MHD能量旁路超燃冲压发动机可行性分析

郑小梅 徐大军 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 使用准一维模型对磁流体能量旁路超燃冲压发动机 MPCE (Magneto-Plasma-Chemical Engine)进行了性能计算. 考察了理想和非理想的超燃冲压发动机应用磁流体 MHD (magnetohydrodynamics)能量旁路的效果, 对于理想的超燃冲压发动机应用 MHD 反而会使发动机的性能降低; 对于非理想的超燃冲压发动机, MHD 的作用使发动机的比冲增加. 考虑发动机工作的工程限制条件对超燃冲压发动机和 MPCE 的性能进行了比较, 结果表明应用 MHD 可以扩大超燃冲压发动机的工作范围, 在非设计马赫数下提高发动机的性能. 计算了负载系数、通道压力系数等重要的设计参数对 MPCE 性能的影响, 结果显示优化参数设置可以使发动机比冲增加, 但是同时又会受到工程条件的限制.

关 键 词: 磁流体动力学; 磁流体能量旁路超燃冲压发动机; 高超声速飞行器; 超燃冲压发动机

中图分类号: V 590

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965 (2009) 03-0272-04

Feasibility study of MHD energy bypass scramjet

Zheng Xiaomei Xu Dajun Cai Guobiao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The performance of magnetohydrodynamics (MHD) energy bypass scramjet was analyzed using quasi-one dimensional mathematical model. MHD application on ideal and un-ideal scramjet was investigated, the results show that for ideal scramjet there is no need to use MHD devices, for un-ideal scramjet the performance can be improved by the use of MHD energy bypass. Considering about the engineering constraints, such as combustion chamber entry Mach number and the maximum allowable temperature of the entire channel, the performance of scramjet and magneto-plasma-chemical (MPCE) was compared, results show that MHD energy bypass can broaden the flight Mach number range of the engine and improve performance when the vehicle is flying at un-design Mach number or the engine is not perfectly designed. The influence of some important parameters such as load factors and MHD channel pressure coefficients to the performance of the MPCE was analyzed, results show that the optimization of these parameters can increase the specific impulse of the engine but the degree is constrained by the engineering conditions.

Key words: magnetohydrodynamics (MHD); magneto-plasma-chemical engine (MPCE); hypersonic vehicle; scramjet

磁流体动力学 MHD (magnetohydrodynamic)应用于高超声速飞行器是在上个世纪 80年代由俄罗斯的 Freishtadt V L所提出的, 应用 MHD 技术的高超声速飞行器被称为 AJAX (AJAX是古希腊的一个神的名字 ——埃阿斯)[1]. MHD 在高超声速飞行器上的应用主要包括: 气动减阻、气动热管理、高超声速进气道激波位置控制和边界层控制、MHD 能量旁路推进、以及机载供能系统[2]. MHD 能量旁路指的是在传统的超燃冲压发动机的基础上, 通过安装在进气道和燃烧室之间的

收稿日期: 2008-03-12

基金项目: 国家"863"高技术发展计划资助项目 (2005AA721081)

作者简介: 郑小梅 (1982 -), 女, 湖北武汉人, 博士生, cherry@sa.buaa.edu.cn.

MHD发生器将来流中过多的动能和热能以电能的形式提取出来,绕过燃烧室通过安装在燃烧室和喷管之间的 MHD加速器加入到燃气中,以扩大超燃冲压发动机的工作范围并提高其性能. 这种装有 MHD设备的超燃冲压发动机也叫 MPCE (Magneto-Plasma-Chemical Engine)[1].

俄罗斯、美国、法国、日本、意大利等国家都纷纷对 MHD技术在高超声速飞行器上的应用展开了研究,目前已经进入了实验论证阶段[3].

本文用准一维模型对 MHD能量旁路发动机的可行性进行了研究. 考察了理想的超燃冲压发动机和非理想的超燃冲压发动机应用 MHD能量旁路的效果;考虑发动机工作的工程限制条件,在相同燃烧室入口温度条件下,对超燃冲压发动机和 MPCE的性能进行了比较.

