

文章编号 : 1000-6893(2007)04-0769-07

# 用于高超声速推进的 MHD-Arc-Ramjet 联合循环

于达仁, 唐井峰, 鲍文

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

## MHD-Arc-Ramjet Combined Cycle for Hypersonic Propulsion

YU Da-ren, TANG Jing-feng, BAO Wen

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**摘要:** 为了提高冲压发动机在更高速度区内的性能, 扩展发动机的运行速度范围, 需要在并行于发动机的燃烧室处附加一套能量旁路系统。从能量旁路系统技术实现的角度, 分析 AJAX(俄罗斯学者提出的一种带有能量旁路的冲压发动机)中能量注入方式的缺点, 改用电弧式能量注入方式, 形成一种新型的高超声速推进系统——磁流体-电弧-冲压发动机(MHD-Arc-Ramjet)联合循环。热力分析表明: MHD-Arc-Ramjet 联合循环的单位推力与 AJAX 是相当的; 由于前者可以在更高的温度下进行能量注入, 其在单位推力方面是具有优势的。最后对 MHD-Arc-Ramjet 联合循环的研究工作做了展望。

**关键词:** 航空、航天推进系统; MHD-Arc-Ramjet 联合循环; 热力性能分析; AJAX; 冲压发动机

**中图分类号:** V231.12 **文献标识码:** A

**Abstract:** An energy-bypass system located parallel to combustor is applied for the performance improvement at high flight speed and extension of flight envelop. The disadvantage of energy-reintroduction in AJAX, proposed by Russian as a special case of ramjet engine with energy-bypass system, is explored in this paper, and a new hypersonic propulsive system named as MHD-Arc-Ramjet combined cycle is proposed, which uses arc for energy injection. The results of thermodynamic analysis show that the specific thrust of MHD-Arc-Ramjet combined cycle is equivalent to that of AJAX, and the former is superior to the latter when energy is injected at higher temperature in arc. The future work is listed at the end of paper.

**Key words:** aerospace propulsion system; MHD-Arc-Ramjet combined cycle; thermodynamic performance analysis; AJAX; ramjet

随着冲压发动机运行范围向高超声速区扩展, 冲压发动机在热防护方面遇到了极大的制约。由于燃烧室中燃料和空气充分混合和稳定燃烧的需求, 燃烧室入口处的马赫数被限制在一定的范围内。为了满足燃烧室入口处马赫数的限制条件, 高速来流要经过进气道中激波的足够压缩, 燃烧室入口的气流静温(图 1 中的 2 点温度)大幅升高, 不断逼近材料允许的温度极限, 以致燃烧室中允许的加热温升越来越少, 加热量不断降低, 从而导致发动机所产生的单位推力急剧下降<sup>[1]</sup>。

通过改变进气道的压缩过程来解决上面问题是行不通的, 因为这一过程是由激波压缩的物理本质决定的, 这就需要寻找新的解决问题途径。

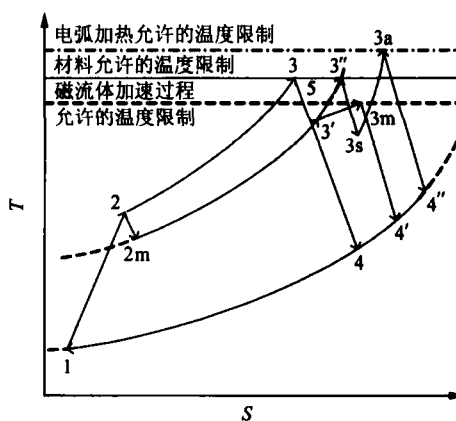


图 1 冲压发动机的循环温-熵图

Fig 1 Temperature-entropy cycle diagram of ramjet (1-2-3-4-1: conventional ramjet; 1-2-2m-3-3m-4-1: AJAX; 1-2-2m-3-3s-3a-4-1: MHD-Arc-Ramjet)

为此, 俄罗斯学者指出, 为了保证燃烧室中注入足够的能量, 燃烧室入口处气流的总能量必须限制在一定的范围内。当来流携带的总能量超过这一范围时, 就需要在燃烧室前部从高速来流的总能

