

文章编号: 1000-8055(2013)07-1675-06

双燃烧室冲压发动机直连式实验与数值仿真

谭建国, 吴继平, 王振国

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 通过直连式实验和数值仿真, 对双燃烧室冲压发动机的流场结构和性能进行了研究. 数值仿真采用了半全局多步化学反应机理, 计算的压力分布和实验结果基本一致, 计算结果表明: 中心高温富油燃气与边区空气在混合层内快速反应, 热力喉道出现在约 0.9 m 处, 出口处的燃烧效率达到了较高水平. 提出了结合直连式实验和数值计算的性能估算方法, 结果表明: 双燃烧室发动机在马赫数为 4, 高度为 17 km 状态时具有较高的性能, 当燃油当量比为 0.9 时, 发动机内推力为 8.3 kN, 内推力比冲为 12.29 kN · s/kg, 更高的燃油当量比将导致超燃进气道不起动.

关 键 词: 双燃烧室冲压发动机; 直连式实验; 数值仿真; 推力; 比冲

中图分类号: V235.213

文献标志码: A

Direct-connect experiment and numerical simulation on dual-combustor ramjet

TAN Jian-guo¹, WU Ji-ping¹, WANG Zhen-guo¹

(1. School of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The flow field structure and performance of dual-combustor ramjet (DCR) were investigated through direct-connected experiment and numerical simulations. Semi-global kinetic mechanism was adopted in the simulations. The simulated pressure distributions agreed with the experimental data. Results show that: rapid reaction occurs in the mixing-layer between central high-temperature fuel-rich gas and peripheral air, the thermal choked throat appears at the position of 0.9 m, and the combustion efficiency reaches a relatively high level. A method of assessing performance according to experiment and numerical simulation was brought forward. Results show that: the performance of the DCR presented is good under the condition of Mach number is 4.0, altitude is 17 km. When the equivalence ratio is 0.9, the internal thrust is 8.3 kN and specific impulse is 12.29 kN · s/kg. However, increasing equivalence ratio leads to unstart of inlet.

Key words: dual-combustor ramjet (DCR); direct-connected experiment; numerical simulation; thrust; specific impulse

双燃烧室冲压发动机(DCR)是实现高超声速飞行的动力装置之一, 美国约翰霍普金斯大学自 20 世纪 70 年代以来对其进行了持续不断的研

究^[1]. 与双模态超燃冲压发动机(scramjet)相比, 双燃烧室冲压发动机兼具了亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机的优点, 其工作马赫数范围更宽($Ma=$

收稿日期: 2012-06-21

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1675_028.html

基金项目: 国家自然科学基金(51076164, 11272351)

作者简介: 谭建国(1974—), 男, 四川仁寿人, 研究员、硕士生导师, 博士, 主要从事液体燃料冲压发动机研究.

3.5~6.0)、点火难度更小、低马赫数性能更高.以双燃烧室冲压发动机为动力的 HyFly 导弹已经开展了4次飞行实验^[2].

双燃烧室冲压发动机的核心问题之一是性能问题. Stockbridge 等^[3]通过开展实验和一维分析,对进气道和燃烧室的耦合特征进行了研究,尤其是对回流区、混合和燃烧、超声速燃烧室(以下简称超燃室)边界层进行了解析分析,力图得到内部流动燃烧过程对性能的影响. Waltrup^[4]则从导弹总体的角度出发,探索了双燃烧室冲压发动机的性能优化设计问题. 王春等^[5]开展了燃烧室流场的冷态数值模拟,李璞、郭荣伟^[6]应用数值计算方法,研究了连接亚声速燃烧室的进气道(以下简称亚燃进气道)和连接超声速燃烧室的进气道(以下简称超燃进气道)的参数匹配,孙英英、司徒明等^[7]则通过直连式实验,研究了在不同超声速主流流动总温状态下,高温富油燃气的当量比对超声速燃烧效率的影响规律. 朱森、向红军^[8]研究了双燃烧室发动机推力特性随结构参数变化的规律. 于江飞等^[9]对超燃室中富油燃气超声速燃烧过程进行了数值模拟,研究了亚声速燃烧室(以下简称亚燃室)出口燃气马赫数、压力及燃气与超燃进气道出口热空气的压力匹配程度等多种因素对流场的影响. 晏至辉等^[10]为提高双燃烧室冲压发动机性能,通过采用大涡模拟方法,考察了加入流向振荡后的混合层增长特性.