1　计算模型

1.1　准一维模型

如图 1所示考虑由内部 MHD发生器和加速器所组成的 MPCE,MHD通道为理想的分段法拉第型通道. MHD发生器和加速器的工作要求流体具有一定的电离度. 对于 MHD发生器,如果飞行马赫数小于 12,即使经过几道激波再加入电离种子,气流的温度还是不够使流体自动电离,需要使用非平衡电离[2]. 非平衡电离是指由带电质点的冲击或电磁辐射等其它方法而产生的电离[4],非平衡电离的方法有很多种,可以使用中子束、离子束、电子束、α粒子以及高压脉冲. 很多文献都认为在当前的技术条件下使用电子束电离是最有效的电离方法. 为了简化计算模型,在本文的分析中不考虑电离所需的能量,假设 MHD通道中的流体具有足够的电离度. 对于 MHD发生器,从燃烧室出来的燃气温度足够高 (> 3 000 K),加入电离种子就可以使流体电离.

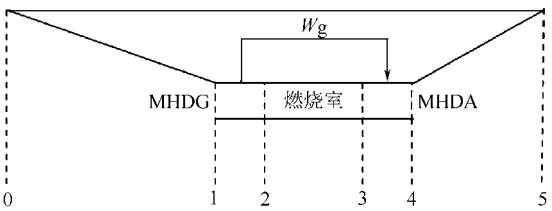


图 1　MHD能量旁路发动机结构及参考点位置定义

假设流体为无粘、无热传导、恒定比热比的理想气体,基本方程组如下:

$$\rho u A = \text{const} \tag{1}$$

$$\rho u \frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}x} + \frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}x} = F_x \equiv (\mathrm{j} \times \mathrm{B})_x \tag{2}$$

$$\rho u \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}x}\left(h + \frac{u^2}{2}\right) = \mathrm{j} \cdot \mathrm{E} \tag{3}$$

以及状态方程 $p = \rho R T$.

根据参考文献[1],假设 MHD通道中的压力梯度和电磁场作用在流体上的力成正比:

$$\frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}x} = \zeta(x)(1 - k)^2 \sigma B^2 u \tag{4}$$

式中,$\zeta(x)$为 MHD通道的压力系数;k为 MHD通道的负载系数;σ为流体的电导率;B为所加的外部磁场强度;j为流体中产生的感应电流;E为电场强度. 如果使 ζ取恒定值,就可以从公式 (4)得到 MHD加速器出口参数的简单表达式. 不同的 ζ的取值,代表了不同的流动模式. 例如 $\zeta = 0$表示通道中 $p = \text{const}$, $\zeta = -1$表示通道中 $T = \text{const}$,参考文献[5]对此有详细的说明. 参考点的位置定义见图 1.

流动包含了以下参数:Ma_0,飞行马赫数;飞行高度 H_0;外部激波数 N;流体的总的外部转折角 δ. 在本文中一律假设飞行高度 $H_0 = 30$ km,外部激波总数 $N = 2$.

1) 进气道. 根据激波前后的参数关系,可以求出进气道出口处的气流参数.

2) MHD发生器. MHD发生器的性能由参数 MHD发生器的压力系数 ξ_1、负载系数 k_1 (对于 MHD发生器,负载系数的取值范围为 $0 < k_1 < 1$) 以及能量提取率 η确定.

对于理想的分段法拉第型 MHD通道:

$$F = jB = -(1 - k_1)\sigma B^2 u \tag{5}$$

$$P_0 = jE = -k_1(1 - k_1)\sigma B^2 u^2 \tag{6}$$

MHD通道中提取能量的比功率为

$$w_g = \frac{W_g}{\dot{m}} = \frac{\int_0^L P_0 \cdot A \,\mathrm{d}x}{\dot{m}} = k_1(1 - k_1)\int_0^L \frac{\sigma u B^2}{\rho}\mathrm{d}x$$

MHD发生器通道中能量的提取率为 $\eta = w_g / w_0$,其中 $w_0 = c_p T_0 + u_0^2/2$.

