

高超声速飞行器的热电技术热管理系统参数*

李新春^{1,2}, 王中伟^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 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:提出了集成热电发电装置的超燃冲压发动机热管理系统,将热电发电机与发动机壁面结构相结合。集成的热电发电热管理系统可以将传入发动机壁面的热量部分转换为电能,同时减少了冷却用燃料流量,“间接”提高了燃料的吸热能力。燃料在冷却过程中提高了自身温度和焓值,具有一定的做功能力。高温高压的燃料经过涡轮机膨胀做功,输出可以被高超声速飞行器利用的能量。采用热力学的分析方法对集成热电发电热管理系统的相关参数进行研究,结果表明其比传统的再生冷却防热具有极好的潜在优势,提升了燃料的吸热能力,同时对外输出了可用功。

关键词:再生冷却;热电转换;热管理系统;燃料

中图分类号:V233 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)02-043-05

Parametric of an integrated thermoelectric generation thermal management system for hypersonic vehicle

LI Xinchun^{1,2}, WANG Zhongwei^{1,2}

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

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

Abstract: An integrated thermoelectric generation thermal management system for a regenerative cooling scramjet was proposed. Thermoelectric power generators were integrated in the scramjet structure. The integrated thermoelectric generation thermal management system reduces the fuel flux for cooling, through converting part of the energy by heat conduction on the scramjet structure to electric power. The heat that must be taken away by fuel is decreased and the fuel cooling capacity is indirectly increased. At the same time, high temperature and high pressure fuel also has the capacity for doing work. It flows through a turbine and get additional power output for the use of hypersonic vehicle. A parametric study of the integrated thermoelectric generation thermal management system for scramjet was performed. It is known through performance analysis that the integrated thermoelectric generation thermal management system has excellent potential performance over the conventional regenerative cooling. The fuel flux is reduced while the integrated thermoelectric generation thermal management system gives power output.

Key words: regenerative cooling; thermoelectric conversion; thermal management system; fuel

自20世纪90年代美国提出“全球快速打击计划”以来,军事装备武器向着快速打击、两小时全球到达的目标发展^[1]。飞行器向着长时间、高超声速的方向发展,其关键技术之一是飞行器的热管理,其中最困难的是发动机的冷却。再生冷却是高超声速飞行器对流冷却的一种形式^[2]。但是,飞行器飞行达到一定马赫数时燃料的冷却剂流量将大于燃烧燃料流量^[3-4]。可以通过热量的热功转换和热电转换,间接提升燃料吸热能力,同时输出可以被利用的能量,从而提高燃料冷却剂的吸热能力^[5]。Qin^[6-8]和Bao^[9]等在再生冷

却的基础上,以燃料为冷却工质,通过燃料吸热升温推动涡轮机对外输出功的形式,间接提高燃料的吸热能力。利用燃料吸热推动涡轮机做功具有很大的局限性,不仅增加了热管理系统的复杂性,而且燃料的吸热能力提升不大^[10]。在燃料与发动机壁面换热间存在很大的温差,可以利用温差实现热电转换,对热量进一步利用^[11]。热电技术^[12-13]已成熟应用在汽车尾气、工业废热等热量回收系统中。Miller等^[14]综合热电转换装置和热力循环的系统来利用汽车发动机废热,分析了系统的理论输出功率、转换效率和能量利用率,研究

* 收稿日期:2015-09-01

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

了换热器表征值、热阻、热电优值系数的特性以及整个过程中的参数设计。Shu 等^[15]将热电转换装置和有机朗肯循环结合,分析这种复合系统在发动机尾气余热方面的应用,并进行参数和热力学分析。在超燃冲压发动机壁面冷却过程中,燃料冷却剂的吸热能力受到限制,同时还没有热电技术应用于超燃冲压发动机壁面冷却系统的相关报道。