收稿日期: 2006-01-15; 修订日期: 2006-05-16  
基金项目: 国家自然科学基金(50306003); 国家“863”计划(2002AA722105); 中国航天科技集团公司航天科技创新基金(CASC0303)  
通讯作者: 于达仁 E-mail: yudaren@hcms.hit.edu.cn

量中取出一部分来<sup>[2]</sup>,相当于把发动机来流的部分能量经过并行于燃烧室的旁路进行分流传播。基于此思想,俄罗斯学者 Vladimir Fraishtadt 率先提出了一种带有能量旁路的冲压发动机——AJAX<sup>[1-9]</sup>,其利用置于燃烧室前、后的磁流体发电通道和磁流体加速通道来实现工质能量与电能之间的直接交换。磁流体发电通道在高温气流的电离环境中实现电磁场与流场间的能量交换;磁流体加速通道中的过程是上述过程的逆过程。相关的前期研究表明<sup>[6]</sup>:由于流体边界层电流短路现象的存在,磁流体加速通道壁面附近加热严重,仍存在材料温度限制的问题,应用于航天领域还需要新的技术突破。

本文在分析 AJAX 中磁流体加速通道缺点的基础上,对能量注入方式进行了新的探讨,提出采用电弧式注入作为能量旁路系统的注入方式,形成一种新型的高超声速推进系统——磁流体-电弧-冲压发动机(MHD-Arc-Ramjet)联合循环:采用分别置于燃烧室前、后的磁流体发电通道和电弧加热设备构成能量旁路系统。随后利用热力学分析方法比较了 MHD-Arc-Ramjet 联合循环与 AJAX 间的性能,探讨了 MHD-Arc-Ramjet 联合循环在克服材料的耐温限制以及发动机结构质量方面的优势。

## 1 带有能量旁路的冲压发动机

### 1.1 冲压发动机高超声速飞行所面临的问题

为满足冲压发动机燃烧室中燃料和空气充分混合和稳定燃烧的要求,燃烧室入口处的马赫数往往被限制在一定的范围之内。这对进气道中的压缩过程提出了明确的要求:高速来流在进气道中必须经过足够的压缩以满足其出口的速度要求。表1给出了理想气体经过进气道(4道等激波角结构)压缩前后的气流参数,其中  $t_1 = 250 \text{ K}$ ,  $p_1 = 0.4721 \times 10^5 \text{ Pa}$ ,下标标注对应图1标注。

从表1可见,当燃烧室入口的马赫数限于  $Ma_2 < 2$  时,  $Ma_1 = 8$  的来流经过激波角  $\theta = 15^\circ$  的进气道压缩后就可满足其出口速度要求,而对于  $Ma_1 = 10$  的来流却要经过  $\theta = 16.5^\circ$  的激波压缩才能满足条件,即随着来流马赫数的提高,气流在进气道中所需要进行的压缩程度是不断增加的。而来流速度达到  $Ma_1 = 10$  时,气流经过进气道压缩后出口温度已经达到了  $3070 \text{ K}$ 。燃烧室入口

气流温度越来越逼近燃烧室中的最高加热温限,这就限制了可向燃烧室加入的热量,从而导致发动机的单位推力急剧降低。

表1 不同速度来流经过进气道压缩后的气流参数  
Table 1 Comparison of condition downstream of the inlet

$\theta = 16.5^\circ$			$\theta = 15^\circ$		
$Ma_1$	$Ma_2$	$T_2 / (10^3 \text{ K})$	$Ma_1$	$Ma_2$	$T_2 / (10^3 \text{ K})$
6	1.35	1.41	6	1.65	1.25
8	1.58	2.16	8	1.93	1.87
10	1.74	3.07	10	2.12	2.62
14	1.93	5.44	14	2.33	4.58

### 1.2 解决问题的思路:带有能量旁路的冲压发动机

如表1所示,减小进气道的压缩程度(例如减小激波角)能够降低燃烧室入口处的温度,但其速度却不满足限制要求。可见仅仅通过激波作用来实现进气道中的压缩过程,并不能在满足上述约束条件下保证燃烧室中注入足够的能量,这就需要寻找新的解决方法,以克服冲压发动机在高超声速区性能降低的难题。

