

RBCC 燃烧室冲压模态数值模拟及试验验证

黄乐萍, 豆飞龙, 刘 昊, 李光熙
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了探究煤油燃料火箭基组合循环(RBCC)发动机燃烧室在冲压模态下的燃烧特性, 构建了一套仿真计算方法用于预测、分析燃烧室内流动及燃烧过程。以带支板喷注器、单凹腔火焰稳定器 RBCC 燃烧室为例, 开展了冲压模态下的内流场三维数值模拟, 计算得到的壁面压力曲线与地面试验及飞行试验结果符合良好。分析燃烧室压力、马赫数、燃气组分等参数可以发现: 当前燃烧室结构能够实现冲压模态下液体煤油燃料的稳定、高效燃烧; 与冷流相比, 压升可达 5 倍以上; 支板能够有效提高煤油燃料的掺混能力; 火箭安装台阶下游存在利于燃烧和火焰稳定的回流区; 通过调整凹腔、支板等喷注器供油规律, 可提高来流氧气的利用率, 实现更为充分的燃烧。

关键词: 火箭基组合循环; 燃烧室; 冲压模态; 煤油

中图分类号: V235 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)06-0069-05

Numerical simulation and experimental verification of RBCC combustor in ramjet mode

HUANG Leping, DOU Feilong, LIU Hao, LI Guangxi
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to explore the combustion characteristics of a rocket based combined cycle (RBCC) engine with kerosene in ramjet mode, a numerical simulation method was proposed to predict and analyze the flow and combustion process in the combustion chamber. The 3D internal flow field of a RBCC combustor with strut injectors and a cavity flame holder in ramjet mode were simulated numerically. The calculated wall pressure curve is in good agreement with the results obtained by ground tests and a flight test, indicating that the calculation model is reasonable and practicable. By analyzing the combustor pressure, Mach number, gas composition and other parameters, it can be found that the current combustion chamber structure can realize the stable and efficient combustion of liquid kerosene fuel in ramjet mode. Compared with the cold flow, the pressure rise can reach more than 5 times. The struts can effectively improve the mixing performance of kerosene fuel and air. There is a reflux zone at the downstream of the step for mounting rocket, which is conducive to combustion and flame stability. By adjusting the fuel supply law of injectors such as the cavity and the struts, the utilization rate of inlet oxygen can be improved and more sufficient combustion can be achieved.

Keywords: RBCC; combustor; ramjet mode; kerosene

收稿日期: 2021-11-04; 修回日期: 2021-11-27

基金项目: 国家重点实验室基金项目(6142703190306)

作者简介: 黄乐萍(1983—), 女, 博士, 高级工程师, 研究领域为组合动力燃烧组织及热防护。

0 引言

火箭基组合动力循环 (rocket based combined cycle, RBCC) 发动机将火箭发动机和冲压发动机有机组合在一起,充分发挥了两种推进动力的优势,兼具火箭大推重比和冲压高比冲的优点,成为可重复运载器极具发展潜力的动力方向^[1-4]。为了适应宽范围工作条件, RBCC 燃烧室通常采用逐级扩张结构,通过控制燃烧释热形成热力喉道对不同工作状态进行调节^[5]。燃烧的流动细节与释热规律一直以来都是 RBCC 燃烧室设计中重点研究的关键技术。煤油是 RBCC 发动机的首选燃料。在煤油燃料 RBCC 发动机的研制过程中,数值模拟正发挥着越来越重要的作用^[5-7]。然而,煤油的成分极为复杂,燃烧过程包含液膜破碎、雾化、蒸发、混合等系列活动,其详细反应机理涉及多种成分、上千个基元化学反应,完全模拟难度极大。如何选择代用燃料并合理简化其反应机理,使数值模拟的结果具有良好的工程应用价值,是进行煤油燃烧流场模拟的关键。此外,要使数值模拟的结果最大程度地符合试验条件,必须兼顾以下因素^[8-11]: ①实际的煤油喷注一般是液态,必须考虑两相流动; ②RBCC 燃烧室中存在支板、凹腔、火箭安装台阶等结构,这些结构导致的高速剪切边界层和局部亚声速回流区中存在较强的湍流,因此必须同时考虑湍流效应。目前,针对煤油燃料 RBCC 燃烧室前述问题进行全面考量且有地面试验和飞行试验同时校核的数值方法和软件尚不多见。国外公开的资料极为稀少,国内近年来采用的数值方法也主要限于地面试验数据校验^[12-16]。