1 工作原理分析

高超声速飞行器的热管理是一个综合的能量平衡系统。集成热电发电的热管理系统(Thermoelectric Generation Thermal Management System, TEG-TMS)将热电转换装置与冷却系统结合,在传热过程中输出电能。设计合理的结构,在冷却剂与加热面的高温热源之间可以通过热电转换实现能量的有效利用。图 1 为再生冷却道示意图和集成热电发电的热管理系统示意图。对于再生冷却系统,当燃料以初始温度 T_0 流过冷却通道升高到 T_1 ,吸收的热量为 Q ,此时燃料流量为 m_1 。若在冷却通道与热流面间嵌入热电装置,当仍需要吸收热量 Q 时,在传入结构过程中将有部分热量转换为电能输出,需要冷却剂吸收的热量为 Q_f 。当燃料冷却剂的初始温度和流出冷却通道的温度仍分别为 T_0 和 T_1 时,则可以降低燃料的冷却流量。

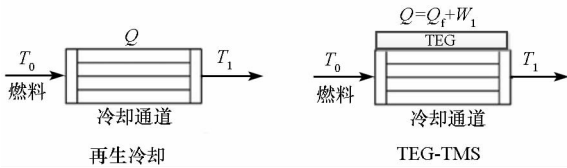


图 1 再生冷却和 TEG-TMS 对比示意图

Fig. 1 Simplified schematic comparison between regenerative cooling and TEG-TMS

针对集成热电发电热管理系统,在热量传递与转换过程中,一部分热量通过结构嵌入的热电装置转换为电能,一部分由具有高焓的燃料冷却剂通过涡轮机输出可用功,一部分由燃料自身吸热带走,如图 2 所示。这样整个系统输出的可用能量为 $W_1 + W_2$,从而提高了高超声速飞行器传入结构热量的利用率。

2 热力学分析

提高燃料冷却能力的方法有直接方法和间接方法。直接方法是提高燃料的物理吸热能力和化学吸热能力;间接方法有热功转换和热电转换。

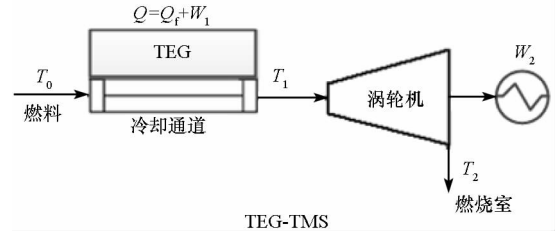


图 2 TEG-TMS 可用功输出示意图

Fig. 2 Simplified schematic of power output in TEG-TMS

间接提高燃料吸热的原理是指通过将燃料吸收的部分热量转换为其他形式的能量,降低需要燃料最终带走的热量。这样,在不增加燃料流量或采用吸热能力更大的燃料的前提下,额外的吸热量将被带走,相当于单位质量燃料的吸热能力得到“间接”提高。

如图 1 所示,对于再生冷却方式,燃料冷却剂可以吸收的热量为:

$$Q = m_1 c_p (T_1 - T_0) \quad (1)$$

对于 TEG-TMS 方式,当仍需要吸收热量 Q 时,在传入结构过程中将有部分热量转换为电能输出,需要冷却剂吸收的热量为 Q_f ,即

$$Q_f = m_2 c_p (T_1 - T_0) \quad (2)$$

因此,燃料吸收的热量和热电器转换的能量之和为传入结构的热量。

$$Q = Q_f + W_1 \quad (3)$$

同时,热电器的转换效率可以表示为:

$$\eta_1 = W_1 / Q \quad (4)$$

定义 ψ 为燃料的消耗率,则

$$\psi = \frac{m_2}{m_1} = 1 - \eta_1 \quad (5)$$

热电器的转换效率也可以表示为式(6)形式^[16]。

$$\begin{aligned} \eta_1 &= \frac{P}{Q_h} = \frac{\alpha^2 \Delta T \frac{R_1}{R + R_1}}{\alpha^2 T_h + K(R + R_1) - \frac{\alpha^2 \Delta T R}{2(R + R_1)}} \\ &= \eta_c \cdot \frac{\frac{m}{m+1}}{1 + \frac{m+1}{ZT_h} - \frac{\eta_c}{2(m+1)}} \end{aligned} \quad (6)$$

其中: η_c 是卡诺循环效率,即 $\eta_c = (T_h - T_c) / T_h$; T_h, T_c 分别为热端温度和冷端温度; m 为负载与内阻比, $m = R_1 / R$; Z 为材料热电优值系数, $Z = \alpha^2 / (k\rho)$ (α, k, ρ 分别为材料塞贝克系数、热导率和电导率)。