上述仿真研究缺乏实验验证,所得结果不能用于评估发动机性能. 本文在国防科学技术大学直连式实验台上开展了全尺寸双燃烧室冲压发动机实验,并结合数值仿真,得到了双燃烧室冲压发动机的基本性能.

1 实验系统

实验是在国防科学技术大学的双燃烧室冲压发动机直连式实验台上完成的. 该实验台主要由台架、空气加热器、全尺寸发动机、点火器、以及各种管路供应系统和测量系统组成^[11].

所实验的双燃烧室冲压发动机为仿 HyFly 构型(如图1所示). 实际导弹中,来流空气从4个超燃进气道和2个亚燃进气道分别进入到超燃室和亚燃室中,进气面积为迎风面积的45%~55%. 在直连式实验中,超燃进气道采用特殊设计的环形进气道代替 HyFly 的4模块进气道,这种环形进气道与4模块进气道具有相同的面积比、相似的附面层增长率,因此,具有相近的抗反压能力.

图1中,截面2处为进气道的最小截面,该截面处的流量、压力、马赫数等参数由进气道自由射流实验和数值计算共同确定. 并据此设计截面1处的空气加热器参数,截面1与截面2之间采用了特型喷管,以确保在截面2处的模拟马赫数与实际进气道的马赫数相同. 截面3为亚燃进气道出口;截面4为亚燃燃烧室和超燃进气道的共同出口,中心的富燃燃气与周围的来流空气在此处开始混合燃烧;截面4至截面5为等直段,其长度可在200~600 mm之间调整,以保证恰当的混合层增长距离;截面5至截面6为一个微扩段.

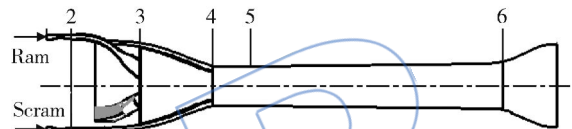


图1 双燃烧室冲压发动机构型

Fig.1 Schematic of dual-combustor ramjet

采用航空煤油作为燃料. 煤油从亚燃进气道后端和截面3处喷射进入亚燃室,生成富燃燃气后,从截面4处流入超燃室进行补燃.

实验模拟飞行高度 $H=17$ km, 飞行马赫数 $Ma=4$. 为模拟飞行条件下的高温高压,采用了空气/氧气/酒精三组元燃烧加热方式. 燃气总温为870 K,其中氧气质量分数为23%. 经过精细地设计和实验校正,保证了直连式实验中隔离段入口参数与实际飞行状态时的总温等参数相等,并且在实验中控制加热器参数波动范围在3%以内,如果参数偏离实验所需值,则重复该次实验,直到达到要求为止.

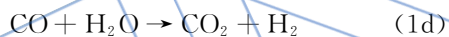
实验测量的主要参数包括压力、温度、流量和推力. 发动机燃烧室内压力由 Pressure System Incorporation 公司的 PSI 9116 型压力扫描阀采集,测量点均匀分布在发动机壁面中心线上,测量精度为0.5%. 试车台架由定架和悬挂式动架组成,所有与动架连接的供应管路均采用软管,以减小动架的轴向阻尼. 实验过程中,发动机产生的推力作用在动架上,由应变式推力传感器测量,其测量精度为1%,并可进行原位校准.

2 数值计算方法

控制方程包括质量守恒方程、动量守恒方程、能量守恒方程、组分输运方程、状态方程、湍流模型方程. 其中湍流模型采用考虑了可压缩性修正的 k -

ω SST (shear stress transport) 模型, 这既可以保证对边界层内低雷诺数区和边界层外高雷诺数区的准确计算, 同时模型的修正也可以很好地处理切应力产生的输运效应^[9].

化学反应方面, 本文侧重研究超燃室的燃烧过程对性能的影响, 亚燃室采用 0 维热力计算模型, 获得其产物温度、质量分数等参数, 作为超燃室混合燃烧的输入条件. 在超燃室的化学反应主要发生在混合层内, 可认为反应速率由湍流混合和化学反应动力学共同控制, 采用了有限速率/涡耗散模型. 详细的煤油基元反应包含数百种组分和数千个反应, 即使对氢燃料的超燃冲压发动机, 王成鹏等^[12]采用 13 组分, 32 反应的基元反应, 在 23 个 CPU 并行情况下仍耗时 340 h. 而采用单步总包反应则过于简单. Franzelli 等^[13]发展了两步反应, 在较大范围内都与实验结果一致. 本文采用半全局多步化学反应机理^[14], 包含了 6 组分 4 方程模型, 其中最后 2 个反应是可逆过程.



