

## 发动机冷却燃料超临界压力下做功潜力焓分析\*

李新春,王中伟

(国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室,湖南长沙 410073)

**摘要:**在高马赫数飞行下,超燃冲压发动机的燃料冷却量大于燃料燃烧量。为了降低燃料的冷却量以及实现燃料冷却量和燃烧量的匹配,采用焓分析法对超燃冲压发动机壁面燃料冷却工质在超临界压力下进行做功潜力分析。发动机壁面冷却燃料的特性决定其热量焓大小。根据发动机壁面温度分布、热流密度分布计算热量焓,建立稳定流动燃料工质的焓平衡方程。结果表明:在壁面最高温度为1200 K时,传入壁面的热量为562.4 kW,其中理论热量焓为541.3 kW;冷却燃料工质流量增加,最大输出功减小;燃料工质出口温度增加,输出功减小;燃料工质出口压力增加,输出功基本不变。

**关键词:**超燃冲压发动机;热量焓;焓平衡方程;燃料

中图分类号:V233 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2017)04-174-05

## Exergy analysis of the potential working about the heat of cooling fuel for scramjet at supercritical pressures

LI Xinchun, WANG Zhongwei

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Coolant flow rate of fuel for scramjet exceeds stoichiometric flow rate in the high flight Mach number. In order to lower the coolant flow rate of fuel and implement the matching between coolant flow rate and stoichiometric flow rate, the potential working for the cooling fuel was analyzed by exergy method. The properties of the cooling of fuel at supercritical pressures determines the quantity of exergy. The exergy was calculated according to the distribution of scramjet wall's temperature, scramjet wall's heat flux, and the exergy equilibrium equation was given. It is concluded that the heat of scramjet wall is 562.4 kW and the exergy is 541.3 kW when the maximum temperature of scramjet wall is 1200 K. It is also concluded that the potential working is lowered while the coolant flow rate of fuel is increased and the output temperature of fuel is increased, and the potential working is not changed when the output pressure of fuel is increased.

**Key words:** scramjet; exergy; exergy equilibrium equation; fuel

20世纪90年代美国提出“全球快速打击计划”,军事装备武器向着快速打击、两小时全球到达的目标发展<sup>[1]</sup>。超燃冲压发动机技术是发展高超声速飞行器的核心。NASA启动Hyper-X计划,进行超燃冲压发动机技术与一体化技术的验证<sup>[2]</sup>。当飞行马赫数达到6.5时,超燃冲压发动机面临恶劣的热环境,壁面结构材料难以保证其安全运行<sup>[3]</sup>。再生冷却方式<sup>[4]</sup>应用于超燃冲压发动机壁面的冷却,通过燃料的物理吸热和化学反应吸热将壁面热量带走<sup>[5]</sup>。杨祥<sup>[6]</sup>和王新竹<sup>[7]</sup>等为超燃冲压发动机的主动冷却结构设计提出高效的设计方法,并对主动冷却超燃冲压发动机燃烧室内传热与燃烧的耦合过程进行了分析。Bao等<sup>[8]</sup>提出冷却通道结构的设计条件是燃

烧用燃料和冷却用燃料相匹配,但是冷却用燃料用量一般大于燃烧用燃料。因此,通过燃料吸热升温、对外输出功、间接提高燃料吸热能力的二次冷却循环被提及<sup>[9-10]</sup>。Bao<sup>[11]</sup>和Zhang<sup>[12]</sup>等对二次冷却循环中吸热燃料的做功特性进行研究,分析了碳氢燃料的热物性、涡轮发电机的特性对输出功的影响。但是,根据超燃冲压发动机工作的特殊环境,如何布置燃料工质对外做功的方式,需要对工质吸热、做功等热力学过程进行研究。本文采用焓分析方法,研究超燃冲压发动机壁面燃料工质在超临界压力下吸热的做功潜力,为设计冷却循环提供指导,为提高发动机的冷却性能和输出功提供一定的理论支持。

\* 收稿日期:2016-03-08

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51505487)

作者简介:李新春(1988—),男,陕西榆林人,博士研究生,E-mail:xch\_lee@163.com;

王中伟(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:wangzhongwei@nudt.edu.cn