将式(6)对 m 求导可以得到,当 $m = \sqrt{1 + Z(T_h + T_c)} / 2$ 时,热电器的转换效率最大,

即为

$$\eta_{1\max} = \eta_c \frac{\sqrt{1+ZT}-1}{\sqrt{1+ZT}+T_c/T_h} \quad (7)$$

其中: $T = (T_h + T_c)/2$ 。

因此,燃料的消耗率为:

$$\begin{aligned} \psi = \frac{m_2}{m_1} &= 1 - \eta_{1\max} \\ &= 1 - \eta_c \frac{\sqrt{1+ZT}-1}{\sqrt{1+ZT}+T_c/T_h} < 1 \end{aligned} \quad (8)$$

对于再生冷却方式,燃料冷却剂的吸热能力可以表示为:

$$Q = m_1 h_f \quad (9)$$

其中: h_f 为燃料的比焓。

对于TEG-TMS,燃料冷却剂的吸热能力可以写为:

$$Q = m_2 h'_f \quad (10)$$

其中: h'_f 为燃料的等效比焓。

因此,燃料吸热倍增率为:

$$\begin{aligned} \delta = \frac{h'_f - h_f}{h_f} &= \frac{m_1 - m_2}{m_2} \\ &= \frac{\eta_c \frac{\sqrt{1+ZT}-1}{\sqrt{1+ZT}+T_c/T_h}}{1 - \eta_c \frac{\sqrt{1+ZT}-1}{\sqrt{1+ZT}+T_c/T_h}} > 0 \end{aligned} \quad (11)$$

针对TEG-TMS,燃料的节约率和燃料热吸倍增率与热电器相关参数有关,如热电器热电材料的 ZT 值、冷热端温度,由式(11)得出燃料吸热倍增率大于0。提高燃料吸热倍增率,就能间接提高燃料的吸热能力。

如图2所示,从能量平衡关系式,得到热电器可以获得的电能为:

$$W_1 = \eta_{1\max} Q \quad (12)$$

涡轮机输出的可用功为:

$$W_2 = \eta_{\text{exp}} m_2 (h_1 - h_{2s}) = m_2 (h_1 - h_2) \quad (13)$$

其中: η_{exp} 为涡轮机的膨胀效率。

能量转换效率为:

$$\eta_2 = \frac{W_2}{Q_f} = \frac{W_2}{(1 - \eta_1) Q} = \frac{\eta_{\text{exp}} m_2 (h_1 - h_{2s})}{(1 - \eta_1) Q} \quad (14)$$

在等熵膨胀过程中,比热比 κ 可以表示为:

$$\kappa = - \frac{v}{p} \left(\frac{\partial p}{\partial v} \right)_s \quad (15)$$

在理想的等熵膨胀过程中,必定满足式(16)^[17]。

$$\int \left(\frac{dp}{p} + \kappa \frac{dv}{v} \right)_s = 0 \quad (16)$$

初、终状态参数满足式(17)。

$$\begin{cases} p_2 v_2^\kappa = p_1 v_1^\kappa \\ \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2} \right)^{\kappa-1} \\ \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \end{cases} \quad (17)$$

其中: p 为压强, v 为比体积, κ 为比热比。

等熵膨胀过程从初态到终态的焓降为:

$$\begin{aligned} \Delta h_s = w_2 &= \frac{1}{\kappa-1} R_g T_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \\ &= w_2 = \frac{1}{\kappa-1} R_g T_1 \left[1 - \left(\frac{v_1}{v_2} \right)^{\kappa-1} \right] \end{aligned} \quad (18)$$

其中, R_g 为气体常数。

因此,热功转换的转换效率为:

$$\begin{aligned} \eta_2 &= \frac{W_2}{Q_f} = \frac{W_2}{(1 - \eta_1) Q} \\ &= \frac{\eta_{\text{exp}} m_2 \cdot \frac{1}{\kappa-1} R_g T_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}{\left(1 - \eta_c \frac{\sqrt{1+ZT}-1}{\sqrt{1+ZT}+T_c/T_h} \right) Q} \end{aligned} \quad (19)$$