根据式 (2)～式 (4)可以得出

$$\frac{T_2}{T_1} = 1 + \frac{1 - k_1}{k_1}\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_1^2\right)(1 + \xi_1)\eta \tag{7}$$

$$\left.\begin{aligned} \frac{u_2}{u_1} &= \sqrt{1 - \frac{1 + \xi_1(1 - k_1)}{k} G\eta} \\ G &= \frac{2 + (\gamma - 1)Ma_1^2}{(\gamma - 1)Ma_1^2} \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}\frac{\xi_1}{\xi_1 + 1}} \tag{9}$$

3) 燃烧室. 假设燃烧室工作在恒压模式下. 由于燃料流率跟空气流率相比可以忽略,只考虑燃料加入的热量而不考虑质量的加入. 采用液氢为燃料假设燃烧效率为 1,其当量燃料/空气比为 $f_0 = 0.0229$.

$$\left.\begin{aligned} T_3 &= T_2 + \Delta T \\ u_3 &= u_2 \\ \Delta T &= fH_u / c_p \end{aligned}\right\} \tag{10}$$

式中,H_u为燃料热值;f为燃料/空气流率比.

4) MHD加速器. MHD加速器的性能由 MHD 加速器的压力系数 ξ_3和负载系数 k_3 (对于 MHD 加速器,负载系数的取值范围为 $k_3 > 1$)决定. 为了简化起见,假设发生器提取的能量全部加入到加速器中. 用和发生器类似的方法可以得到

$$\frac{T_4}{T_3} = 1 + \frac{k_3 - 1}{k_3}\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a_1^2 \frac{T_1}{T_3}\right)(1 + \xi_3)\eta \tag{11}$$

$$\frac{p_4}{p_3} = \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}\xi_3 + 1} \tag{12}$$

$$u_4 = \sqrt{u_3^2 + \frac{1 - \xi_3 (k_3 - 1)}{k_3} \cdot 2T_1 \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a_1^2\right)\eta} \tag{13}$$

5) 喷管. 假设喷管中的流动为等熵的,并且 $p_5 = p_0$,根据流体动力学方程很容易求出喷管出口处的流动参数 T_5和 u_5.

由以上求得的参数可以求出发动机的比冲:

$$I_{sp} = \frac{(\varphi u_5 - u_0)}{gf} \tag{14}$$

式中,φ是喷管的理想系数,如果喷管的工作过程为理想的,则 $\varphi = 1$.

1.2 工程限制条件

根据参考文献[6],如果燃烧室入口静温太大,不平衡离解所造成的能量损失将会使发动机总的效率降低. 故而存在一个最大允许压缩温度 $T_{2\max}$,其取值范围为 1 440～1 670 K,本文取为 1 670 K 由于材料和冷却技术的限制,发动机中流体的最高温度受到限制,本文中假设 $T_{\max} = 3\,500$ K 参考文献[7]中指出,燃烧室入口速度也必须要限制在一定的范围内,否则不能得到稳定的燃烧,其中取 $u_{\lim} = 1\,700$ m/s,本文假设燃烧室入口马赫数限制为 $Ma_{2\max} = 2.0$. 发动机整个流动过程为超音速,应对燃料的流量加以控制以保证最小的马赫数为 1.2.

另外,由于技术的限制 MHD 发生器和加速器的电效率 η_{eg}和 η_{ea}通常不超过 0.8[7]. 对于 MHD发生器,电效率定义为从等离子体中汲取的电功率和电磁制动功率之比 $\eta_{eg} = (jE)/(jE + j^2/\sigma)$,例如,若电磁力做功的 10%损失于焦耳加热,则电效率为 0.9. 对于 MHD加速器,电功率的定义为电磁推进功率和加入能量的电功率之比,$\eta_{eg} = (jE - j^2/\sigma)/(jE)$. 对于理想分段法拉第型 MHD通道,$k_1 = \eta_{eg} \leq 0.8$, $k_3 = 1/\eta_{ea} \geq 1.25$[4].

2 相同外形时发动机性能的比较

2.1 理想 *Scramjet*时 *MHD* 的作用

$Ma = 8$时,取 $\delta = 0.8$, $f = 0.0156$可得在本文假设前提条件下满足工程限制的最优超燃冲压发动机设计. 在相同的飞行马赫数、外部激波转折角 δ和燃料/空气比 f取值下,计算 MPCE的性能.