既要满足燃烧室入口处速度限制的要求,又要保证燃烧室中有足够的能量注入量,这意味着燃烧室入口处气流的总能量( $h + v^2/2$ )不能超过某一上限。当更高速的来流携带的总能量过高时,(例如  $Ma_1 = 10$ )就需要在燃烧室前部除完成激波绝热压缩外,还需要从高速来流的总能量中取出一部分来。这部分取出的能量源于飞行器自身的高速运动,并不是“免费的”<sup>[3]</sup>,这就要求以某种方式将这部分能量绕过燃烧室返回给发动机,而不是从发动机系统排出。这部分能量取出和注入过程实现了把来流工质的部分能量在并行于燃烧室的能量旁路中进行传递,故被称之为带有能量旁路的冲压发动机。

从结构上讲,这种发动机存在并行于发动机燃烧室的一个能量传递旁路,因此其热力循环是和一般冲压发动机所不同的。(见图1)

### 1.3 带有能量旁路的冲压发动机的性能优势

20世纪末,俄罗斯学者在高超声速推进系统的热防护研究中率先提出带有能量旁路的冲压发动机概念<sup>[3-6]</sup>,立即引起了国外高超声速推进研究的广泛关注。文献[7]给出了带有能量旁路的冲压发动机的性能估算曲线,如图2所示。

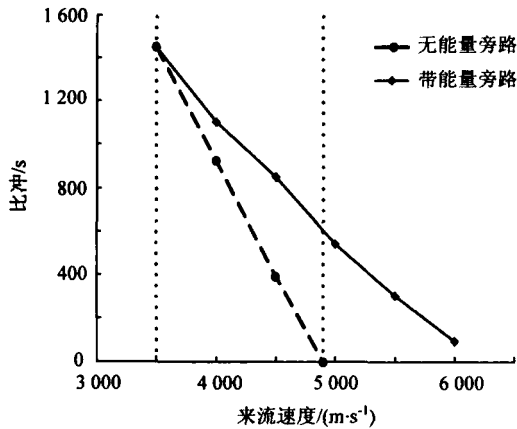


图2 不同发动机的比冲性能比较

Fig. 2 Comparison of specific impulses between MHD and non-MHD cases

在速度  $v_1 = 3500 \text{ m/s}$  时,带有能量旁路的冲压发动机性能是具有优势的,这主要是因为燃烧室前面取出能量的同时也改变了气流流场的分布。以往只能通过激波作用来改变流场的进气道压缩过程,而今则得以和能量取出过程结合在一起共同来发挥对流场的控制作用,这势必减轻了进气道中的气流压缩程度。进气道的部件效率是和气流的压缩程度紧密相关的<sup>[10]</sup>,降低气流经过激波的压缩程度,必然提高进气道的部件效率,从而改善发动机的整体性能。随着来流速度的不断提高,仅仅利用激波压缩作用获得的流场已不能满足燃烧室入口处流场分布的要求,速度高于  $5000 \text{ m/s}$  后一般冲压发动机的性能已降低到不可接受的程度。

可见,带有能量旁路的冲压发动机在改善发动机在高速区内的性能,扩展发动机的运行范围方面具有明显的优势。

## 2 MHD-Arc-Ramjet 联合循环的提出

### 2.1 AJAX 及其技术缺陷

要实现与空气工质进行能量交换,就必须考虑工质的气动特性。随着飞行速度的提高,来流经过激波压缩后的温度已达到了空气弱电离水平<sup>[6-7]</sup>。以 Vladimir Fraishtadt 为首的俄罗斯学者指出可以利用电磁场来改变电离气流的流场,来实现电磁场与流场间的能量转换,并提出一种带有能量旁路的冲压发动机——AJAX。AJAX 发动机中利用置于燃烧室前方的磁流体发电通道把来流的部分能量以电能的方式取出,这部分能量绕过燃烧室后在磁流体加速通道中回注给气流。