对TEG-TMS,总输出功为:

$$\begin{aligned} W_{\text{total}} = W_1 + W_2 &= \eta_c \frac{\sqrt{1+ZT}-1}{\sqrt{1+ZT}+T_c/T_h} \cdot Q + \\ &\eta_{\text{exp}} m_2 \cdot \frac{1}{\kappa-1} R_g T_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \end{aligned} \quad (20)$$

TEG-TMS的总转换效率为:

$$\begin{aligned} \eta_{\text{total}} &= \frac{W_1 + W_2}{Q} = \frac{W_1}{Q} + \frac{W_2 (1 - \eta_1)}{Q (1 - \eta_1)} \\ &= \eta_1 + \eta_2 (1 - \eta_1) \end{aligned} \quad (21)$$

在TEG-TMS中,实现了热量的热电转换和热功转换,并且在理想情况下热电器的转换效率与冷热端温度和 ZT 值有关,涡轮机做功的循环转换效率与比热比和压比有关。提高系统的转换效率,可以提高燃料的利用率,同时输出更多的可用功。

3 结果与分析

在燃料冷却过程中,燃料消耗率和燃料吸热倍增率可以表征热管理系统中燃料冷却剂的吸热能力。在受热壁面与再生冷却通道之间嵌入热电器,热量传入结构的过程中将有部分热量转换为电能,实现对热量的初步利用,同时间接提高燃料的吸热能力。

假设热端温度为1000 K, ZT 值为1.5,通过热力学分析,燃料消耗率和燃料吸热倍增率随冷

端温度的变化,如图 3 所示。随着冷端温度的升高,燃料消耗率增加,燃料吸热倍增率减小。因为冷端温度升高使嵌入的热电器两端温差减小,导致热电器转换效率降低,功率下降,更多的热量需要燃料冷却剂吸收,从而使燃料消耗率增加,燃料吸热倍增率减小。

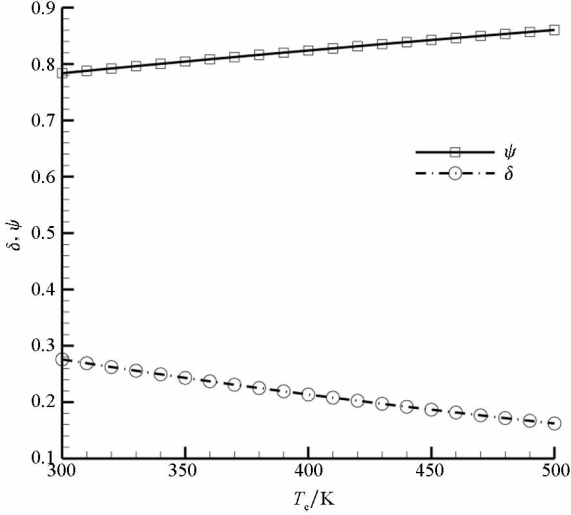


图 3 燃料消耗率和吸热倍增率随冷端温度的变化
Fig. 3 Fuel expending ratio and multiplication of fuel heat sink vs cold temperature

表征热电器的性能指标是热电材料的 ZT 值。假设冷端温度和热端温度分别为 350 K 和 1000 K,通过分析,燃料消耗率随着 ZT 值的增加而减小,燃料吸热倍增率随着 ZT 值的增加而增加。因为热电器 ZT 值增加,热电器的转换效率和输出功率增加,热电器输出电能增加,从而需要燃料吸收的热量减少,燃料消耗率减小,燃料吸热倍增率增加,如图 4 所示。

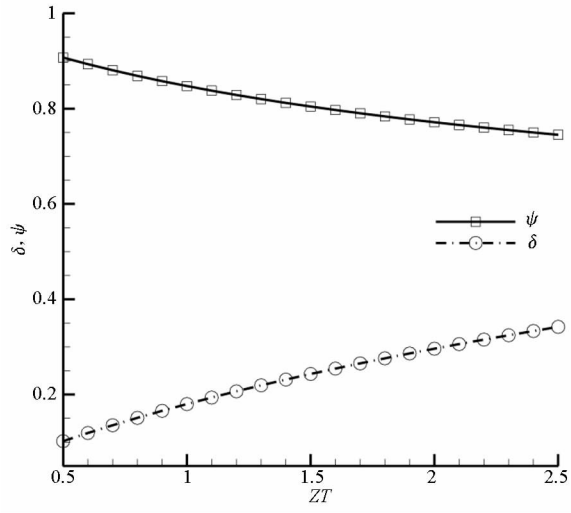


图 4 燃料消耗率和吸热倍增率随 ZT 值的变化
Fig. 4 Fuel expending ratio and multiplication of fuel heat sink vs ZT