# 1 燃料工质焓平衡分析

## 1.1 壁面传热量的热量焓分析

超燃冲压发动机的壁面热量利用,以壁面传热量为热源,燃料冷却为冷源,在热源和冷源之间提供的热量中可转化为多少有用功即为热量焓。

采用焓分析方法分析热源与冷源之间的热量焓,如图1所示。设超燃冲压发动机为轴对称结构,进口为坐标原点,流动方向为  $x$ ,  $l(x)$  为在不同位置处的横截面周长,燃气侧壁面温度分布为  $T_h(x)$ ,传入壁面的热流密度为  $q[T_h(x)]$ ,冷源温度变化为  $T_c(x)$ 。

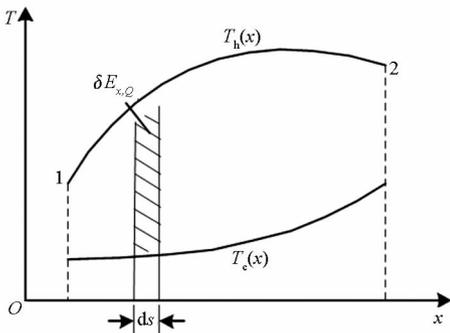


图1 热量焓计算示意图

Fig.1 Schematic of calculating exergy

针对轴对称结构,从热源到冷源之间,分析热量中的热量焓。设想有一系列微元卡诺热机,取微元分析,在任意微元面中提供的热量为:

$$\delta Q = q[T_h(x)] \cdot l(x) dx \quad (1)$$

且微元面的热流密度又可表示为:

$$q = -k \frac{\partial T(n)}{\partial n} \quad (2)$$

其中,  $n$  是垂直于微元面的法线方向。

微元面提供的热量中热量焓为:

$$\delta E_{x,Q} = \left(1 - \frac{T_c}{T_h}\right) \delta Q \quad (3)$$

冷热源的温度是空间的函数,从1到2,系统的热量焓可表示为:

$$E_{x,Q} = \int_1^2 \left[ \left[1 - \frac{T_c(x)}{T_h(x)}\right] \left[ -k \frac{\partial T(n)}{\partial n} \right] \cdot l(x) \right] dx \quad (4)$$

## 1.2 稳定流动燃料工质焓平衡分析

稳定流动工质的物流焓定义:在稳定流动工质只与环境作用下,从给定状态以可逆方式变化到环境状态,所能做出的最大有用功,单位质量稳定流动工质的焓(能量焓中的焓)<sup>[13]</sup>为:

$$w_{u,max} = e_{x,H} = w_i + \int \delta w_E$$

$$= q + (h - h_0) - q + T_0(s_0 - s) \quad (5)$$

因此,针对1 kg 稳流工质的比焓焓为:

$$e_{x,H} = h - h_0 - T_0(s - s_0) \quad (6)$$

超燃冲压发动机的壁面热量利用分析中,根据热源和冷源的特殊性计算了热量焓。超燃冲压发动机的可用冷源为燃料,冷却燃料具有其局限性。在燃料吸热过程中,燃料自身的温度升高,携带一定的焓量。以燃料为工质的稳定流动吸热过程,可以通过建立燃料吸热与做功过程的焓平衡方程,对燃料冷源的吸热能力和做功能力进行分析。针对稳定流动系统,建立其焓平衡方程,如图2所示。

假设单股燃料流体对超燃冲压发动机壁面进行冷却,流入和流出稳定流动系,如图2中虚线所示,能量方程可以表示为:

$$q = h_2 - h_1 + \frac{1}{2}c_{f2}^2 - \frac{1}{2}c_{f1}^2 + w_i \quad (7)$$

从发动机壁面传入的热量被燃料吸收,这样燃料具有做功能力。设冷源为燃料的初始温度,即在此温度下的焓为零,针对稳定流动系的焓平衡方程为:

$$\Delta e_{x,CV} = e_{x,Q_0} + e_{x,H_1} + \frac{1}{2}c_{f1}^2 - e_{x,H_2} - \frac{1}{2}c_{f2}^2 - w_i - i \quad (8)$$

且稳定流动系的

$$\Delta e_{x,CV} = 0 \quad (9)$$

所以整理得

$$e_{x,Q_0} = e_{x,H_2} - e_{x,H_1} + \frac{1}{2}c_{f2}^2 - \frac{1}{2}c_{f1}^2 + w_i + i \quad (10)$$