AJAX 的实现取决于能量旁路系统高效、可靠地工作。其能量输出技术——磁流体发电技术在 20 世纪已得到了广泛研究,获得了大量的技术理论和经验可供参考<sup>[11]</sup>;而能量输入技术——磁流体加速技术还需要进一步深入的研究。前期的理论分析和实验研究表明<sup>[6]</sup>:磁流体加速通道中存在流体边界层电流短路现象,这使得材料温限问题更显突出。具体分析为:由于受到高超声速流动中黏性边界层的影响,磁流体加速通道近壁面处的流体速度较小,流体切割磁力线产生的反电动势明显小于中心流场,边界层内的电流密度较大,发热量大,温升高。(如图 3 所示)这种现象被称为流体边界层电流短路 (electrical current leaks through the boundary layer),亦称之为哈特曼效应 (Hartmann Effect)<sup>[12]</sup>。哈特曼效应的存在使得加速通道的截面上升温最剧烈处发生于壁面附近。出于通道壁面的安全考虑,磁流体加速通道中心流区的大部分气流的温升不能到达最高温限(图 1 中过程 3—3m),从而降低了燃烧室出口的最高温度(图 1 中 3 点温度),没有有效地扩宽燃烧室中的加热温升,限制了燃烧室中的允许加热量,进而影响了发动机性能的提高。

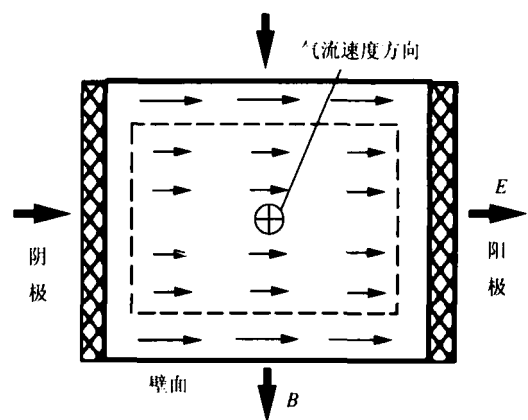


图3 哈特曼效应示意图

Fig. 3 Schematic diagram of Hartmann effect

分析黏性边界层在电磁场下的流动特性是实现磁流体加速技术的理论关键,这还需要大量的突破性的工作。与此同时,探讨新的能量输入方式,与磁流体发电通道一起构成能量旁路系统,也是一种有意义的尝试。

### 2.2 用于高超声速推进的 MHD-Arc-Ramjet 联合循环

利用电磁场作用于电离工质来实现工质热力学内能的增加,是磁流体加速通道的电能利

用方式;利用置于来流中心的电弧阴极和阳极喷管之间的电弧加热高速的气流,随后通过喷管膨胀来获得所需的推进功,则是电能利用的另一种方式。

电弧式能量注入作为较成熟的技术,在民用、航天电推进中已广泛应用<sup>[13-17]</sup>。关于电弧式能量注入的前期分析表明<sup>[14]</sup>:电弧弧柱的中心温度高达 20 000 K,弧柱边缘(壁面附近)的温度却不超过约 2 000 K。这就在保证壁面温度处于材料耐温和冷却限制范围的前提下,大部分气流在电弧弧柱加热区内获得更高的温度,使加热截面的平均温度(图 1 中 3a 点温度)超过了最高温限,即电弧式注入实际上可在更高温度下实现能量的注入。同时电弧式注入的工作并不受气流电离程度的影响,气流通过燃烧抵达最高温限后可先经历一段膨胀过程,再在电弧区中获得能量的回注(图 1 中的过程 2m-3-3s-3a)。另外从部件结构的角度,磁流体加速通道的附属超导线圈和低温维持系统的质量较大<sup>[18-20]</sup>,而电弧式注入充分利用喷管作为电弧的阳极,额外的阴极和附属电路的质量则很小。相对来说,电弧式能量注入的结构简单,质量较轻。

本文提出采用电弧式能量注入方式,形成一种新型的高超声速推进系统——MHD-Arc-Ramjet 联合循环。高速来流在经过前体压缩后已具有很高的温度,部分气体已发生电离;为保证气流具有足够的电离度以维持磁流体发电通道的有效工作,可以在来流中加入低电离电位的碱金属元素以加强电离或采用非平衡电离的方式;电离的气流进入到磁流体发电通道中,受电磁场作用使气流流场发生改变,所携带的部分能量转变为电能输出;具有较低温度和较小马赫数的气流进入燃烧室中和燃料混合、燃烧、部分膨胀,随后利用置于尾喷管中的电弧对气流进行加热并膨胀、加速。这就是 MHD-Arc-Ramjet 联合循环的基本原理。(参见图 1 中的循环 1-2-2m-3-3s-3a-4-1)