采用有限体积法对控制方程进行空间离散. 离散化方程采用隐式耦合求解. 对流项采用具有 2 阶精度的 Roe 通量分裂格式, 以保证对激波具有较高的捕捉精度. 扩散项采用 2 阶中心差分格式.

计算区域如图 1 所示 (不包含亚燃进气道部分), 由于富燃燃气与超燃进气道来流空气主要在混合层内燃烧, 因此, 对混合层和附面层网格进行了加密. 局部网格如图 2 所示.

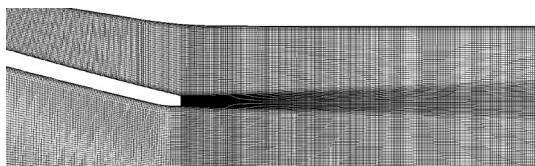


图 2 亚超混合界面附近的计算网格

Fig. 2 Simulation mesh in the vicinity of subsonic/supersonic mixing layer

计算的入口边界给定为压力边界条件. 对超燃进气道, 其来流总温为 870 K, 总压为 1.04 MPa, 静压为 0.103 MPa; 亚燃进气道则通过调整总静压参数, 保证流量为设定值. 出口为超声速流动, 出口边界由内点外插得到. 壁面采用无滑移条件和

绝热条件.

3 结果及讨论

3.1 实验与仿真对比

图 3 给出了冷流 (cold flow) 和热流 (hot flow, 当量比为 0.9) 情况下的壁面压力分布, 其中, 实线为仿真结果 (Sim.), 圆圈和方块为实验结果 (Exp.), 图中的竖线为超燃室入口截面 (见图 1 中的截面 4). 可以看到, 实验和仿真的压力分布吻合得较好. 说明本文采用的计算模型合理, 计算结果可用于双燃烧室的流场分析和性能分析. 在冷流情况下, 从实验和数值计算结果均可看到: 燃烧室内存在复杂的波系结构. 在热流情况下, 在仿真中, 进气道中出现了波系结构, 而在实验中压力则较为平稳. 热流情况下, 部分燃烧室段的实验压力高于仿真压力, 这是由于仿真中采用了二维轴对称构型, 未考虑实际燃烧室中的三维扩散效应引起的.

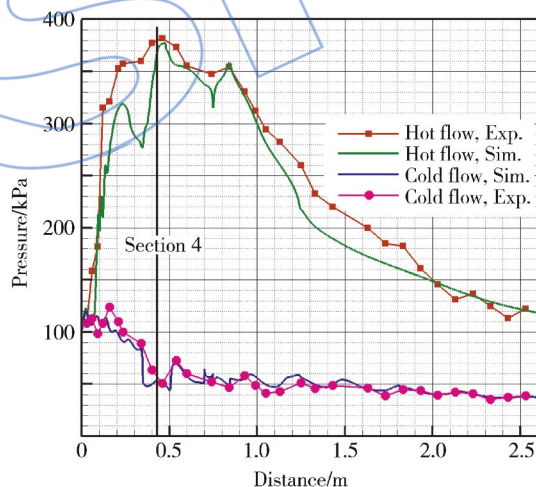


图 3 实验和仿真的壁面压力分布

Fig. 3 Wall pressure distribution from experiment and simulation

从压力分布可以看到: 进气道入口第 2 个测点的压力在冷热流下已经发生变化, 第 1 个测点也即将受到影响. 说明此时已达到进气道的最大抗反压极限, 最大压力为 380 kPa, 压比为 43.2. 更剧烈的燃烧将使进气道处于不起动状态.

图 3 还显示了双燃烧室和双模态超燃冲压发动机的重要区别. 前者的最大压力位于燃烧室前部; 后者的最大压力通常位于凹腔或支板附近^[15], 且进气道出口压力在冷、热流条件下通常不变. 这种区别对于进气道设计、燃烧组织等都提出了不同要求.