在 TEG-TMS 中,热电器将热能转换为电能,涡轮机可以将热能转换为机械能。在热管理系统中热电转换效率、热功转换效率及系统总转换效率与冷端温度、 ZT 值、比热比和压比有关系。设传入的热量为 100 kW,燃料初始温度为 300 K,燃料的比热容为 3000 J/(kg · K),膨胀后和膨胀前压力比值为 0.35,比热比为 1.2,气体常数 R_g 为 287 J/(kg · K),膨胀机效率为 0.8,进入膨胀机的初始温度为 700 K。

随着冷端温度的升高,热电器两端温差减小,由式(7)可得热电器的转换效率下降。涡轮机进出口温度和压力没有变化,则涡轮机转换效率在特定工况下不随换热过程中热电器冷端温度的变化而变化。由式(21)可得总的转换效率随冷端温度的升高而降低,如图 5 所示。热电器的转换效率随热电器 ZT 值的增加将提高,同理涡轮机的工况不变,转换效率不变。总的转换效率将随 ZT 值的提高而提高,如图 6 所示。

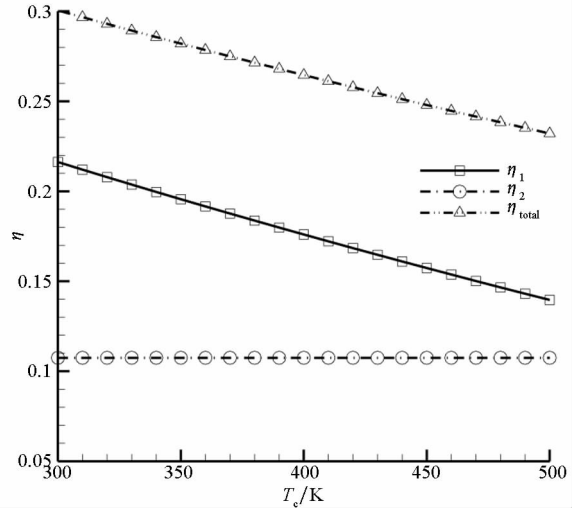


图 5 转换效率随冷端温度的变化
Fig. 5 Efficiency vs cold temperature

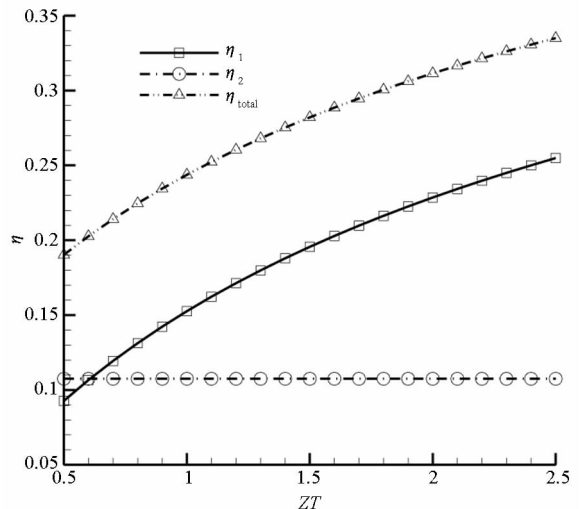


图 6 转换效率随 ZT 值的变化
Fig. 6 Efficiency vs ZT

随着循环工质的比热比增加,涡轮机的工况发生变化,由式(19)可得其转换效率将减小,而热电器转换效率与比热比无关,转换效率不变,由式(21)得总的转换效率随比热比的增加将减小,如图7所示。

