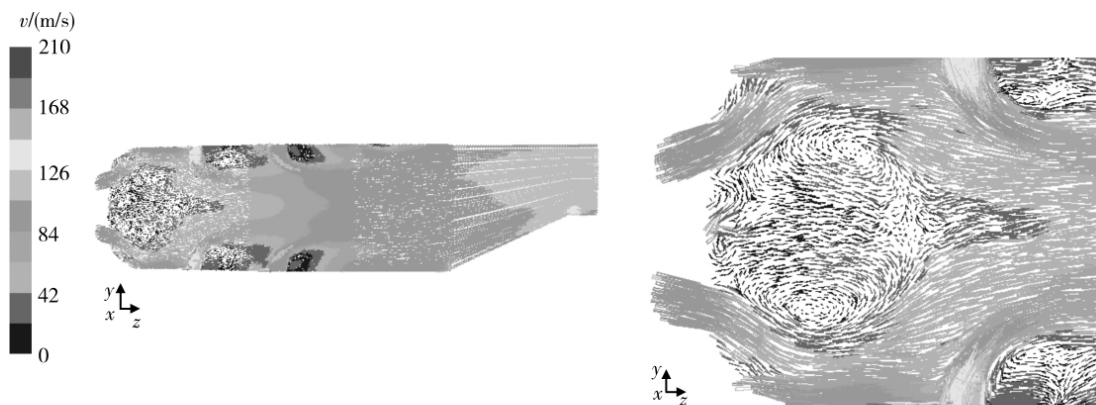
内流场分布特性基本一致,有所差异的地方在于,采用 $n-C_{10}H_{22}$ 的简化机理计算得到的火焰筒轴线位置滞止区较长,这显然更符合实际航空发动机燃烧室内流场分布特性.

3.2 火焰筒内温度场分布特性

图 6、图 7 分别显示了火焰筒纵向中截面与出口截面温度场分布特性.图 8 显示了燃烧室出口温度径向分布特性.

从图 6 可以看出火焰筒内温度场沿轴线基本呈对称分布.同时,从主燃孔进入火焰筒的空气促使燃料继续燃烧,燃烧温度持续增加;至掺混孔附近燃料基本燃烧完全,而由掺混孔进入的空气与已燃燃气掺混,使火焰筒后部燃气温度逐渐降低,出口截面最高温度降至 1600 K 左右.

对比图 6(a)、图 6(b)可以看出:与采用 $C_{12}H_{23}$ 的单步反应机理相比,采用 $n-C_{10}H_{22}$ 的简化机理计算得到的火焰筒头部主燃区温度降低了 400 K

(a) $C_{12}H_{23}$ 的单步反应机理

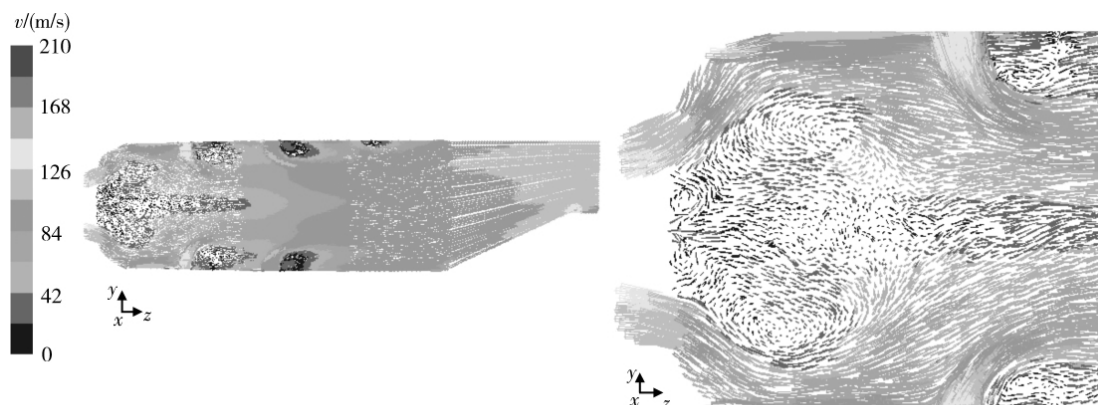
(b) $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 的简化反应机理