3.2 燃烧室内的流场结构

实验中测量了推力和壁面压力分布,结合数值计算得到燃烧室内的流场结构,可以深入了解燃烧和流动过程,以及这些过程对发动机推力的影响机制。

图4显示了冷流时的密度等值线,可以看到:由于超声速进气道与亚燃室出口之间有一个夹角,两股气流的撞击使燃烧室中心区出现了交替的压缩波和膨胀波.在中心气流和超燃室壁面之间区域(以下简称边区)的超声速气流区,斜激波在边界层和混合层之间反射.这种斜激波入射到混合层有利于增强中心燃气和边区空气混合。

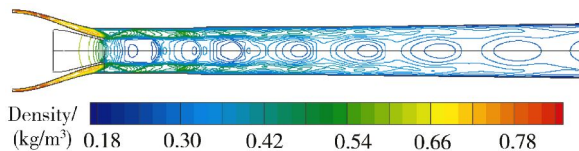


图4 冷流下的密度等值线

Fig. 4 Density contour in cold flow

图5显示了热流下的温度等值线.从亚燃室中出来的富油燃气与从超燃进气道进入的空气在混合层内混合燃烧.由于液体煤油已经在亚燃燃烧室内完成了雾化、蒸发等过程,从亚燃室出来后已成为高温气体,与周边的空气在经历了一个燃烧准备过程后,迅速发生反应.这是双燃烧室冲压发动机区别于双模态超燃冲压发动机的一个重要特点。

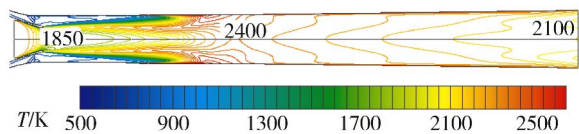


图5 热流下的温度等值线

Fig. 5 Temperature contour in hot flow

图6是热流条件下的马赫数等值线.对亚燃室而言,在点火前喷管出口为超声速流动,点火后

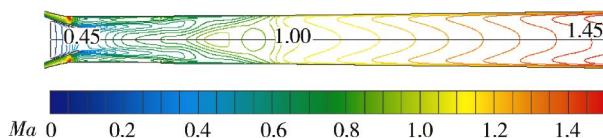


图6 热流下的马赫数等值线

Fig. 6 Mach number contour in hot flow

为亚声速流动,马赫数为0.45.超声速进气道出口也同样由超声速变为亚声速.随着不断燃烧放热,热力喉道(马赫数为1.0)出现在距超燃室入口约0.9m处。

图7是燃烧室内 CO_2 质量分数的分布.由于本文采用的半全局反应模型中, H_2O 还将参与与 CO 的反应中(见式(1d)), CO_2 质量分数的分布更能反映燃烧完全程度.根据热力计算,完全反应的理论质量分数为0.238.出口处的 CO_2 质量分数在0.230~0.235之间,已处于较均匀状态,可知燃烧效率达到了较高水平。

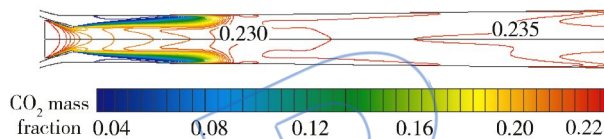


图7 燃烧室内的 CO_2 质量分数分布

Fig. 7 CO_2 mass fraction distribution in combustor

3.3 发动机实验结果

为提高实验效率,在实验过程中煤油采用了3阀控制,煤油流量可以在一次实验中逐步增加或减少,如图8所示.首先打开阀门1,实验极低当量比(0.13)下的点火和推力特性;接着打开煤油阀门2,使得燃油当量比达到0.72;然后打开煤油阀门3,再加入一路燃油,提高当量比到0.90;最后关闭煤油阀门3,以考察发动机的工况转换能力.图中,燃油流量会在开关阀门时出现较高峰

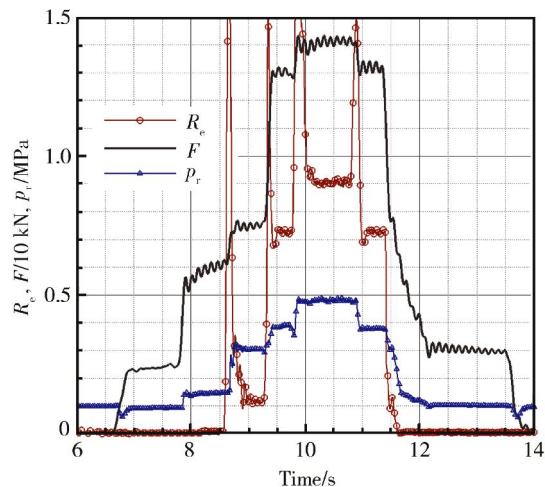


图8 实验的当量比、推力和压力曲线

Fig. 8 Equivalence ratio, thrust and pressure curves from experiment

值,这与燃油供应系统的水击有关,并不影响稳态结果.可以看到:加热器工作时的推力为 6.04 kN;仅亚燃室内燃烧时,推力为 7.48 kN;当量比为 0.72 时的推力为 13.04 kN,当量比为 0.90 时的推力为 14.14 kN.