本文采用离散相模型 (DPM) 处理两相流动, Realizable $k-\varepsilon$ 模型计算湍流, 替代燃料 $C_{12}H_{23}$ 的逐步化学反应模型处理煤油与空气的反应, 针对某单模块 RBCC 燃烧室开展了冲压模态三维内流场数值模拟。基于计算结果, 对燃烧室总体流场特征进行了初步探究, 并开展了直连试验及飞行试验校验。试验结果与计算结果符合良好, 证明了所采用的数值计算方法切实可行, 能较准确地反映实际流场的状况。

1 物理模型

本文研究的单模块 RBCC 燃烧室为矩形结构, 不包含火箭发动机, 主要由隔离段、一级扩张段、二

级扩张段和喷管组成, 内置支板、凹腔、台阶 (用于火箭安装) 等燃油喷注组件如图 1 所示。典型工况参数见表 1, 采用多级喷注, 支板、凹腔前缘及台阶前缘均布孔径 0.5 mm 的煤油喷注孔。



图 1 RBCC 燃烧室结构示意图

Fig. 1 Schematic graph of RBCC combustion chamber

表 1 模拟工况参数和燃油分配

Tab. 1 Parameters and fuel injection of simulated case

来流空气总温/K	950.0
燃烧室平均余气系数	1.1
煤油温度/K	300.0
支板煤油流量占比/%	84.0
凹腔煤油流量/%	3.0
台阶煤油流量/%	13.0

2 数值方法

2.1 控制方程

湍流燃烧的数值模拟计算方法 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 具有计算周期短并能保证较高计算精度的优点, 在燃烧等方面的研究中被广泛应用^[17-18]。本文数值模拟研究中采用了考虑组分输运的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 其矢量形式如下^[19-20]。

质量输运方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = \rho^s \quad (1)$$

式中: t 为时间; ρ 和 u 分别为气体的密度和速度; ρ^s 为由离散相造成的质量源项。

动量输运方程为

$$\frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u u) = -\nabla p - \nabla \left(\frac{2}{3} \rho k \right) + \nabla \cdot \sigma + F^s \quad (2)$$

式中: p 为气体的压强; k 为湍动能; σ 为黏性应力张量; F^s 为由离散相造成的动量源项。

能量输运方程为

$$\frac{\partial (\rho I)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u I) = -p \nabla \cdot u - \nabla \cdot J + \rho \varepsilon + Q^s \quad (3)$$

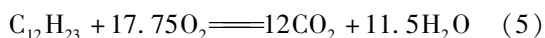
式中: I 为气体的比内能; J 为热通量项; ε 为湍流耗散率; Q^s 为由离散相造成的能量源项。

组分输运方程为

$$\frac{\partial(\rho Y_m)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u Y_m) = -\nabla \cdot L_m + R_m + S_m \quad (4)$$

式中: Y_m 为组分 m 的质量分数, $m=1,2,\dots,N_s-1$, N_s, N_s 为总的组分数; L_m 为组分 m 的质量扩散通量, 由浓度梯度产生; 源项 R_m 代表化学反应中组分 m 的生成率; 源项 S_m 表示参与化学反应组分的质量交换。

上述方程求解时, 湍流模型采用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型, 通量计算选取二阶 AUSM 格式, 湍流燃烧采用有限速率模型。采用离散相模型(DPM)模拟煤油液滴的流动。煤油成分采用单一成分 $C_{12}H_{23}$ 来代替, 煤油和空气的化学反应采用 Westbrook 提出的单步化学动力学模型描述, 具体的反应方程式为^[21]



2.2 网格划分及边界条件

模拟的燃烧室结构对称, 采用燃烧室半宽模型作为计算域, 网格类型为六面体结构化网格。根据燃烧室几何模型特点, 在壁面及支板等流动参数变化较为剧烈处进行加密, 以便模拟出关键区域的流动细节。综合考虑计算精度和计算速度, 网格数量约为 1.2×10^6 。

隔离段入口采用质量流量入口边界条件, 给定入口质量流量、总温及质量分数等; 喷管出口采用压力出口边界条件, 给定出口背压(即环境压力); 壁面采用无滑移、绝热、无质量交换壁面条件。