图 5 火焰筒内速度矢量图

Fig. 5 Vector diagram in this flame tube

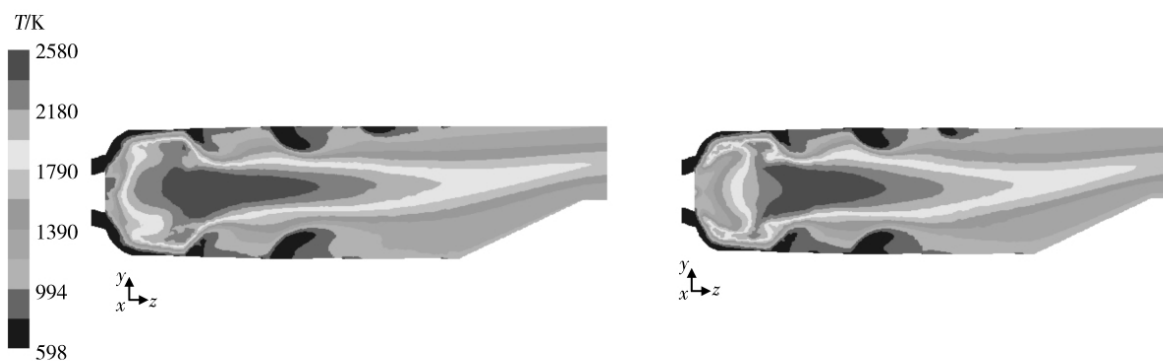
(a) $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的单步反应机理(b) $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 的简化反应机理

图 6 火焰筒内温度场分布特性

Fig. 6 Distribution of temperature in this flame tube

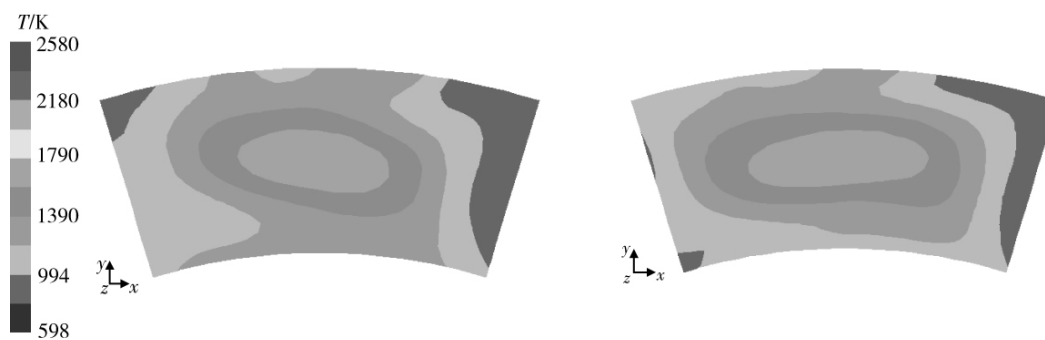
(a) $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的单步反应机理(b) $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 的简化反应机理

图 7 火焰筒出口截面温度场分布特性

Fig. 7 Temperature distribution at the outlet of this flame tube

左右,同时火焰筒内燃烧温度峰值也有所降低(采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 时为 2 580 K,而燃料 $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 时为 2 569 K)。从图 7 可以看出:采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的单步反应机理计算得到的燃烧室出口高温区域较小,平均温度为 1 256 K 左右;而采用 $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 的简化机理计算得到的出口高温区稍大,平均温度为 1 265 K 左右,这也更接近燃烧室出口设计温度。同时,

该高温区刚好位于沿燃烧室出口通道高度 $2/3$ 上下,这也更符合涡轮叶片的受热规律。

从图 8 可以看出(实验数据来源于某航空发动机),该数据显示了较为良好的燃烧室出口温度分布,高温区分布在沿燃烧室出口通道高度 $2/3$ 处。采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的单步反应机理和 $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 的简化机理计算得到的出口温度径向分布,叶尖温度都高