为了提高发动机的变工况适应性,在尾喷管中可采用从前到后布置多个电弧的方法来进行能量的注入。随着来流状态的变化,调节能量旁路系统的能量取出率,转化的电能可在尾喷管的不同位置以不同的能量比率进行注入,从而改变气流在喷管中的膨胀状态和发动机的性能。这为发动机在宽范围内的性能优化增加了调控自由度。

### 3 MHD-Arc-Ramjet 联合循环与 AJAX 间的性能比较

前面讨论了 MHD-Arc-Ramjet 联合循环中的能量注入方式——电弧式,与 AJAX 中的能量注入方式——电磁式在能量利用以及发动机热力循环方面的不同,这些必然导致 2 种发动机性能产生差异。下面将在燃烧室出口以前发动机结构、部件性能以及来流状态均相同的情况下,对 MHD-Arc-Ramjet 联合循环与 AJAX 性能进行比较。

文献[21]进行了理想情况上述 2 种发动机的热力学建模分析,建模过程依赖于以下假设条件(理想情况下 2 种发动机的热力循环如图 4 所示):

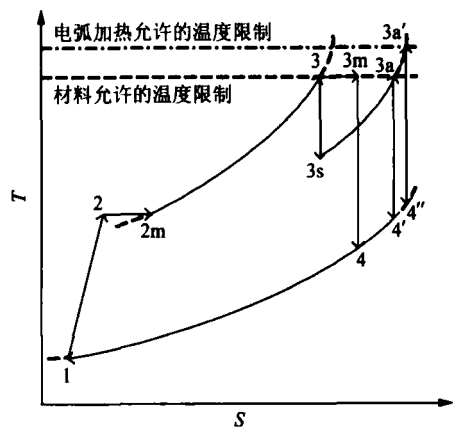


图 4 带有能量旁路的冲压发动机的循环温-熵图

Fig. 4 Temperature-entropy cycle diagram of ramjet with energy-bypass system (1-2-2m-3-3m-4-1: AJAX; 1-2-2m-3-3s-3a-4-1: MHD-Arc-Ramjet)

- (1) 工质为理想气体。
- (2) 发动机来流在进气道中进行等激波角的 4 道绝热压缩过程。
- (3) 忽略由于燃料注入所引起质量增加以及由于摩擦和热损失所引起的动量降低,即假设燃烧过程中压力、速度恒定 ( $p = \text{const.}$ ,  $v = \text{const.}$ )。
- (4) 尾喷管中进行理想的膨胀过程,不考虑膨胀中的耗散。这是因为膨胀的非理想效应对尾喷管部件效率的影响对于 2 种发动机是相同的。
- (5) 磁流体发电通道和磁流体加速通道中气流动能和电能之间的转换均在等温条件下进行,发电环路中内阻产生的热量导致此过程出现熵增<sup>[21-22]</sup>。

(6) 电弧式能量注入过程相当于燃烧室中的能量注入过程。

根据能量守恒原理可得

对于 AJAX,

$$N_g + (h_3 - h_4) = \frac{v_4^2}{2} - \frac{v_3^2}{2} \quad (1)$$

对于 MHD-Arc-Ramjet 联合循环,

$$N_g + (h_3 - h_4) = \frac{v_4^2}{2} - \frac{v_3^2}{2} \quad (2)$$

式中:  $N_g$  为磁流体发电通道中取出的电能;  $h, v$  分别为气流的静焓、速度; 下标对应于图 4 标注。

在磁流体加速通道中, 内阻消耗的电能转化为热, 导致过程出现熵增, 其熵增可表示为

$$S_{3-3m} = \frac{(1 - \eta_{ea})}{T_{lim}} N_g \quad (3)$$

式中:  $\eta_{ea}$  为磁流体加速通道的电效率, 等于加速通道的负载与整个电流环路中总负载的比值, ( $\eta_{ea} \in [0, 1]$ ) 其值反映了加速通道的电能利用效率;  $T_{lim}$  为材料的耐温和冷却极限温度。