3 计算结果分析

3.1 冷流流场

首先对燃烧室冷流流场开展数值模拟。图2、图3分别给出了特征面上燃烧室马赫数云图、流线和压力云图。其中压力云图采用隔离段入口静压 p_0 无量纲化。从图中可以看出, 台阶以前, 一级燃烧室内, 流动较为平稳, 凹腔前缘剪切层跨过整个凹腔, 为开式凹腔流动特征, 气流在凹腔尾缘压缩, 形成激波; 台阶以后, 二级燃烧室内, 由于台阶的存在, 气流突然膨胀加速, 压力随之降低。气流流经台阶, 形成有利于燃烧和火焰稳定的低速回流区; 随后, 台阶前缘剪切层在回流区后再附, 形成再附

激波。在二级扩张段及尾喷管, 静压基本恒定。

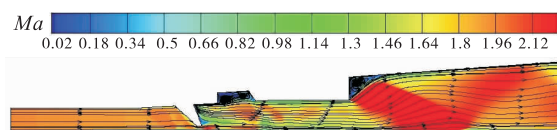


图2 冷流流场马赫数云图及流线

Fig. 2 Mach number cloud diagram and streamline of cold flow field

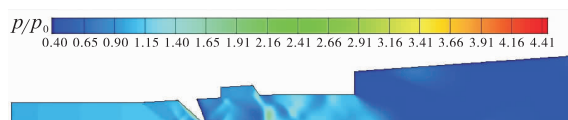


图3 冷流流场压力云图

Fig. 3 Static pressure cloud diagram of cold flow field

3.2 化学反应流场

图4给出了燃烧室化学反应流场静温分布云图。可以看到, 使用支板喷注燃料, 加强了燃料的穿透能力及燃料与中心空气流的掺混能力, 起到了混合增强及改善燃料分布均匀的效果, 并且支板还有利于火焰向横向(y 向)传播, 扩大燃烧反应区域, 有利于实现燃料的高效燃烧。在台阶低速回流区内, 燃料释热, 温度升高。从图4中还可以发现, 高温区主要集中在一级扩张段上壁对称面附近区域, 二级扩张段和喷管上壁温度也较高。这对燃烧室壁面冷却方案的设计具有一定的参考意义。

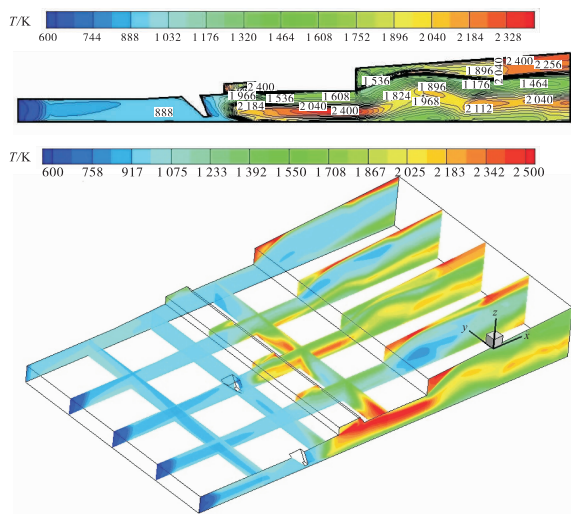


图4 化学反应流场静温云图

Fig. 4 Static temperature cloud diagram of chemical reaction flow field

图5给出了燃烧室化学反应流场马赫数云图。对比图4、图5可以发现,与冷流状态相比,煤油燃烧释热使得燃烧室马赫数分布有较大变化。燃料在凹腔附近的一级扩张段剧烈释热,气流温度突升,释热壅塞造成该区域成为大面积亚声速区,在二级扩张段入口台阶附近气流重新变为声速。由于台阶处的突扩,气流在二级燃烧室入口突然膨胀,随后在二级燃烧室前段扩张通道内持续加速。由于二级扩张段后段及喷管内,部分燃料继续释热及激波影响,气流速度在该区域内出现波动并略有下降。