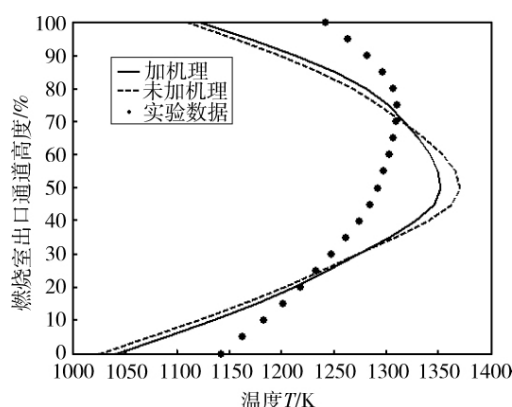


图8 燃烧室出口温度径向分布特性

Fig. 8 Radial temperature distribution at the outlet of the combustion chamber

于叶根温度,在沿火焰筒通道40%高度至70%高度位置,温度最高,这与实验数据基本一致.与采用 $C_{12}H_{23}$ 的单步反应机理相比,采用 $n-C_{10}H_{22}$ 的简化机理计算得到的燃烧室出口温度径向分布更接近于实验数据.

3.3 火焰筒内反应物及部分燃油低温裂解产物的摩尔分数分析特性

图9显示了火焰筒内燃料与氧气的摩尔分数分布特性.对比图9(a)与图9(b)可以看出,采用 $C_{12}H_{23}$ 的单步反应机理计算得到的油束形状与采用 $n-C_{10}H_{22}$ 的简化反应机理计算得到的油束形状基本一致,但是燃油摩尔分数相对较高.

其主要原因是:当采用 $n-C_{10}H_{22}$ 计算时,据简化机理,燃油由喷嘴喷入火焰筒后,在破碎、蒸发过程中当温度达到一定值后会进行低温裂解反应, $n-C_{10}H_{22} \Rightarrow 2C_5H_{11}$, $n-C_{10}H_{22} \Rightarrow C_4H_9 + C_6H_{13}$, $n-C_{10}H_{22} \Rightarrow n-C_3H_7 + C_7H_{15}$.同时,随着油束周围温度的逐渐升高,裂解反应的程度将进一步加大, $n-C_{10}H_{22}$ 将逐步裂解为小分子碳氢化合物(如 C_2H_2 , C_2H_4 , C_4H_4 , CH_4 等),如图10所示,其摩

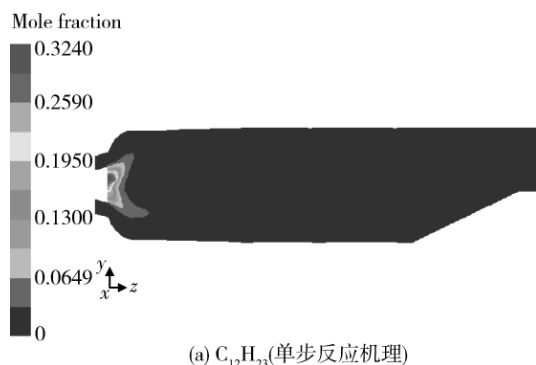
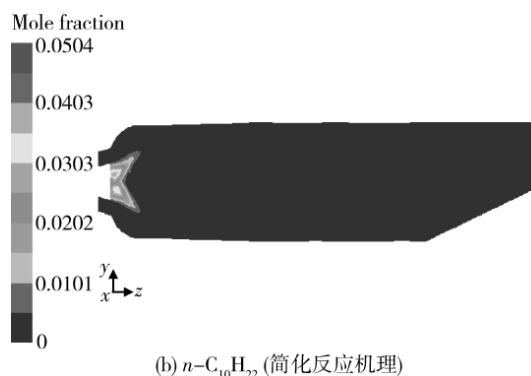
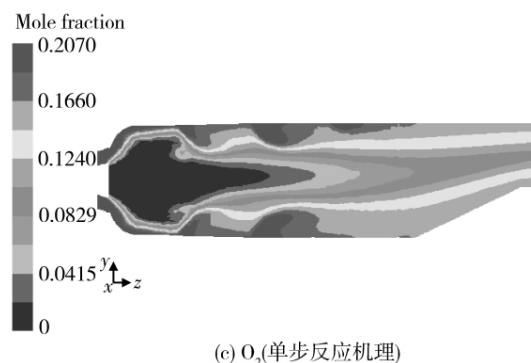
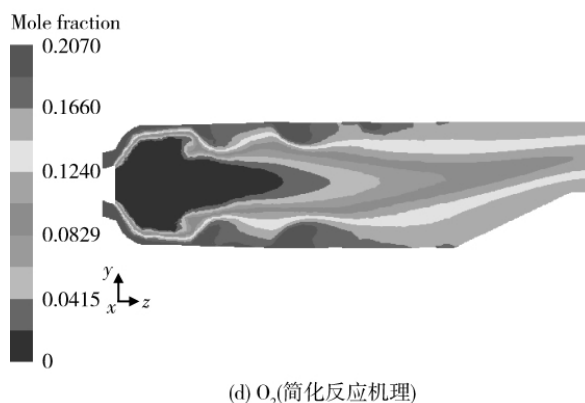
(a) $C_{12}H_{23}$ (单步反应机理)(b) $n-C_{10}H_{22}$ (简化反应机理)(c) O_2 (单步反应机理)(d) O_2 (简化反应机理)