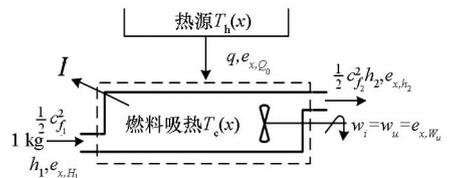


图2 稳定流动焓平衡模型

Fig.2 Model of steadily flowing exergy equilibrium

以燃料为冷却工质的稳定流动过程中,吸热后的高温燃料输出有用功为:

$$w_i = e_{x,Q_0} + (e_{x,H_1} - e_{x,H_2}) + \left(\frac{1}{2}c_{f1}^2 - \frac{1}{2}c_{f2}^2\right) - i \quad (11)$$

其中,  $e_{x,H} = h - h_0 - T_0(s - s_0)$ 。

稳定流动系统的工质进出口流速相同,同时流速为  $m$ ,则

$$\begin{aligned} W &= m \cdot [e_{x,Q_0} + (e_{x,H_1} - e_{x,H_2}) - i] \\ &= E_{x,Q_0} + (E_{x,H_1} - E_{x,H_2}) - I \end{aligned} \quad (12)$$

其中,  $I$  为不可逆因素产生的熵损失。

在燃料冷却流动与对外输出有用功的过程中, 燃料工质的能量熵不断变化, 该过程的熵损失主要是燃料吸热过程和对外输出功过程。当整个流动过程为可逆过程, 即过程熵损失为零时, 输出可用功为输入的热量熵与进出口工质熵值差的和。

## 2 算例分析

分析超燃冲压发动机的热环境是进行壁面传热量的初步工作, 设超燃冲压发动机的物理模型为: 隔离段进口宽  $\times$  高 = 125 mm  $\times$  100 mm, 总长 2.13 m, 出口段宽  $\times$  高 = 125 mm  $\times$  300 mm, 如图 3<sup>[14]</sup> 所示。

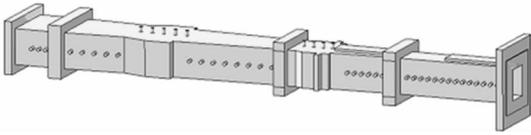


图 3 超燃冲压发动机模型

Fig. 3 Model of scramjet

在来流马赫数为 3.0/4.0 ~ 6.0/7.0 下工作的超燃冲压发动机, 隔离段入口气流马赫数约为 1.5 ~ 3.5。入口气流总压为 1.68 MPa、总温为 1200 K、马赫数为 2.38、油气当量比为 0.551 (燃料流量约为 0.435 kg/s)。在此条件下计算绝热壁面温度分布<sup>[14]</sup>, 如图 4 所示。

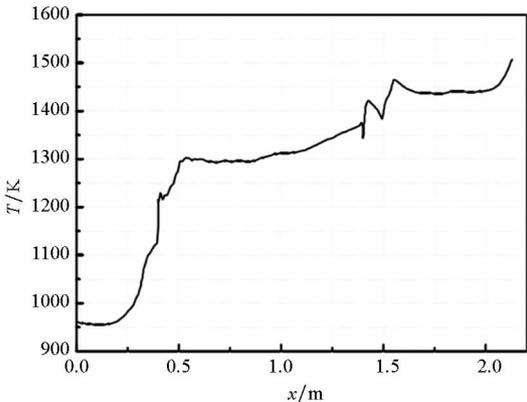


图 4 基于概率密度函数计算模型下的壁面温度分布

Fig. 4 Distribution of wall's temperature with probability density function calculating model

在 0.4 m 之前, 壁面温度基本都低于 1200 K, 而在 0.4 m 之后温度迅速从 1200 K 上升到 1500 K 甚至更高。根据结构材料特性<sup>[15]</sup>, 一般最高允许温度为 1200 K。根据图 4 的温度分布, 为了得到壁面换热情况, 对壁面温度分布进行修正, 0.4 m 之前进行二次三项式插值, 0.4 m 之后为达到最