图 8 还给出了亚燃室中的压力随燃油当量比的变化.在当量比为 0.72 时的亚燃室压力为 0.38 kPa,对应进气道压比为 43.2.在当量比为 0.9 时,亚燃室内的压力已经达到 0.48 MPa,这时亚燃进气道已经处于不起动状态,超燃进气道处于临界起动状态.同时还可以看到,当亚燃进气道不起动时亚燃室并未熄火,当再次降低燃油流量,推力和亚燃室压力将恢复到原来的水平,说明具有很好的抗干扰能力.但进气道是否确能自起动,需要在自由射流中进行验证.

3.4 发动机性能分析

直连式实验主要用于研究双燃烧室冲压发动机的燃烧性能,但是,不能仅仅利用燃烧效率作为评价燃烧室的唯一指标.在直连式实验中测量的推力增益由于忽略了进气道和喷管的影响^[15],其作为评价指标也具有片面性.本文结合数值计算和实验结果,提出了估算内推力的方法,并据此开展了双燃烧室的性能研究.

定义推力增益 F_{inc} 为

$$F_{inc} = F_{aft} - F_{bef} \quad (2)$$

式中 F_{aft} 为发动机点火并稳定燃烧时的推力, F_{bef} 为发动机点火前的推力.尽管在直连式实验中所得到的推力增益并不等于发动机内推力,但它仍然是判断发动机燃烧性能的最直接的指标.

结合直连式实验和数值仿真结果,可以估算发动机内推力.由于内推力表达式为

$$F_{int} = (\dot{m}_e u_e + p_e A_e) - (\dot{m}_0 u_0 + p_0 A_0) \quad (3)$$

这种计算方式符合一般定义,只考虑了进入燃烧室的空气产生的阻力,而没有考虑溢流阻力.记 $T_i = \dot{m}_i u_i + p_i A_i$, 其中下标 i 代表不同截面,0 为远前方,e 为喷管出口截面,其他截面参见图 1.则经过简单的推导可得

$$F_{int} = F_{inc} + (T_e - T_6)_{aft} - (T_0 - T_6)_{bef} \quad (4)$$

其中 $(T_0 - T_6)_{bef}$ 反映了进气道和燃烧室的冷流阻力,数值计算得到为 2.72 kN; $(T_e - T_6)_{aft}$ 反映了喷管对增加推力的效果,由等熵关系式即可得到,其燃烧温度由数值计算得到,流量和压力由实验得到.与方程(3)相比,这两者都仅是流动的函数,比存在燃烧的情况相对准确.图 3 也表明:冷流的数值计算结果与实验较接近.要说明的是:

为获得准确的内推力,需要同时开展发动机自由射流实验和整机数值计算.

定义内推力比冲为

$$I_{sp} = F_{int} / \dot{m}_{rp} \quad (5)$$

表 1 给出了不同当量比下的发动机性能,其中推力增益为实验值,内推力是结合实验和数值计算得到的结果.可以看到:在当量比很小时,喷管推力比进气道阻力小很多,导致内推力仅为 -0.36 kN;在当量比为 0.72 时,燃油比冲达到 13.06 kN · s/kg;随着继续提高燃油流量至当量比为 0.9,虽然推力增加了 1.25 kN,但比冲下降到了 12.29 kN · s/kg.

表 1 不同当量比下的双燃烧室冲压发动机性能

Table 1 Performance of dual-combustor ramjet for different equivalence ratios

当量比	0.13	0.72	0.90
亚燃室压力/MPa	0.30	0.38	0.481
推力增益/kN	1.44	7.00	8.10
喷管推力/kN	0.92	2.77	2.92
内推力/kN	-0.36	7.05	8.30
内推力比冲/(kN · s/kg)		13.06	12.29

4 结 论

通过直连式实验和数值计算,对双燃烧室冲压发动机的流场结构和性能进行了研究,结果表明:

1) 数值计算的压力分布和实验结果基本一致,说明本文采用的数值方法可行.