图9 火焰筒内反应物摩尔分数分布特性

Fig. 9 Mole fraction distributions of reactants in this flame tube

尔分数将急剧下降,因此,在燃油喷嘴附近 $n-C_{10}H_{22}$ 的摩尔分数非常低.而当采用 $C_{12}H_{23}$ 的单步反应机理进行计算时,并没有考虑相关燃油的裂解反应,燃油喷入后开始破碎与蒸发,由于火焰筒前部(燃油喷嘴附近)温度较低(见图6(a)),燃油并没有发生着火燃烧,因此在该位置处 $C_{12}H_{23}$ 的摩尔分数也相应较高.从图9(c)与图9(d)可以看出采用 $n-C_{10}H_{22}$ 的简化机理计算得到的火焰筒内 O_2 摩尔分数整体分布趋势与采用 $C_{12}H_{23}$ 的单步反应机理计算得到的 O_2 摩尔分数分布基本一致.

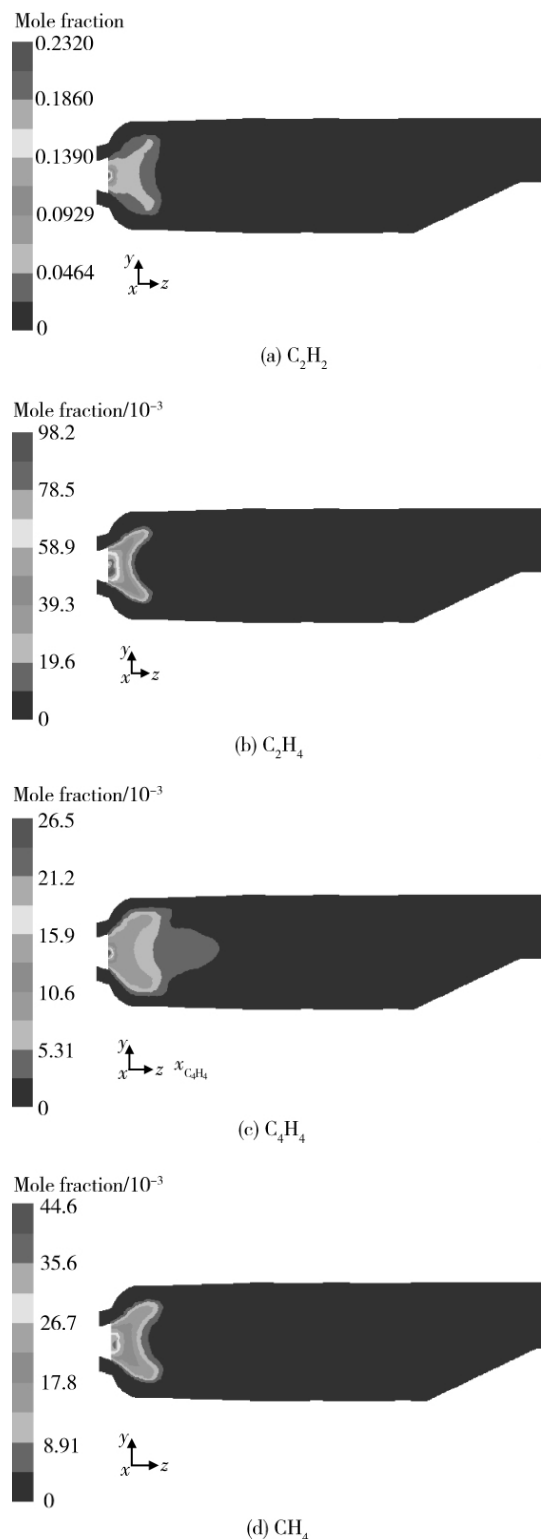


图 10 火焰筒内部分低温裂解产物的摩尔分数分布特性(简化反应机理)

Fig. 10 Mole fraction distributions of pyrolysis products in this flame tube (reduced reaction mechanism)

3.4 火焰筒内常规排放物与部分中间产物摩尔分数分布特性

图 11 显示了火焰筒内常规排放物 CO_2 与

H_2O 的摩尔分数分布特性. 从图 11(a)可以看出, 由于 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 燃料采用的化学反应机理为单步反应, 只要温度升高到一定程度, 该反应就会发生,