高允许温度。壁面温度条件取式(13)所示函数。

$$\begin{cases} T(x) = ax^2 + bx + c, 0 \text{ m} < x \leq 0.4 \text{ m} \\ T(x) = T_{\max}, 0.4 \text{ m} < x \leq 2.13 \text{ m} \end{cases} \quad (13)$$

修正模型根据具体的模拟参数选取特征温度点, 由图 4 选取点确定方程中的系数。

$$\begin{cases} T(x) = 2500x^2 - 250x + 900, 0 \text{ m} < x \leq 0.4 \text{ m} \\ T(x) = 1200, 0.4 \text{ m} < x \leq 2.13 \text{ m} \end{cases} \quad (14)$$

将修正后的壁面温度条件施加在模型壁面边界上, 可以得到传入壁面的热流密度分布<sup>[14]</sup> (单位为 MW/m<sup>2</sup>)。

$$\begin{cases} q(x) = 1.125x^2 - 0.375x + 0.28, 0 \text{ m} < x \leq 0.4 \text{ m} \\ q(x) = 0.376x^2 - 0.459x + 0.434, 0.4 \text{ m} < x \leq 1.5 \text{ m} \\ q(x) = -1.093x^2 - 3.922x + 4.012, 1.5 \text{ m} < x \leq 2.13 \text{ m} \end{cases} \quad (15)$$

给定壁面温度边界条件, 即确定了热源温度分布, 同时得到不同位置的热流密度分布。设定冷源温度变化, 即可以求出发动机壁面传热量的热量熵大小。冷源温度可以设为燃料的初始温度 300 K。

将热源温度、冷源温度和热流密度分布代入可用能计算关系式(4)中, 设发动机的横截面周长约为 0.65 m, 即取  $l = 0.65 \text{ m}$ 。可以计算壁面最高温度为 1200 K 时的传热量和最大可用能。

$$\begin{aligned} Q_h &= \int_1^2 \left\{ \left[ -k \frac{\partial T(n)}{\partial n} \right] \cdot l \right\} dx \\ &= \int_0^{0.4} [0.65 \times (1.125x^2 - 0.375x + 0.28)] dx + \\ &\quad \int_{0.4}^{1.5} [0.65 \times (0.376x^2 - 0.459x + 0.434)] dx + \\ &\quad \int_{1.5}^{2.13} [0.65 \times (-1.093x^2 - 3.922x + 4.012)] dx \\ E_{x,Q} &= \int_1^2 \left\{ \left[ 1 - \frac{T_0}{T_h(x)} \right] \left[ -k \frac{\partial T(n)}{\partial n} \right] \cdot l \right\} dx \\ &= \int_0^{0.4} \left[ 0.65 \times \left( 1 - \frac{300}{2500x^2 - 250x + 900} \right) \cdot \right. \\ &\quad \left. (1.125x^2 - 0.375x + 0.28) \right] dx + \\ &\quad \int_{0.4}^{1.5} \left[ 0.65 \times \left( 1 - \frac{300}{1200} \right) (0.376x^2 - \right. \\ &\quad \left. 0.459x + 0.434) \right] dx + \\ &\quad \int_{1.5}^{2.13} \left[ 0.65 \times \left( 1 - \frac{300}{1200} \right) (-1.093x^2 - \right. \\ &\quad \left. 3.922x + 4.012) \right] dx \end{aligned}$$

计算可得, 壁面最高温度为 1200 K 时, 传入壁面的热流大小约为 0.562 4 MW, 发动机壁面传热量的热量熵约为 0.541 3 MW。

以十烷烃为冷却工质, 质量流量为  $m$  的冷却

燃料对发动机壁面进行冷却。十烷烃属于“干式”工质,在气态做功过程中不会发生液化现象。以燃料为工质的开口稳定流动做功系统,忽略过程的不可逆因素,焓损失为零。此时,对外输出的最大有用功可以表示为:

$$W = mw_i = F_{x,Q_0} + (E_{x,H_1} - E_{x,H_2})$$

设冷却燃料进口温度为 300 K,压强为 3 MPa,出口温度为 600 K,压强为 2.5 MPa,燃料工质处于超临界状态。由此可以得到燃料进出口状态下的焓和熵,进而可以计算出  $E_{x,H_1} - E_{x,H_2}$ 。在特定热源冷源温度下,热量焓不随燃料流量的变化而变化。随着燃料冷却剂流量的增加,冷却剂将带走的热量增加,输出最大有用功减小。在不同壁面最高温度下,需要转换的热量大小不同。壁面最高温度越高,进入结构的热量减小,最大输出有用功减小,即需要转换的热量随温度的升高而减小,如图 5 所示。

