

MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机的性能分析*

唐井峰, 鲍文, 于达仁

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 以 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机为对象开展性能分析, 探讨了能量旁路系统对发动机性能的影响, 给出了 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机相对于传统冲压发动机的单位推力差异。结果表明: 电子束电离消耗的能量, 能量旁路比例, 电弧注入过程的最高温度以及进气道的压缩程度是能量旁路系统中影响发动机单位推力的主要因素; 在这些参数的取值范围内合理取值, 并兼顾材料和技术实现等约束, 性能分析表明: 在来流速度 2 800~ 4 000 m/s 范围内 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机相对传统冲压发动机具有明显的单位推力优势。

关键词: 冲压发动机; 能量旁路系统; MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机[†]; 性能分析

中图分类号: V231.12 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 04-0465-06

Performance analysis of MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine

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

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

Abstract The performance of a MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine is analyzed by investigating the effect of energy-bypass system on the engine specific thrust and presenting the difference of the specific thrust between the MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine and a conventional scram jet. Results show factors including energy used for electric-beam ionization, energy-bypass ratio, the maximum temperature of arc-heating process and the degree of inlet compression impose significant effects on the engine specific thrust, and it is evident that with the proper choice of the above parameters the specific thrust of MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine is higher than that of the conventional scram jet in the speed range of 2 800~ 4 000 m/s.

Key words Scram jet; Energy-bypass system; MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine[†]; Performance analysis

1 引 言

近年来, 带有能量旁路的冲压发动机吸引了高超声速推进领域的广泛关注^[1~8]。在这种发动机的进气道和燃烧室之间存在着能量取出通道, 燃烧室和尾喷管之间存在着能量注入通道。在能量取出通道中气流的一部分能量(总焓)被取出, 并通过能量注入通道返回给气流。俄罗斯学者率先提出了一种带有能量旁路的冲压发动机——AJAX 发动机^[1~4], 其利用置于燃烧室前、后端的磁流体发电通道和磁流体加

速通道来构成能量旁路系统; 国内学者提出了另一种带有能量旁路的冲压发动机——MHD-Arc-Scram jet 联合循环发动机 (Magneto-hydrodynamic-Arc-Scram jet combined cycle engine)^[5~8], 其利用置于燃烧室前端的磁流体发电通道和置于尾喷管中的电弧设备来构成能量旁路系统。文献[5, 6]讨论了 AJAX 和 MHD-Arc-Scram jet 联合循环发动机中能量注入通道的技术实现; 文献[7]利用焓分析理论度量了能量注入过程中能量品质的变化, 定性地比较了这两种发动机的性能; 文献[8]定量地给出了这两种发动机单位推力性

* 收稿日期: 2007-04-23 修订日期: 2007-09-20

基金项目: 国家自然科学基金 (50306003); 国家“八六三”资助项目 (2002AA722105); 中国航天科技集团公司航天科技创新基金 (CASC0303)。

作者简介: 唐井峰 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为高超声速推进系统的性能设计和分析。

Email tangjiefeng@hcm.s.hit.edu.cn

能的比较结果。分析表明: MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机相对于 A JAX, 在发动机单位推力性能、发动机结构和质量方面具有优势。

本文探讨了 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机能量旁路系统影响发动机性能的主要因素, 并在这些因素的取值范围内寻找 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机相对于传统冲压发动机的性能优势。

2 MHD-Arc-Scram jet的工作机理

MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机的高速来流在经过进气道压缩(过程 $1 \rightarrow 2$)后具有了很高的温度, 部分气体已发生电离; 可通过在来流中加入碱金属元素或采用非平衡电离方式来进一步加强电离; 电离的气流随后进入到磁流体发电通道中与电磁场相互作用(过程 $2 \rightarrow 2m$), 气流所携带的部分能量转变为电能输出, 使得磁流体发电通道出口速度满足燃烧室入口速度限制条件的同时, 其出口温度仍维持在较低水平; 具有较低速度和温度的气流进入燃烧室和燃料混合、燃烧(过程 $2m \rightarrow 3'$), 随后气流在电弧中获取前端磁流体发电通道输出的电能(过程 $3s \rightarrow 3a$), 并膨胀、加速(过程 $3' \rightarrow 3s$ 和 $3a \rightarrow 4'$)。发动机结构示意图如图 1所示。

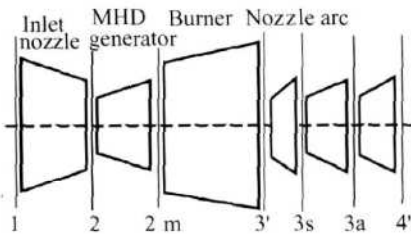


Fig. 1 Block diagram of MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine
(1-2-3-4-1: conventional scram jet engine 1-2-2m-3'-3s-3a-4'-1: MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine)