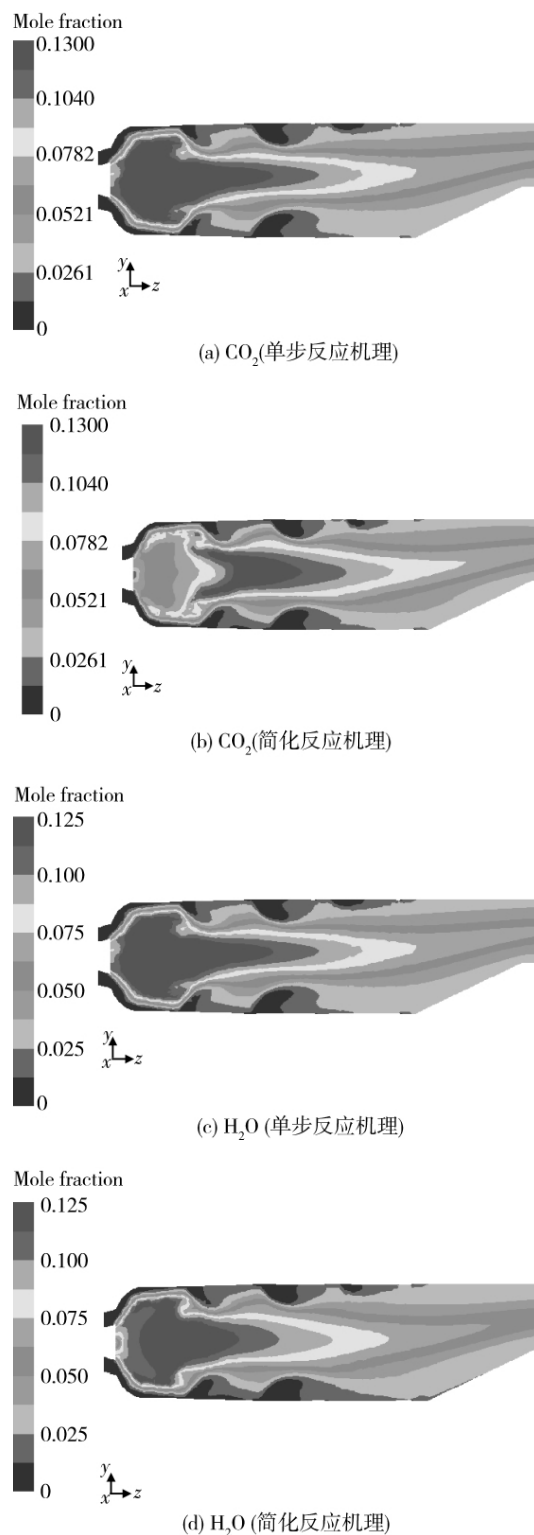


图 11 火焰筒内 CO_2 和 H_2O 摩尔分数分布特性

Fig. 11 Mole fraction distributions of CO_2 and H_2O in this flame tube

产物中碳氧化合物仅为 CO_2 , 不存在不完全燃烧产物 CO . 因此, 当采用该燃料进行计算时, 在主燃区, 由于燃烧温度较高 (见图 6(a)), 燃油燃烧较为充分, 该区域的 CO_2 摩尔分数也相对较高. 在主燃区后由于主燃孔空气继续供入, CO 将继续氧化成 CO_2 , 从而, 在火焰筒补燃区轴线区域 CO_2 的摩尔分数也相对较高. 当采用 $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 的简化机理进行计算时, 产物中碳氧化合物包括 CO 与 CO_2 , 当燃料不完全燃烧时, CO 摩尔分数相对较高; 当燃烧充分时, CO 将继续氧化成 CO_2 , 因此 CO_2 的摩尔分数相对就高. 在火焰筒头部 (燃油喷嘴附近), 由于空气供应量不足, 燃料不能够完全燃烧, 燃烧温度较低 (见图 6(b)), CO_2 摩尔分数相对较低, 而 CO 摩尔分数相对较高, 图 12 所示. CO 转化为 CO_2 生成的反应步为 $\text{CO} + \text{OH} \rightleftharpoons \text{CO}_2 + \text{H}$, $\text{CO} + \text{O} + \text{M1} \rightleftharpoons \text{CO}_2 + \text{M1}$, $\text{CO} + \text{O}_2 \rightleftharpoons \text{CO}_2 + \text{O}$. 从这 3 个反应步可以得到 CO_2 的生成受活性组分 OH 与 O 摩尔分数的影响较为明显. 当 OH 与 O 摩尔分数较高时, 上述 3

个反应向右进行的程度要大于向左进行的程度, CO 的摩尔分数将降低, 而 CO_2 的摩尔分数将升高. 这也充分解释了图 11(b) 与图 12(a) 中 CO 与 CO_2 的分布特性.

从图 11(c)、图 11(d) 可以看出, 采用 $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ 的简化机理计算得到的火焰筒内 H_2O 摩尔分数整体分布趋势与采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的单步总包反应机理计算得到的 H_2O 摩尔分数分布基本一致.