冷却剂通过冷却壁面然后再喷入燃烧室进行燃烧,在冷却壁面的过程中也是对燃料的预热,一般燃料冷却出口温度要低于其碳化裂解温度,即冷却剂出口温度在 550 ~ 700 K 之间。因为冷却剂初始状态不变,并且假设流量和进出压力保持恒定,分别为 0.4 kg/s, 3 MPa 和 2.5 MPa,则随着冷却剂出口温度的增加,整个热量焓不变,如图 6 所示。

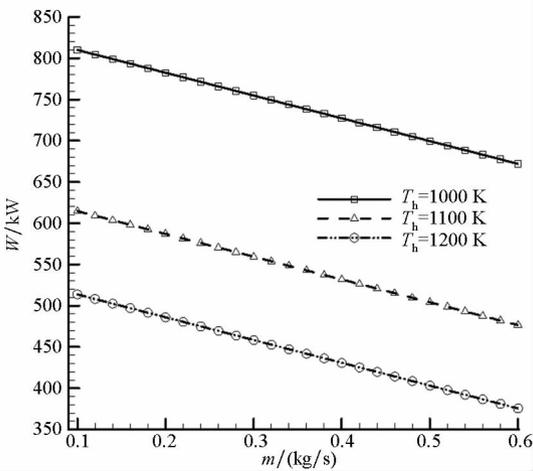


图 5 最大有用功随冷却剂流量的变化

Fig. 5 Distribution of maximum available work following the fuel coolant flow rate

随着燃料出口温度的增加,燃料工质的进出口状态焓、熵变化增大,从而导致燃料携带的进出口焓差变化增大,因此最大输出功也发生变化。如图 6 所示,随着燃料出口温度增加,燃料出口时带走的能量增加,冷却流动过程中的最大输出功减小。

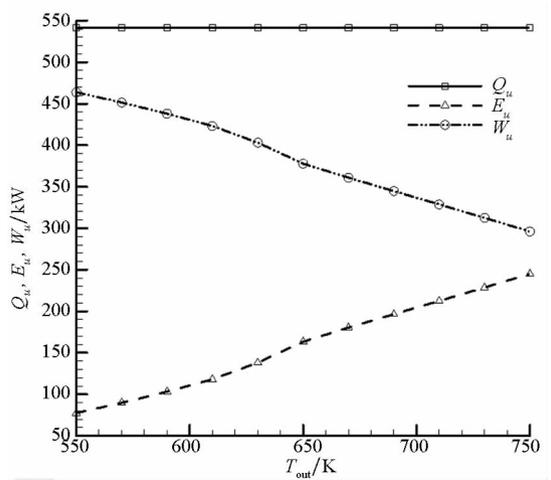


图 6 热量焓、工质焓差、输出功随冷却剂出口温度的变化

Fig. 6 Distribution of exergy, working fluid difference exergy, available work following the fuel output temperature

冷却剂初始状态保持不变,流量、进口压力和出口温度保持恒定,分别为 0.4 kg/s, 4 MPa 和 600 K,则随着冷却剂出口压力的增加,整个热量焓不变,工质焓差、输出功在 1.6 ~ 1.7 MPa 处剧烈变化,其他压力下基本保持不变,如图 7 所示。

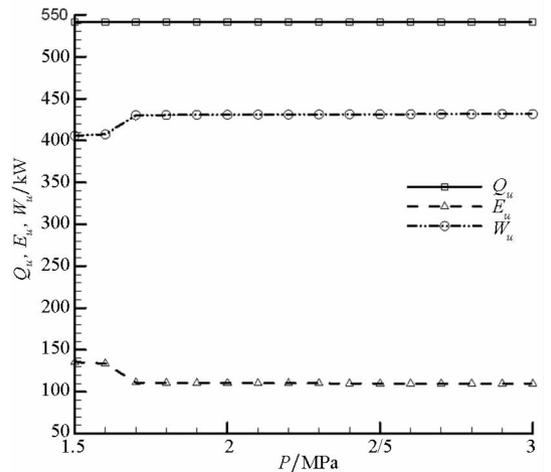


图 7 热量焓、工质焓差、输出功随冷却剂出口压力的变化

Fig. 7 Distribution of exergy, working fluid difference exergy, available work following the fuel output pressure