取 $\xi_1 = \xi_3 = 1$, $k_1 = 0.5$, $k_3 = 2$,计算能量取出率 η在 0～0.1的范围内变化对 MPCE性能的影响. 结果表明,随着 η的增加,MPCE的比冲减小,燃烧室入口处的马赫数 Ma_2减小,温度 T_2增加. 这表明在理想情况下(流体为理想气体、不考虑热传导和摩擦损失、燃烧效率为 1、喷管中的流动等熵),MHD的作用反而使发动机的性能降低了. 马赫数减小是由于 MHD 发生器的减速作用,温度增加是因为焦耳加热.

2.2 非理想 *Scramjet*时 *MHD* 的作用

若超燃冲压发动机在非设计状态下工作,或是喷管设计得不理想时,MHD的作用可以改善超燃冲压发动机的性能. 例如 $Ma = 8$时,取 $\delta = 0.4$, $f = 0.0156$其它参数不变,可以得到如图 2所示的结果. 当飞行马赫数为 8时,$\delta = 0.4$的压缩是不够的,在 MHD的作用下,发动机的比冲得到提高. 另外,由图可见相比于理想的喷管 MPCE对于非理想喷管发动机的性能改善更为显著,这是因为对于非理想喷管,从燃烧室出来的燃气得不到很好的膨胀,这时 MHD 加速器的作用就显得尤为重要. 在实际的喷管设计中,考虑到飞行器的重

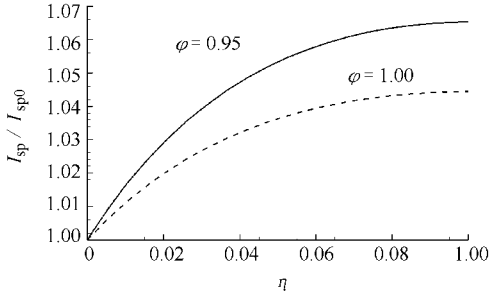


图 2 *MPCE*的比冲和相应的 *Scramjet*比冲的比值 I_{sp}/I_{sp0}随发生器能量转化率 η的变化

量和经济性能通常会采取欠膨胀方案. 如果使用MHD加速器,则喷管的长度可以进一步减小;或者是在喷管的非设计状态下改善喷管的性能.

3　限制入口温度时发动机性能比较

在本节中,充分考虑发动机工作的工程限制条件,比较 scramjet和 MPCE的性能,得到如表 1的结果. $Ma=8$时的 MPCE的负载系数分别为 $k_1=0.5$, $k_3=2$;$Ma=10$时取 $k_1=0.78$, $k_3=1.25$.

当 $Ma=8$时,使两种发动机的燃烧室入口温度都约为 1 670 K,在相同的温升条件下,超燃冲压发动机的比冲比 MPCE的比冲大,但是 MPCE燃烧室入口的马赫数为 1.7,小于超燃冲压发动机燃烧室入口的马赫数 2.09. 当 $Ma=10$时,超燃冲压发动机燃烧室入口的马赫数为 2.91超过限制条件. MPCE燃烧室入口的马赫数为 1.979,在限制的范围之内. 分析表明,$Ma<8$时,在理想情况下超燃冲压发动机的性能优于 MPCE,这主要是由 MPCE中 MHD通道的熵增所引起的. 当 $Ma>8$时,超燃冲压发动机燃烧室入口的温度和马赫数无法同时满足限制条件;而 MPCE可以同时满足限制条件,这表明应用 MHD可以扩大超燃冲压发动机的工作范围. 考虑到材料和技术的进步,工作过程的限制条件可能会放松一些,超燃冲压发动机可以在更高的马赫数下工作,但是这不会影响趋势性的结果.