4 结 论

本文选取正癸烷作为航空煤油的替代燃料, 建立了其着火与燃烧的化学反应详细机理与简化机理. 分别采用该详细机理与简化机理对正癸烷在激波管中的着火延迟时间及其在预混燃烧炉内的燃烧过程进行了动力学数值模拟, 并与实验结果进行了对比验证. 同时, 采用该简化机理对某型航空发动机环管形燃烧室单个火焰筒的燃烧过程与排放物生成进行了详细的数值计算. 得到以下结论.

1) 综合反应流分析及敏感性分析, 正癸烷着火与燃烧的化学反应机理由 67 种组分、344 个反应简化为 50 种组分、118 个基元反应.

2) 在激波管与预混燃烧炉内, 采用简化机理计算得到的着火延迟时间、反应物与各主要生成物摩尔分数的整体变化趋势与采用详细机理计算得到的结果和实验数据吻合较好, 说明正癸烷可以作为航空煤油的一种替代燃料, 并且本文所建立简化机理能很好地描述正癸烷着火与燃烧的动力学特性.

3) 与采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 为燃料的单步反应机理相比, 采用正癸烷为替代燃料的简化反应机理计算得到的温度场分布更符合实际, 其出口平均温度亦更为接近燃烧室出口设计温度; 同时, 能更为详细了解燃料低温裂解过程及裂解产物、中间产物及主要排放物的生成规律.

参考文献:

- [1] Edwards T, Maurice L Q. Surrogate mixtures to represent complex aviation and rocket fuels[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 461-466.
- [2] Riesmeir E, Honnet S, Peters N. Flamelet modeling of pollutant formation in a gas turbine combustion chamber using detailed chemistry for a kerosene model fuel[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(4): 899-905.
- [3] Bikas G, Peters N. Kinetic modelling of n -decane combus-