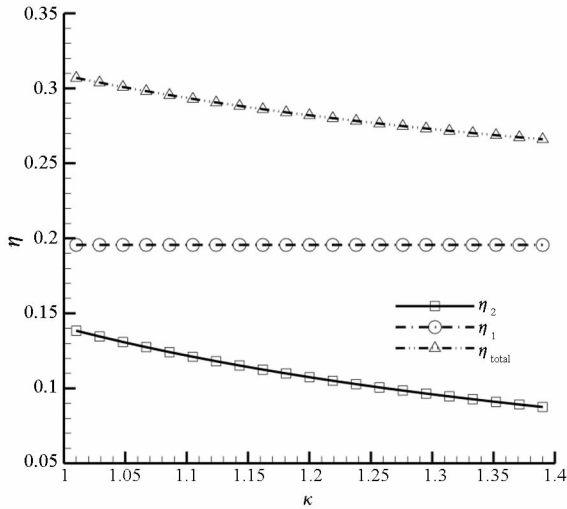


图7 转换效率随比热比的变化

Fig. 7 Efficiency vs specific heat ratio

涡轮机膨胀做功过程中,随着膨胀后压力与膨胀前压力的比值增大,根据式(19)可知涡轮机转换效率下降,热电器转换效率与膨胀过程压比变化无关,因此,热电器转换效率不变,总的转换效率随着膨胀后压力与膨胀前压力的比值增大而降低,如图8所示。

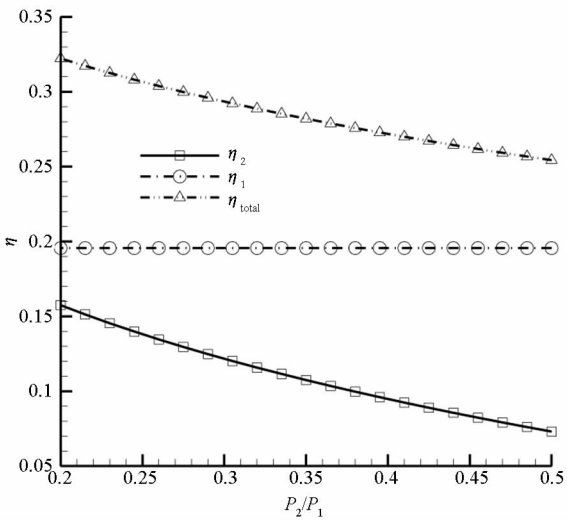


图8 转换效率随压比的变化

Fig. 8 Efficiency vs compression ratio

4 结论

提出集成热电发电装置的热管理系统。分析其工作原理,研究其热力学过程,通过对主要影响

参数进行分析,得出如下结论:

1) 在受热壁面与再生冷却通道之间嵌入热电发电装置,热量传入结构过程中将有部分热量转换为电能,实现对热量的初步利用,燃料吸收的热量减小,从而间接提高燃料的吸热能力;

2) 分析热电器的冷端温度和 ZT 值对燃料消耗率和燃料吸热倍增率的影响。随着冷端温度的升高,燃料消耗率增加,燃料吸热倍增率减小。随着 ZT 值的增加,燃料消耗率减小,燃料吸热倍增率增加。

3) 分析热电器的冷端温度和 ZT 值、循环工质比热比、膨胀压比对 TEG-TMS 的转换效率的影响。随着冷端温度的增加,热电器的转换效率下降,涡轮机转换效率不变,总的转换效率降低。热电器的转换效率随热电器 ZT 值的增加而提高,涡轮机转换效率不变,总的转换效率提高。循环工质的比热比增加,涡轮机的转换效率减小,热电器转换效率不变,总的转换效率减小。膨胀后压力与膨胀前压力的比值增大,涡轮机转换效率下降,热电器转换效率不变,总的转换效率降低。

参考文献 (References)