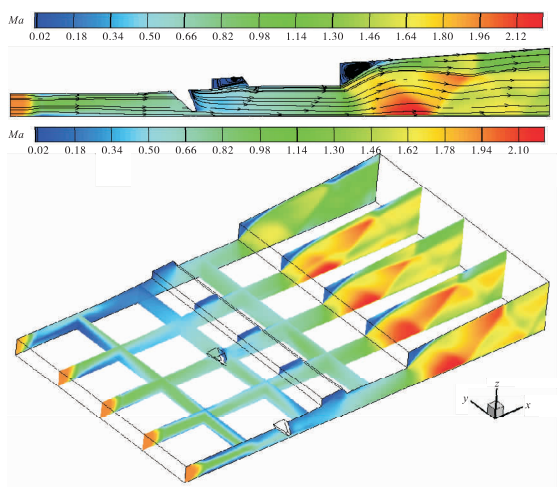


图5 化学反应流场马赫数云图

Fig. 5 Distribution of Mach number in the chemical reaction flow field

图6给出了燃烧室特征面上化学反应流场静压分布。一级扩张段内压力升高后向上游(隔离段)扰动。虽然隔离段入口的超声速条件(见图5)未遭到破坏,但是隔离段裕度有限。在二级燃烧室前段,超声速气流在扩张通道内静压不断下降;在二级燃烧室后段及喷管位置,由于部分燃料继续释热(见图4,加热超声速气流会引起压力升高)及激波影响,造成该区域静压波动并略有升高。

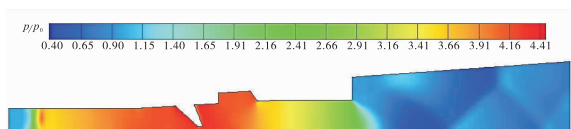


图6 化学反应流场静压分布

Fig. 6 Distribution of static pressure in the chemical reaction flow field

图7、图8分别给出了燃烧室特征面上化学反应流场二氧化碳 CO_2 和水蒸气 H_2O 质量分数云图。可以看出,燃烧产物的分布相似,均从凹腔附近开始大量生成并向下游发展。支板后燃烧产物质量分数在进入二级扩张段后变化不大,说明支板煤油燃烧在一级扩张段内基本结束。台阶后燃烧产物的等值线分布规律则表明,进入台阶后的煤油燃烧在二级扩张段前半段内基本结束。

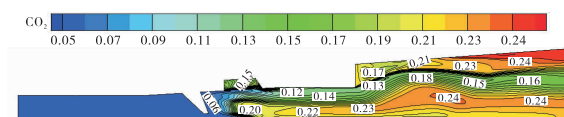


图7 化学反应流场 CO_2 质量分数云图

Fig. 7 Mass fraction of CO_2 in the chemical reaction flow field

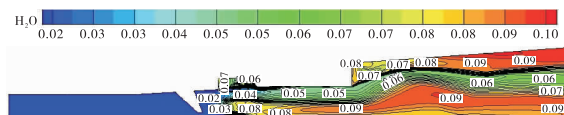


图8 化学反应流场 H_2O 质量分数云图

Fig. 8 Mass fraction of H_2O in the chemical reaction flow field

图9、图10分别给出了特征面上氧气 O_2 及煤油质量分数云图。图9中A区还有部分 O_2 未参加燃烧,图10中贴近燃烧室下壁面一侧及台阶后局部区域较为富油,至喷管出口仍有部分煤油未参与燃烧。这些现象表明:可通过调整凹腔供油规律(供油点位置、油量),减少支板下方喷孔供油量等方式,提高来流 O_2 的利用率及煤油的燃烧效率。