电弧式能量注入首先需要把电能转化为热能, 这一过程必然产生熵增, 其熵增可表示为

$$S_{3s-3a} = \frac{N_g}{\bar{T}} \quad (4)$$

式中:  $\bar{T}$  为电弧式能量注入过程的平均吸热温度。

当电弧式能量注入加热气流达到材料允许的最高温限(图 4 中的过程 3s-3a), 即两种能量输入过程的最高温度相等时,  $\bar{T} < T_{lim}$ 。由式(3)、式(4)可推得  $S_{3-3m} < S_{3s-3a}$ 。

从图 4 中可以发现, 电弧式能量注入过程的熵增相对较大意味着 4 点位于 4 点的右侧, 明显地,

$$h_3 - h_4 > h_3 - h_4 \quad (5)$$

联立式(1)、式(2)和式(5)可得,  $v_4 > v_4$ 。根

据发动机单位推力的定义  $F_{sp} = \frac{F}{m} = v_{ex} - v_i$  ( $v_i$ ,

$v_{ex}$  分别为发动机入口和出口处的速度), 可得, 理想情况下, AJAX 的单位推力高于 MHD-Arc-Ramjet 联合循环, 这是因为磁流体加速过程是实现电能向工质动能的直接转化, 过程中几乎没有能量品质的损失; 而电弧加热是把电能首先转化为热能, 然后再向动能转化, 其能量品质的降低则是必然的。由发动机性能的焓分析方法<sup>[23-25]</sup>可知, 此条件下 AJAX 的单位推力肯定要高于 MHD-Arc-Ramjet 联合循环。

文献[6, 22]中分析指出: 这 2 种发动机的能

量回注过程中最高温度之间存在明显的差异。AJAX 发动机中哈特曼效应的存在使得磁流体加速通道的截面上温升最剧烈处发生于壁面附近, 这就使得加速通道中心流区的大部分气流的温升不能到达最高温限(图 1 中过程 3-3m), 以满足壁面温度限制的要求; MHD-Arc-Ramjet 联合循环中由于电弧弧柱的中心温度可高达 20 000 K, 弧柱边缘(壁面附近)的温度却不超 2 000 K<sup>[14]</sup>, 这就在保证壁面(弧柱边缘)温度处于材料耐温和冷却限制范围的前提下, 大部分气流在电弧弧柱加热区内获得更高的温度, 使加热截面的平均温度(图 1 中 3a 点温度, 或者图 4 中的 3a 点温度)超过了最高温限。考虑到 2 种注入方式中最高温度的不同, 仍利用上面的热力分析模型计算发动机在理想情况下的单位推力如表 2 所示, 其中来流  $v_1 = 2 436$  m/s,  $t_1 = 230.3$  K,  $p_1 = 1.2 \times 10^3$  Pa, 进气道中 4 道压缩过程的激波角均为  $\beta = 15^\circ$ ; 磁流体发电通道的电效率  $\eta_{eg} = 0.8$ , 磁流体加速通道的电效率  $\eta_{ea} = 0.8$ ,  $T_{max}$  为能量输入过程中的最高温度。

表 2 结果表明: 2 种带有能量旁路的冲压发动机的单位推力相对于传统冲压发动机而言均具有明显的优势。在能量输入过程中最高温度相等的情况下( $T_{max} = 3 500$  K), AJAX 的单位推力是高于 MHD-Arc-Ramjet 联合循环的, 但数值差别并不是很大。考虑到磁流体加速通道中气流的温升不能到达最高温限, 而电弧式注入能够超出温限来实现能量注入, MHD-Arc-Ramjet 联合循环的单位推力相对于 AJAX 是占优的。同样的结论也适合发动机比冲性能的比较。这正是 MHD-Arc-Ramjet 联合循环的优势所在。

表 2 能量注入过程中最高温度对发动机性能的影响  
Table 2 Effects of maximum temperature in the energy-reintroduction process on the engine performance

	$T_{max}/(10^3 \text{ K})$	$F_{sp}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$I_{sp}/(10^3 \text{ s})$
Ramjet	3.50	303.03	2.67
AJAX	3.20	350.54	2.70
	3.50	440.12	2.80
MHD-Arc-Ramjet	3.50	435.60	2.78
	4.50	44.684	2.85
	6.00	456.04	2.91