- [1] Office of Space Systems Development. NASA headquarters, access to space study: summary report [R]. NASA-TM - 109693, 1994.
- [2] 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]. Journal of Supercritical Fluids, 2014, 88(2): 8 - 16.
- [3] Song K D. Transpiration cooling experiment for scramjet engine combustion chamber by high heat fluxes [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1): 96 - 102.
- [4] 蒋劲, 张若凌. 再生冷却超燃冲压发动机传热计算分析与试验 [J]. 推进技术, 2012, 33(3): 443 - 449. JIANG Jin, ZHANG Ruoling. Thermal analysis and experiment validation of regenerative cooling scramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3): 443 - 449. (in Chinese)
- [5] Qin J, Bao W, Zhou W X, et al. Thermal management system performance analysis of hypersonic vehicle based on closed brayton cycle [C] // Proceedings of 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2008 - 5178, 2008.
- [6] Qin J, Zhang S L, Bao W, et al. Effect of recooling cycle on performance of hydrogen fueled scramjet [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2012, 37(23): 18528 - 18536.
- [7] Qin J, Zhou W X, Bao W, et al. Thermodynamic optimization for a scramjet with re-cooled cycle [J]. Acta Astronautica, 2010, 66(9/10): 1449 - 1457.

(下转第 86 页)

- [5] Ferzli I A, Najm F N, Kruse L. A geometric approach for early power grid verification using current constraints [C]// Proceedings of the IEEE/ACM International Conference on Computer-aided design, 2007; 40–47.
- [6] Xiong X, Wang J. Verifying RLC power grids with transient current constraints[J]. IEEE Transactions on Computer-aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2013, 32(7): 1059–1071.
- [7] Zhu H, Wang Y, Liu F, et al. Efficient transient analysis of power delivery network with clock/power gating by sparse approximation [J]. IEEE Transactions on Computer-aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2015, 34(3): 409–421.
- [8] Ferzli I A, Chiprout E, Najm F N. Verification and codesign of the package and die power delivery system using wavelets[J]. IEEE Transactions on Computer-aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2010, 29(1): 92–102.
- [9] Zhao W, Cai Y, Yang J L. A multilevel 64-matrix-based approximate matrix inversion algorithm for vectorless power grid verification [C]// Proceedings of the 18th Asia and South Pacific Design Automation Conference (ASP-DAC), IEEE, 2013; 163–168.
- [10] Zhao W, Cai Y, Yang J L. Fast vectorless power grid verification using maximum voltage drop location estimation [C]// Proceedings of the 19th Asia and South Pacific Design Automation Conference (ASP-DAC), IEEE, 2014; 861–866.
- [11] Yao F F. Efficient dynamic programming using quadrangle inequalities [C]// Proceedings of the 12th Annual ACM Symposium on Theory of Computing, ACM, 1980; 429–435.

(上接第 47 页)

- [8] Qin J, Bao W, Zhou W X, et al. Flow and heat transfer characteristics in fuel cooling channels of a recooling cycle [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2010, 35(19): 10589–10598.
- [9] Bao W, Qin J, Zhou W X, et al. Effect of cooling channel geometry on re-cooled cycle performance for hydrogen fueled scramjet [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2010, 35(13): 7002–7011.
- [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] Zheng X F, Liu C X, Yan Y Y, et al. A review of thermoelectrics research—recent developments and potentials for sustainable and renewable energy applications [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2014, 32(5): 486–503.
- [12] Yu C, Chau K T. Thermoelectric automotive waste heat energy recovery using maximum power point tracking [J]. Energy Conversion and Management, 2009, 50(6): 1506–1512.
- [13] Gou X L, Xiao H, Yang S W. Modeling, experimental study and optimization on low-temperature waste heat thermoelectric generator system [J]. Applied Energy, 2010, 87(10): 3131–3136.
- [14] Miller E W, Hendricks T J, Wang H, et al. Integrated dual-cycle energy recovery using thermoelectric conversion and an organic rankine bottoming cycle [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2011, 225(1): 33–43.
- [15] Shu G Q, Zhao J, Tian H, et al. Parametric and exergetic analysis of waste heat recovery system based on thermoelectric generator and organic rankine cycle utilizing R123 [J]. Energy, 2012, 45(1): 806–816.
- [16] Riffat S B, Ma X L. Thermoelectrics; a review of present and potential applications [J]. Applied Thermal Engineering, 2003, 23(8): 913–935.
- [17] 鲍文, 秦江, 唐井峰, 等. 吸气式高超声速推进热力循环分析 [M]. 北京: 科学出版社, 2013.
BAO Wen, QIN Jiang, TANG Jingfeng, et al. Analysis of thermodynamics cycle for hypersonic airbreathing propulsion [M]. Beijing: Science Press, 2013. (in Chinese)