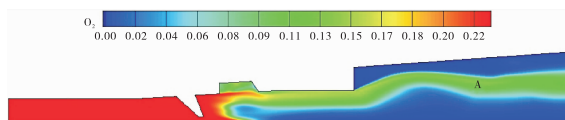


图9 化学反应流场 O_2 质量百分数云图

Fig. 9 Mass fraction of O_2 in the chemical reaction flow field

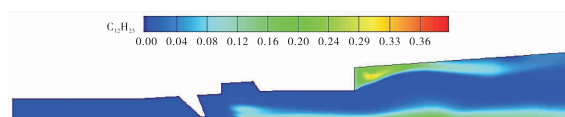


图10 化学反应流场煤油质量百分数云图

Fig. 10 Mass fraction of kerosene in the chemical reaction flow field

4 试验验证情况

针对上述构型 RBCC 燃烧室开展了地面直连试验以及飞行演示试验。为了验证本文数值计算方法的有效性和合理性,图 11 对比了典型工况下仿真计算得到的燃烧室壁面静压沿轴向变化曲线与实测数据,其中 h 为隔离段入口高度。从图中可以看出,计算得到的压强分布与试验结果整体符合良好。冷态时,仿真清晰地捕捉到了试验的激波串位置;热态时,仿真捕捉到的压力上升段和下降段位置与试验基本接近,这说明文中所使用的数值模拟方法在一定程度上能较准确地反映出燃烧室内的燃烧流动特性。进一步观察压力数据还可发现,其与流场分析结果一致:冷态时,气流在一级支板及凹腔尾缘压缩,形成激波,压力上升;台阶后,气流突然膨胀,压力下降;随后,剪切层在台阶回流区后再附,上壁面形成再附激波,压力上升。热态时,一级扩张段凹腔附近燃料集中释热,燃烧室压力峰值也出现在这一位置,与冷流相比,压升高达 5 倍以上。一级扩张段内压力升高后向上游扰动,隔离段裕度仅剩约 $0.5h$ 。由于试验中测点有限,数值模拟捕捉到的喷管段上壁静压波动(由该处燃料释热及激波影响导致),试验中未能捕捉到。

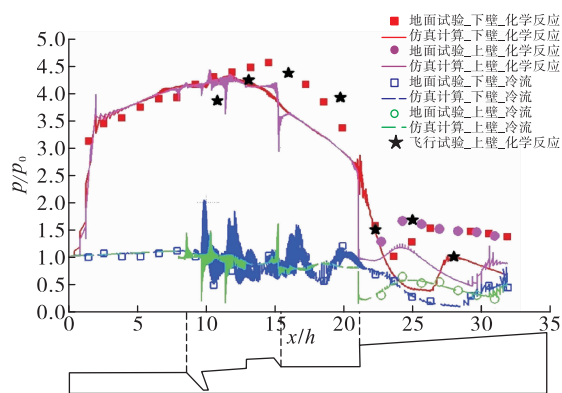


图 11 燃烧室壁面静压仿真与试验结果对比

Fig. 11 Comparison between simulation and test results of static pressure on the combustion chamber wall

5 结论

针对煤油燃料 RBCC 燃烧室,构建了一套仿真计算方法用于预测、分析冲压模态下燃烧室内流动及燃烧过程。典型工况下仿真计算得到的壁面压

强分布与地面试验及飞行试验数据总体上符合良好。通过对仿真及试验数据进行分析得出以下结论。

1)目前的燃烧室构型可以实现冲压模态下液体煤油燃料的稳定高效燃烧(与冷流相比,压升可达 5 倍以上)。

2)支板的加入能够促进燃料与中心空气流的充分掺混,扩大燃烧反应区域,实现燃料的高效燃烧。

3)台阶下游处存在有利于燃烧和火焰稳定的回流区。

4)燃烧室壁面冷却方案设计时应综合考虑不同燃油分配方案下的壁面温度分布差异。

5)对于目前的燃烧室构型及供油方案,隔离段裕度有限,部分 O_2 及煤油未参与燃烧。可尝试通过增加隔离段扩张角、调整凹腔供油规律、减少支板下方喷孔供油量等方式,增加隔离段裕度、提高来流空气中 O_2 的利用率及煤油的燃烧效率。

参考文献:

- [1] 张玫,张蒙正,刘昊. 火箭基组合循环动力研究进展[J]. 科技导报,2020,38(12):54-68.
- [2] 刘昊,王君. RBCC 发动机火箭推力增益之探讨[J]. 火箭推进,2017,43(1):18-23.
LIU H, WANG J. Discussion of rocket thrust augmentation for RBCC engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1):18-23.
- [3] 刘昊,王君,张留欢. SMC 模式下 RBCC 发动机 4 Ma 工况性能仿真[J]. 火箭推进,2021,47(2):27-31.
LIU H, WANG J, ZHANG L H. Performance simulation of 4 Ma operating condition under SMC mode for RBCC engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(2):27-31.
- [4] 张蒙正,李斌,王君,等. 关于 RBCC 动力系统的思考[J]. 火箭推进,2013,39(1):1-7.
ZHANG M Z, LI B, WANG J, et al. Thinking about RBCC propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(1):1-7.
- [5] 张漫,何国强,刘佩进. RBCC 直扩燃烧室煤油喷雾燃烧火焰稳定与放热规律的数值模拟[J]. 宇航学报,2008,29(5):1570-1576.