表 1　Scramjet和 MPCE性能的比较

发动机	Ma_0	δ	f	η	T_2/K	Ma_2	T_3/K	T_4/K	I_{sp}/s
Scramjet	8	0.8	0.016		1666.4	2.09	3500		2783.3
MPCE	8	0.4	0.011	0.15	1670	1.708	3000	3481.3	2523.1
Scramjet	10	0.65	0.015		1764.7	2.91	3500		2270.0
MPCE	10	0.3	0.009	0.37	1670	1.979	2780	3491.4	1814.4

4　参数分析

在本小节中,以 $Ma=10$为例,在充分考虑工程限制的条件下,分析各设计参数对 MPCE性能的影响. 设计参数的初值为 $\delta=0.3$, $T_2=1670$ K, $f=0.0094$, $T_3=2780$ K, $k_1=0.78$, $k_3=1.25$, $\xi_1=\xi_3=1$.

4.1　负载系数对 *MPCE*性能的影响

MHD发生器和加速器的负载系数的取值范围分别为 $k_1\leq 0.8$, $k_3\geq 1.25$. MHD发生器的负载系数 k_1对 MPCE性能的影响见图 3,可见 k_1的值取小一些可以提高发动机比冲,但是又被燃烧室入口的 Ma_2所限制,对于本例, k_1的取值范围是 0.78～0.8. 发生器负载系数 k_1代表的是电效率,MPCE的比冲没有随着电效率 k_1的增加而增加是因为电效率的增加不会使净输出功增加.

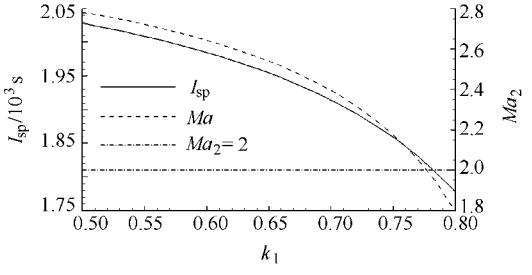


图 3　负载系数 k_1对 *MPCE*性能的影响

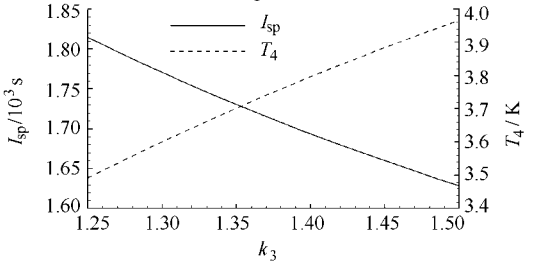


图 4　负载系数 k_3对 *MPCE*性能的影响

MHD加速器的负载系数 k_3对 MPCE性能的影响见图 4,可见 k_3的值取越小 MPCE比冲越大. 随着 k_3的增加发动机比冲减小,MHD加速器出口处温度 T_4增加. k_3越大表示加速器的电效率越低,电效率越低就表明有越多的能量损耗在加热过程中,所以提高加速器的电效率可以有效增加 MPCE的比冲.

4.2　*MHD*通道压力系数对 *MPCE*性能的影响

在其它参数不变时,分别使 ξ_1和 ξ_3变化. 结果表明增加 ξ_1和 ξ_3都可以使 MPCE的比冲增加,但是又都受到了限制. 增加 ξ_1会使得 Ma_2增加,增加 ξ_3又会使 T_4增加.

4.3　其它参数对 *MPCE*性能的影响

1) T_3对 MPCE性能的影响

当取 $T_2=1670$ K固定不变时, T_3对 MPCE性能的影响也表现为 f对 MPCE性能的影响. 和超燃冲压发动机一样,有效燃烧的燃料越多、释放的热量越大,发动机的比冲越高,但是对于高飞行马赫数,加入的热量过多会使 T_3或 T_4变大甚至超过材料所允许的范围. 对于较高的飞行马赫数,通常会取 $f\leq f_0$,以控制流道中的温度不超过限制值.

(下转第 295页)

息融合时,需要考虑时间对准、多速率滤波、不等间隔、观测量少且随机以及量测滞后的问题. 为此,本文提出了分别采用外推时间对准、变周期离散化以及消除量测滞后的措施以解决上述 INS/SMNS组合导航信息融合中的问题,并通过仿真试验,对比分析了常规 Kalman滤波与本文提出的滤波方法的定位精度,验证了本文提出的滤波方法具有较高的定位精度.