## 4 结 论

对带有能量旁路系统的冲压发动机中能量回注方式进行了有意义的探讨, 提出采用电弧加热

设备作为能量回注部件,与磁流体发电通道一起构成能量旁路系统,构成一个新的高超声速推进系统——MHD-Arc-Ramjet 联合循环。热力学分析表明:MHD-Arc-Ramjet 联合循环的单位推力与 AJAX 是相当的;考虑到前者可以在更高的温度下进行能量的注入,因此其在单位推力性能方面具有优势。评估 MHD-Arc-Ramjet 联合循环的技术可行性,分析能量旁路系统的实际特性和发动机的性能潜力对该循环的实现具有重要意义,这也是以后工作的主要内容。

MHD-Arc-Ramjet 联合循环在走向高超声速推进应用中,还需要开展大量的工作:

(1) MHD-Arc-Ramjet 联合循环的关键在于高超声速流动环境中磁流体发电和电弧式注入设备的高效、可靠运行,深入分析磁流体发电和电弧式注入技术的特殊性和技术可行性,例如电弧电极的布置、阳极的保护、高速流动中电弧的点燃及稳定、磁流体发电和电弧式注入设备的运行保障等,是 MHD-Arc-Ramjet 联合循环走向应用的关键。

(2) 考虑磁流体发电和电弧式能量注入设备在高超声速流动中的实际特性,分析并评估 MHD-Arc-Ramjet 联合循环发动机的性能潜力,考察能量旁路系统对于发动机其他部件工作的影响程度,是 MHD-Arc-Ramjet 联合循环走向航天推进应用中的重要一步。

(3) 多级式电弧注入为发动机性能的优化提供了更多的自由度,有必要对多级电弧注入的特性进行深入分析。

## 致 谢

哈尔滨工业大学能源科学与工程学院严家禄教授对本文工作进行了大力指导,特此感谢。

## 参 考 文 献

- [1] Litchford R J, Cole J W, Bityurin V A, et al. Thermodynamic analysis of magnetohydrodynamic-bypass hypersonic airbreathing engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(2): 477-480.
- [2] Kuranov A L, Korabelnicov A V, Kuchinskiy V V, et al. Fundamental techniques of the "AJAX" modern state of research[R]. AIAA 2001-1915, 2001.
- [3] Gurijanov E P, Harsha P T. AJAX: new directions in hypersonic technology[R]. AIAA 96-4609, 1996.
- [4] Bityurin V A, Lineberry J T, Potebnia V G, et al. Assessment of hypersonic MHD concepts [R]. AIAA 97-2393, 1997.
- [5] Brichkin D I, Kuranov A L, Sheikin E G. MHD-technology for scramjet control[R]. AIAA 98-1642, 1998.
- [6] Chase R L, Mehta U B, Bogdanoff D W, et al. Comments on an MHD energy bypass powered spaceliner[R]. AIAA 99-45521, 1999.
- [7] Park C, Bogdanoff D, Mehta U B. Theoretical performance of frictionless magnetohydrodynamic-bypass scramjets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(3): 591-598.
- [8] Park C, Mehta U B, Bogdanoff D. Magnetohydrodynamics energy bypass scramjet performance with real gas effects[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(5): 1049-1057.
- [9] Riggins D W. Analysis of the magnetohydrodynamic energy bypass engine for high-speed airbreathing propulsion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(5): 779-792.
- [10] Heiser W H, Pratt D T, Daley D H, et al. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. AIAA education series, Washington DC: AIAA, 1994: 204-210.
- [11] 居滋象. 开环磁流体发电[M]. 北京:北京工业大学出版社, 1998: 1-32.  
Ju Z X. Open cycle MHD power generation[M]. Beijing: Beijing University of Technology Press, 1998: 1-32. (in Chinese)
- [12] 谭作武, 恽嘉陵. 磁流体推进[M]. 北京:北京工业大学出版社, 1998: 215-220.  
Tan Z W, Yun J L. Magnetohydrodynamic propulsion [M]. Beijing: Beijing University of Technology Press, 1998: 215-220. (in Chinese)
- [13] Wang B, Wang A Y, Sun C, et al. High temperature oxidation behavior of NiCrAlY coating by arc ion plating[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2001, 14(2): 106-111.
- [14] 毛根旺, 韩先伟, 杨涓, 等. 电推进研究的技术状态和发展前景[J]. *推进技术*, 2000, 21(15): 1-5.  
Mao G W, Han X W, Yang J, et al. Research state of electric propulsion and its development prospect[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5): 1-5. (in Chinese)
- [15] 廖宏图, 吴铭岚, 汪南豪. 电弧喷射推力器内部工作过程研究综述[J]. *推进技术*, 1999, 20(3): 107-112.  
Liao H T, Wu M L, Wang N H. Survey of internal process studies on arcjet thrusters[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(3): 107-112. (in Chinese)
- [16] 肖应超, 汤海滨, 刘畅. 氨电弧喷射推力器实验和数值研究[J]. *宇航学报*, 2005, 26(1): 94-98.  
Xiao Y C, Tang H B, Liu C. Experimental and numerical study on ammonia arcjet thrusters[J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(1): 94-98. (in Chinese)
- [17] Cassady R J, Hoskins W A, Vaughan C E. Development and flight qualification of a 26-kilowatt arcjet propulsion subsystem[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(4): 740-748.