(下转第 91 页)

- [13] 王丁喜,严传俊. 脉冲爆震发动机进气道气动性能数值研究[J]. 力学学报,2005,37(6):777-782.
- [14] 温玉芬,谭慧俊,张启帆,等. 爆震发动机超声速进气道的非定常耦合流场数值研究[J]. 航空动力学报,2012,27(11):2511-2520.
- [15] 蔡建华,周进,刘世杰,等. 三维环形隔离段抵抗旋转反压特性研究[C]//第五届爆震与新型推进学术会议论文集. 长沙:中国工程热物理学会热机气动热力学分会爆震与新型推进专业委员会,2017.
- [16] 李东,张义宁,宫继双,等. 旋转爆震发动机燃烧室对超声速进气段影响作用数值研究[C]//第五届爆震与新型推进学术会议论文集. 长沙:中国工程热物理学会热机气动热力学分会爆震与新型推进专业委员会,2017.
- [17] 刘世杰,林志勇,林伟,等. H_2/Air 连续旋转爆震波的起爆及传播过程试验[J]. 推进技术,2012,33(3):483-489.
- [18] 王超,刘卫东,刘世杰,等. 吸气式连续旋转爆震与来流相互作用[J]. 航空学报,2016,37(5):1411-1418.
- [19] YAO S B, TANG X M, LUAN M Y, et al. Numerical study of hollow rotating detonation engine with different fuel injection area ratios[J]. Proceedings of the Combustion Institute,2017,36(2):2649-2655.
- [20] 张旭,姜军,林言中,等. 超燃冲压发动机流场一维平均方法研究[J]. 推进技术,2014,35(7):865-873.

(上接第73页)

- [6] ZHANG M, HU Z W, HE G, et al. LES of kerosene spray combustion in RBCC ramjet/scramjet mode[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/LES-of-kerosene-spray-combustion-in-RBCC-mode-Zhang-Hu/3f4e639b9e0b05258a1f28ee14cbd6220b31edb>,2009.
- [7] 潘科玮,何国强,秦飞,等. 煤油燃料 RBCC 亚燃模态掺混与燃烧数值模拟研究[J]. 推进技术,2012,33(6):907-913.
- [8] VERRTENNICOV V G. Autoignition study on kerosene in supersonic flow[R]. F61708-96-WO286,1997.
- [9] WANG T S. Thermophysics characterization of kerosene combustion[C]//34th Thermophysics Conference. Reston, Virginia:AIAA,2000.
- [10] KUNDU K, PENKO P, YANG S. Reduced reaction mechanisms for numerical calculations in combustion of hydrocarbon fuels[C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia:AIAA,1998.
- [11] 黄生洪,徐胜利,刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值模拟(I):数值校验及总体流场特征[J]. 推进技术,2004,25(6):484-490.
- [12] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows[C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia:AIAA,2001.
- [13] 周力行. 多相湍流反应流体力学[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [14] WILCOX D C. Turbulence modeling for CFD[M]. La Canada, California:DCW Industries, Inc.,1998.
- [15] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal,1994,32(8):1598-1605.
- [16] WANG T S. Thermophysics characterization of kerosene combustion[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Thermophysics-Characterization-of-Kerosene-Wang/0a5bcfd95043e4f39516e0c9f2913a2232bd6965>,2000.
- [17] 潘科玮,何国强,刘佩进,等. RBCC 发动机燃料喷注位置变化对混合燃烧模式燃烧的影响[J]. 航空动力学报,2011,26(8):1900-1906.
- [18] BOUDIER G, GICQUEL L Y M, POINSOT T, et al. Comparison of LES, RANS and experiments in an aeronautical gas turbine combustion chamber[J]. Proceedings of the Combustion Institute,2007,31(2):3075-3082.
- [19] 陆晋丽. 燃烧室结构变化对火箭射模态性能影响研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.
- [20] 汤祥. RBCC 支板火箭超燃模态动态过程与性能研究[D]. 西安:西北工业大学,2015.
- [21] WESTBROOK C K, DRYER F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames[J]. Combustion Science and Technology,1981,27(1/2):31-43.