3 发动机性能分析方法

3.1 分析假设和约束条件

建模过程依赖于以下假设条件: 工质为理想气体; 发动机来流在进气道中进行等气流转折角的四道激波压缩过程^[2]; 加入碱金属元素过程中不考虑质量、能量的增加以及过程损失; 磁流体发电通道为法拉第(Faraday)型; 忽略由于燃料注入所引起的质量

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^[1,4]; 尾喷管中进行理想的膨胀过程, 不考虑膨胀中的耗散^[4]; 电弧能量注入过程相当于燃烧室中的能量注入过程。基于上述假设的发动机循环温-熵图如图 2所示。

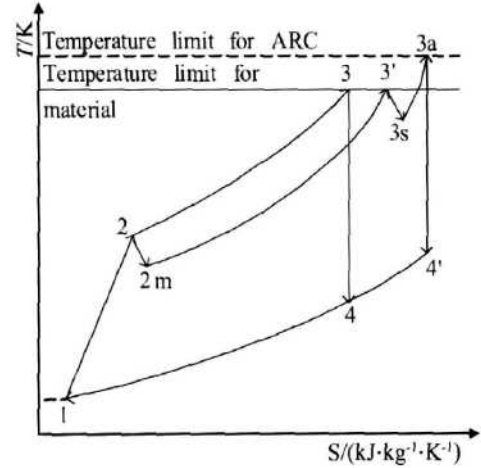


Fig. 2 Temperature-entropy cycle diagram of scram jet engine

(1-2-3-4-1: conventional scram jet engine 1-2-2m-3'-3s-3a-4'-1: MHD-Arc-Scram jet combined cycle engine)

由于燃烧室中燃料和空气充分混合和稳定燃烧的需求, 燃烧室入口的马赫数应小于上限 Ma_c 。受材料耐温和冷却技术的限制, 发动机流道中气流最高温度应低于极限值 T_{lim} 。依据文献[9]中高超声速飞行的动压设计要求, 分析中在来流速度 2.8~4.0 km/s 范围内按着等动压条件 $q_1 = 50$ kPa 进行考虑, 来流特性依据标准空气特性表查找^[10]。

3.2 性能分析模型

下面给出 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机的部件分析模型。对于传统冲压发动机而言, 可理解为能量旁路系统不工作的 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机, 此时状态 2和 2m点, 以及 3s和 3a点的气动参数分别相等。不同特征点的气流参数用下标 i 区分, $T_b, T_i^*, p_b, p_i^*, \rho_b, h_i^*, v_b, Ma_i$ 分别为状态点 i 的静温、总温, 静压、总压、密度, 总焓、速度和马赫数。

(1) 进气道

来流在前体中经过四道激波的绝热压缩和方向转折后进入磁流体发电通道。根据激波压缩的机理, 进气道出口 2点的气流参数取决于来流条件和气流转折角 δ

(2) 电离过程

为了保证磁流体发电通道的有效工作,通道入口气流的电导率必须处于 50~100 S/m(西门子/米)的量值范围^[5]。当气流的电导率不满足这个要求时,可采用加入碱金属元素的方式或非平衡电离方式,来加强气流的电离(电导率)。Park C 指出^[3]:在气流中加入 0.001 质量比例的钾元素来促进气流的热平衡电离,温度达到 3 500 K 以上时气流电导率可满足要求;或者加入 0.003 质量比例的铯元素,2 800 K 以上时可满足要求。Macheret S O 指出^[11]:利用电子束向气流注入能量是有效的非热平衡电离方式,所需能量取决于气流电导率。

当采用加入碱金属元素的方式来加强电离时,磁流体发电通道入口温度 $T_2 \geq 3 000$ K 时气流电导率满足要求。在本文假设条件下,在加入碱金属元素前、后气流的气动参数不变。

当采用电子束注入能量的方式来加强气流电离时,所需能量来源于磁流体发电通道输出的电能。根据 Shekin 的工作^[4],用于电子束注入的能量与气流电导率之间的数值关系可表示为

$$\left. \begin{aligned} n_e &= 1.124 \times 10^{12} \sqrt{q_{\text{in}}} \\ \sigma &= \frac{e^2 n_e}{m n k_c} \end{aligned} \right\} (1)$$

式中 n_e 为电子浓度 (m^{-3}); q_{in} 为电子束注入能量的功率密度 ($\text{W} \cdot \text{cm}^{-3}$); σ 为气流电导率 (S/m); n 为中性分子浓度 (m^{-3}); $e = 1.6 \times 10^{-19}$ C 为电子电量; $m = 9.11 \times 10^{-31}$ kg 为电子质量; k_c 为电子分散速率,取值为 $k_c = 2 \times 10^{-8} \text{ cm}^3/\text{s}$ 。依据电导率 σ 的数值就可推算出电子束注入所需的能量 q_{in} 。