- [18] Bruno C, Paul A C. An electro-magnetic-chemical hypersonic propulsion system[R]. AIAA 1998-1582, 1998.
- [19] Chapman J N, Schmidt H J. Flightweight magnets for space application using carbon nanotubes [R]. AIAA 2003-330, 2003.
- [20] Chapman J N, Lineberry J T, Schmidt H J. Flightweight magnets for advanced power and propulsion applications [R]. AIAA 2004-1372, 2004.
- [21] Burakhanov B M, Likhachev A P, Medin S A. Advancement of scramjet magnetohydrodynamic concept[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1247-1252.
- [22] 鲍文,唐井峰,于达仁. MHD-Arc-Ramjet 联合循环与 AJAX 间的性能比较[J]. 宇航学报, 2007, 28(1): 157-161.  
Bao W, Tang J F, Yu D R. Comparative analysis about performance between MHD-Arc-Ramjet combined cycle and AJAX[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(1): 157-161. (in Chinese)
- [23] Brilliant H M. Analysis of scramjet engines using energy methods[R]. AIAA 1995-2767, 1995.
- [24] Etele J, Rosen M A. Exergy losses for aerospace engines: effect of reference environments on assessment accuracy [R]. AIAA 2000-0744, 2000.
- [25] Moorhouse D J, Suchomel C F. Exergy methods applied to the hypersonic vehicle challenge[R]. AIAA 2001-3063, 2001.

## 作者简介:



于达仁(1966 - ) 男,教授,博士生导师。  
主要研究方向:高超声速推进系统、等离子推进系统。

Tel :0451-86413241-224

E-mail :yudaren @hcms. hit. edu. cn



唐井峰(1980 - ) 男,博士研究生。主要研究方向:高超声速推进系统的性能分析和优化设计。

Tel :0451-86413241-242

E-mail :tangjingfeng @hcms. hit. edu. cn



鲍文(1970 - ) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:高超声速推进系统建模、控制与仿真研究。

Tel :0451-86413241-262

E-mail : baowen @hcms. hit. edu. cn

(责任编辑:刘振国)

报 道

## 第七届中国国际可靠性、维修性、安全性会议(ICRMS '2007)会议通知

ICRMS '2007 会议主办单位:中国宇航学会、中国航空学会、中国机械工程学会、中国电子学会、中国仪器仪表学会、中国现场统计学会、中国兵工学会;承办单位:中国宇航学会。会议将于 2007 年 8 月 22-26 日在北京九华山庄举行。

会议的主题为“科学、技术与工程互动”。会议面向本专业领域国内外工业界及学术界专业人士。大会设有技术培训、大会特邀报告、分组报告与专题论坛,对 RMS 技术领域的最新进展和研究成果进行交流。大会还特别设立了产品展览、产品论坛。

参会人员及参展企业请从会议网站上分别下载参会注册表及参展申请表,填写相关参会信息,并反馈大会秘书处。有关详情见会议网站。

联系人:杨静,胡红叶 电话:(010) 88108026,88108069 传真:(010) 88108114

E-mail :secretariat @icrms. cn 会议网站:<http://www.icrms.cn>