### 3 结论

1) 通过超燃冲压发动机壁面热量焓的分析,在壁面最高温度为 1200 K 时,传入壁面的热量为 562.4 kW,其中理论热量焓为 541.3 kW。因此,壁面传热量具有很大的做功潜力。

2) 不同的壁面最高温度下传入壁面的热量焓大小不同,随着冷却燃料工质流量的增加,燃料

带走的热量增加,在相同进出口状态下,可输出功率减小。

3) 随着燃料工质出口温度增加,输出功率减小,更多的热量被燃料带走。燃料工质出口压力对输出功率的影响较小。

## 参考文献 (References)

- [1] 金亮. 高超声速飞行器机体/发动机一体化构型设计与性能研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.  
JIN Liang. Configuration design and performance research for an airframe/scramjet integrated hypersonic vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [2] John J B, Russell M C. Fifty years of hypersonic: where we've been, where we've going[J]. Progress in Aerospace Science, 2003, 39(6/7): 511-536.
- [3] 彭丽娜, 何国强, 刘佩进, 等. 耐高温复合材料的主动冷却实验和数值计算研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 48-52.  
PENG Lina, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Experiments and numerical simulation of active cooling ceramic matrix composite[J]. Journal of Astronautic, 2008, 29(5): 48-52. (in Chinese)
- [4] 刘志琦. 超燃冲压发动机再生冷却技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2010.  
LIU Zhiqi. Research of regenerative cooling technology for scramjet [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [5] Feng Y, Qin J, Bao W, et al. Numerical analysis of convective heat transfer characteristics of supercritical hydrocarbon fuel in cooling panel with local flow blockage structure[J]. The Journal of Supercritical Fluids, 2014, 88: 8-16.
- [6] 杨祥, 张磊, 张若凌, 等. 超燃冲压发动机燃烧室主动冷却设计研究[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 208-212.  
YANG Yang, ZHANG Lei, ZHANG Ruoling, et al. Design research of an actively fuel-cooled scramjet combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2): 208-212. (in Chinese)
- [7] 王新竹, 张泰昌, 陆阳, 等. 主动冷却燃烧室燃烧与传热耦合过程迭代分析设计方法[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 213-218.  
WANG Xinzhu, ZHANG Taichang, LU Yang, et al. An iterative analysis and design method for study of coupling processes of combustion and heat transfer in actively-cooled scramjet combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2): 213-218. (in Chinese)
- [8] Bao W, Li X L, Qin J, et al. Efficient utilization of heat sink of hydrocarbon fuel for regeneratively cooled scramjet [J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 33/34: 208-218.
- [9] Bao W, Qin J, Zhou W X, et al. Parametric performance analysis of multiple re-cooled cycle for hydrogen fueled scramjet [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2009, 34(17): 7334-7341.
- [10] Bao W, Qin J, Zhou W X, et al. Performance limit analysis of re-cooled cycle for regenerative cooling systems[J]. Energy Conversion and Management, 2009, 50(8): 1908-1914.
- [11] Bao W, Zhang D, Qin J, et al. Performance analysis on fuel turbo-pump and motor system of scramjet engine [C]// Proceedings of 10th International Energy Conversion Engineering Conference, AIAA 2012-4159, 2012.
- [12] Zhang D, Qin J, Feng Y, et al. Performance evaluation of power generation system with fuel vapor turbine onboard hydrocarbon fueled scramjets [J]. Energy, 2014, 77: 732-741.
- [13] 童钧耕. 工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2007.  
TONG Jungeng. Engineering thermodynamics [M]. Beijing: Higher Education Press, 2007. (in Chinese)
- [14] 马西芳. 超燃冲压发动机燃烧室及其冷却结构的耦合传热研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.  
MA Xifang. Study on coupled heat transfer in scramjet combustor and its cooling structure [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [15] Aiichiro T, Hiroyuki Y, Kazuyuki M. Advanced thermal protection systems for reusable launch vehicles [C]// Proceedings of 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2001-1909, 2001.