2) 数值计算表明:中心高温富油燃气与边区空气在混合层内快速反应,热力喉道出现在约 0.9 m 处,出口处的燃烧效率达到了较高水平.

3) 根据本文提出的结合直连式实验和数值计算的性能估算方法,双燃烧室发动机在 $Ma=4.0$,高度为 17 km 状态时具有较高的性能.当燃油当量比为 0.9 时,发动机内推力为 8.3 kN,内推力比冲为 12.29 kN · s/kg,更高的燃油当量比将导致进气道不起动.

参考文献:

- [1] Fry R S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [2] 温杰. 美国海军的 HyFly 计划[J]. 飞航导弹, 2008(12): 10-13.

- WEN Jie, HyFly project in U. S. navy[J]. Cruise Missile, 2008(12):10-13. (in Chinese)
- [3] Stockbridge R D, Schetz J A, Waltrup P J, et al. Combustion inlet interaction and modeling of hypersonic dual combustion ramjet engine[R]. DTIC, ADA162111, 1984.
- [4] Waltrup P J. The dual combustor ramjet: a versatile propulsion system for hypersonic tactical missile application [R]. N93-1760705-20, 1992.
- [5] 王春, 陆惠萍, 司徒明. 双燃式冲压发动机中超燃燃烧室冷态流场数值模拟[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 35-39.
- WANG Chun, LU Huiping, SITU Ming. Numerical predictions of cold flowfield of supersonic combustor in dual combustor ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 35-39. (in Chinese)
- [6] 李璞, 郭荣伟. 亚/超燃混合发动机模块间界面参数设计及数值仿真[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1837-1842.
- LI Pu, GUO Rongwei. Design of the interface between ramjet and scramjet modules of dual combustor ramjet and flow field simulation [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1837-1842. (in Chinese)
- [7] 孙英英, 司徒明, 王春, 等. 双燃烧室中煤油超燃实验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000(1): 51-56.
- SUN Yingying, SITU Ming, WANG Chun, et al. Experimental investigation of kerosene supersonic combustion in DCR[J]. Experiments and Measurements of Fluid Mechanics, 2000(1): 51-56. (in Chinese)
- [8] 朱森, 向红军. 基于 FLUENT 的双燃烧室火箭发动机数值仿真研究[C]//中国宇航学会固体火箭推进专业委员会第26届年会论文集(发动机分册). 张家界 中国: 中国宇航学会, 2009: 175-179.
- [9] 于江飞, 晏至辉, 刘卫东. 双燃烧室冲压发动机富油燃气超声速燃烧数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(2): 169-173.
- YU Jiangfei, YAN Zhihui, LIU Weidong. Numerical simulation on supersonic combustion of fuel-rich gas for a dual combustor ramjet[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(2): 169-173. (in Chinese)
- [10] 晏至辉, 陈述, 于江飞, 等. 双燃烧室冲压发动机超声速混合层混合增强数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 821-828.
- YAN Zhihui, CHEN Ti, YU Jiangfei, et al. Numerical study on mixing enhancement for supersonic mixing layer in dual combustor ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 821-828. (in Chinese)
- [11] 潘余, 李大鹏, 刘卫东, 等. 超燃冲压发动机燃烧模态转换实验研究[J]. 爆炸与冲击, 2008, 28(4): 293-297.
- PAN Yu, LI Dapeng, LIU Weidong, et al. Combustion mode transition in a scram jet engine[J]. Explosion and Shock Waves, 2008, 28(4): 293-297. (in Chinese)
- [12] 王成鹏, 杨永阳, 刘晨, 等. 超燃燃烧室流场计算方法比较分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 963-969.
- WANG Chenpeng, YANG Yongyang, LIU Chen, et al. Comparative analysis of computational methods of supersonic combustor flowfield[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 963-969. (in Chinese)
- [13] Franzelli B, Riber E, Sanjosé M, et al. A two-step chemical scheme for kerosene-air premixed flames[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(7): 1364-1371.
- [14] Watanabe H, Suwa Y, Matsushita Y, et al. Spray combustion simulation including soot and NO formation[J]. Energy Conversion and Management, 2007, 48(7): 2077-2089.
- [15] Ueda S, Kouchi T, Takegoshi M, et al. Performance of a scramjet engine model in Mach 6 flight condition[J]. Shock Waves, 2009, 2: 1129-1134.