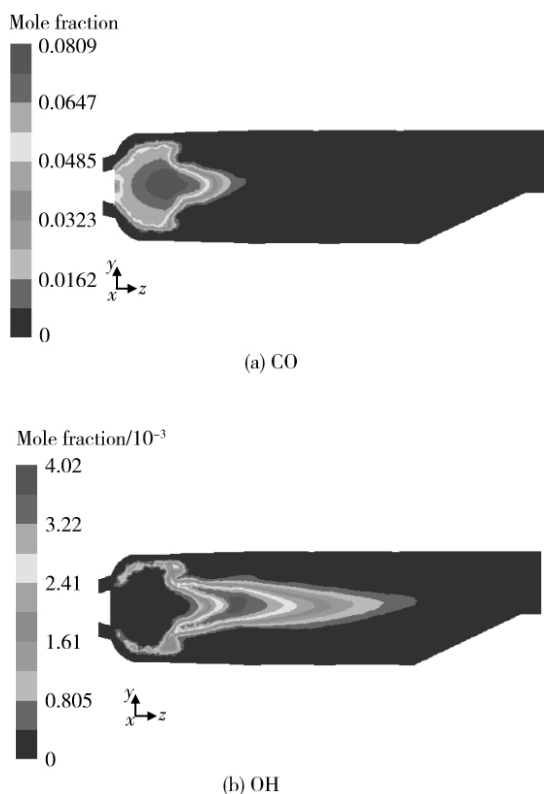


图 12 火焰筒内 CO 与 OH 摩尔分数分布特性 (简化反应机理)

Fig. 12 Mole fraction distributions of CO and OH in this flame tube (reduced reaction mechanism)

- tion and auto ignition; modelling combustion of *n*-decanem [J]. Combustion and Flame, 2001, 126(1/2): 1456-1475.
- [4] Violi A, Yan S, Eddings E G, et al. Experimental formulation and kinetic model for JP-8 surrogate mixture [J]. Combustion Science and Technology, 2002, 174(11/12): 399-417.
- [5] Dagaut P, Bakali A E, Ristori A. The combustion of kerosene; experimental results and kinetic modeling using 1-to-3-component surrogate model fuels [J]. Fuel, 2006, 85(7/8): 944-956.
- [6] Lindstedt R P, Maurice L Q. Detailed chemical kinetic model for aviation fuels [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(2): 187-195.
- [7] Patterson P M, Kyne A G, Pourkashanian M, et al. Combustion of kerosene in counter-flow diffusion flames [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 453-460.
- [8] Wen Z, Yun S, Thomson M J, et al. Modeling soot formation in turbulent kerosene/air jet diffusion flames [J]. Combustion and Flame, 2003, 135(3): 323-340.
- [9] Wang T S. Thermophysics characterization of kerosene combustion [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2001, 15(2): 140-146.
- [10] 肖保国, 杨顺华, 赵慧勇, 等. RP-3 航空煤油燃烧的详细和简化化学动力学模型 [J]. 航空动力学报, 2010, 27(2): 1948-1955.
- XIAO Baoguo, YANG Shunhua, ZHAO Huiyong, et al. Detailed and reduced chemical kinetic mechanisms for RP-3 aviation kerosene combustion [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 27(2): 1948-1955. (in Chinese)
- [11] Dagaut P, Ristori A, Bakali A E, et al. Experimental and kinetic modeling study of the oxidation of *n*-propylbenzene [J]. Fuel, 2002, 81(2): 173-184.
- [12] Honnet S, Seshadri K, Niemann U, et al. A surrogate fuel for kerosene [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(1): 485-492.
- [13] 曾文, 刘静忱, 陈潇潇, 等. 正癸烷预混燃烧的详细反应动力学数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2258-2266.
- ZENG Wen, LIU Jingchen, CHEN Xiaoxiao, et al. Detailed reaction kinetic modeling of *n*-decane premixed combustion [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2258-2266. (in Chinese)
- [14] Rasmussen C L, Rasmussen A E, Glarborg P. Sensitizing effects of NO_x on CH₄ oxidation at high pressure [J]. Combustion and Flame, 2008, 153(4): 529-545.
- [15] Douté C, Delfau J L, Akkrich R, et al. Chemical structure of atmospheric pressure premixed *n*-decane and kerosene flames [J]. Combustion Science and Technology, 1995, 106(4/5/6): 327-344.