参考文献 (References)

[1] 周志强,陈哲. 贝叶斯景像匹配技术 [J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(3): 337 - 340
Zhou Zhiqiang, Chen Zhe. Bayes scene matching technology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(3): 337 - 340 (in Chinese)

[2] 刘建业,熊智,段方. 考虑量测滞后的 INS/SAR组合导航非等间隔滤波算法研究 [J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 626 - 631
Liu Jianye, Xiong Zhi, Duan Fang. Processing the measurement delay INS/SAR integrated navigation in-coordinate interval filtering algorithm study[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6): 626 - 631 (in Chinese)

[3] Niwa S, Masuda T, Sezaki Y. Kalman filter with time-variable gain for a multisensor fusion system [C]//Proceeding of the 1999 IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems. Taipei: [s. n.], 1999: 56 - 61

[4] 赵龙,陈哲. Lyapunov自适应滤波及其在 INS/SMNS组合导航系统中的应用 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(10): 1084 - 1086
Zhao Long, Chen Zhe. Lyapunov adaptive filtering and its application in INS/SMNS integrated navigation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(10): 1084 - 1086 (in Chinese)

[5] 闵虎. 四组合导航系统算法研究与软件开发 [D]. 北京:北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 2000
Min Hu. Research of the algorithms and development of the software in INS/GPS/TAN/SMNS integrated navigation system [D]. Beijing: School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000 (in Chinese)

(责任编辑:刘登敏)

(上接第 275页)

2) δ对 MPCE性能的影响

当取 T_2 = 1670 K固定不变时,δ对的取值表现了激波压缩和 MHD发生器压缩的分配关系,δ的值越小则需要越强的 MHD压缩作用以达到一定的压缩效果,δ的值越大,则所需的 MHD压缩作用越小. 在本文的假设条件下,流体流过 MHD通道所引起的熵增比通过激波的熵增更严重,所以,在满足限制条件的情况下应该尽量使用激波压缩以减小 MHD作用的程度. 例如,飞行马赫数为 10时,若 δ = 0.2,在限制条件下进行优化 MPCE的比冲最大可以达到 1662.2 s;若 δ = 0.3,则 MPCE的比冲可以达到 1814 s.

5 结　论

在相同的外形条件下分别考虑了理想的和非理想的超燃冲压发动机应用 MHD能量旁路的情况:对于理想的超燃冲压发动机应用 MHD能量旁路会使发动机性能降低;对于非理想的超燃冲压发动机,应用 MHD能量旁路可以使发动机的比冲增加. 考虑到工程限制条件,对超燃冲压发动机和 MPCE的性能进行了比较,结果表明应用 MHD可以扩大超燃冲压发动机的工作范围. 分析了负载系数、通道压力系数等设计参数对 MPCE性能的影响,结果表明发动机工作的工程限制条件限制了发动机的性能,MPCE性能的提高有待于工程技术的发展,例如耐高温材料和冷却技术的发展、MHD通道电效率的提高等.

参考文献 (References)

[1] Freishtadt V L, Kuranov A L, Sheikin E G. Use of MHD systems in hypersonic aircraft [J]. Technical Physics, 1998, 43(11): 1309 - 1313

[2] Miles R B, Macheret S O, Shneider M N, et al. Plasma-enhanced hypersonic performance enabled by MHD power extraction [R]. AIAA-2005-561, 2005

[3] Lineberry J T, Begg L, Castro J H, et al. Scramjet driven MHD power demonstration: HVEPS project overview [R]. AIAA-2006-8010, 2006

[4] 居滋象,吕友昌,荆伯弘. 开环磁流体发电 [M]. 北京:北京工业大学出版社, 1998: 15 - 16
Ju Zixiang, Lü Youchang, Jing Bohong. Open cycle MHD power generation [M]. Beijing: Publisher of Beijing University of Technology, 1998: 15 - 16 (in Chinese)

[5] Brichkin D I, Kuranov A L, Sheikin E G. MHD-technology for scramjet control [R]. AIAA-98-1642, 1998

[6] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. Washington: AIAA, 1994: 157 - 158

[7] Burakhanov M, Likhachev P, Medin A, et al. Advancement of scramjet MHD concept [R]. AIAA-2000-0614, 2000

(责任编辑:张　嵘)