由于在文中所讨论的电导率水平下, n_e/n 处于 10^{-5} 的数量级^[4],能量的注入主要是加强和维持占分子数量很小比例的气体发生电离。这里认为能量注入仅提高了气流电导率,其对于气动参数的影响忽略不计。同时,随着气流沿流道向后流动,处于游离态的正离子和电子之间发生碰撞、湮灭,电离消耗的能量会不断转化为热能释放出来,这里认为电离消耗的能量在燃烧室中全部释放出来(参见燃烧室模型)。

(3) 磁流体发电通道

电离的气流进入磁流体发电通道中与电磁场相互作用,气流的一部分能量转变为电能输出。Faraday 型磁流体发电通道的一维稳态流场可以表示为^[1]

$$\left. \begin{aligned} \rho A &= \text{const} \\ \rho v &= \frac{d\psi}{dx} + \frac{\Phi}{dx} = -\sigma B^2 v (1-k) \\ \rho v \frac{d}{dx} (C_p T + v^2/2) &= -\sigma B^2 v^2 k (1-k) \\ p &= \rho R T \\ \frac{d\psi}{dx} &= \xi (1-k)^2 \sigma B^2 v \end{aligned} \right\} (2)$$

式中 v 为轴向速度; A 为通道横截面积; B 为垂直轴向的磁场强度; k 为磁流体发电通道的负载系数,等于通道负载与电流环路总负载的比值,其数值反映了通道的电能利用效率 ($k \in [0, 1]$); C_p 为定压比热; R 为气体常数; ξ 为比例因子。磁流体发电通道输出电能的功率密度为 $q_{\text{ex}} = \sigma B^2 v^2 k (1-k)$; 无量纲因子 $\eta_{\text{ex}} = \int_{\text{ex}} A dx / (G \cdot h_2^*)$ 表征了磁流体发电通道输出的电能占通道入口气流总能量的比例,被称之为能量旁路比例 (energy-bypass ratio)^[4]。

分析表明:当参数 k , ξ , η_{ex} 和通道入口 2 处的参数确定后,可解析地求得出出口 2 m 处的参数。

(4) 燃烧室 电弧能量注入

由于冲压发动机燃烧室内流动非常复杂,除超声速流动下的化学反应外,还包括壁面摩擦、附面层分离和激波作用等,目前主要是通过数值分析与实验验证相结合的方法开展研究。在这里借鉴文献 [4] 的方法,在压力恒定假设下简化分析,燃烧室进、出口气流参数间的关系可表示为

$$\left. \begin{aligned} (1 + \alpha L_0) h_{31}^* &= \alpha L_0 h_{2m}^* + Q_c + \alpha L_0 h_2^* \eta_{\text{ex}} \eta_{\text{in}} \\ p &= \text{const} \end{aligned} \right\} (3)$$

式中 $Q_c = 1.20 \times 10^8$ J/kg 为氢燃料化学热值; L_0 为化学恰当比; α 为余气系数。方程右端的 $\alpha L_0 h_2^* \eta_{\text{ex}} \eta_{\text{in}}$ 项是考虑到正离子和电子间碰撞湮灭而释放的能量,其中无量纲因子 $\eta_{\text{in}} = q_{\text{in}}/q_{\text{ex}}$ 表征了电子束注入的能量占磁流体发电通道输出的能量的比例。

磁流体发电通道输出的电能除供应电子束注入外,剩余能量利用电弧返回给发动机。电弧能量注入过程前、后气流参数间关系可表示为

$$\left. \begin{aligned} (1 + 1/\alpha L_0) (h_{3a}^* - h_{3s}^*) &= h_2^* \eta_{\text{ex}} (1 - \eta_{\text{in}}) \\ p &= \text{const} \end{aligned} \right\} (4)$$

分析表明:发动机最大推力下的 α 与温度限制 T_{lim} 间有对应关系。可见,给定参数 T_{lim} 时,也决定了燃烧室出口的气流状态。考虑到电弧注入流场的特殊性——电弧弧柱中心温度可高达 20 000 K,弧柱边

缘(壁面附近)温度却不超过 2 000 K^[12], 在壁面安全前提下大部分的气流在弧柱区能够获得更高温度, 注入过程的终止温度 T_{3a} 可以超过温限 T_{lim} 。

(5)尾喷管

不考虑耗散的尾喷管膨胀过程是一个等熵膨胀过程。依据上述部件模型, 在来流特性, 约束条件, 以及部件特征参数确定时, 沿着发动机流道可依次确定各状态点的气动参数, 以及发动机推力。为了强调能量旁路系统对于发动机性能的影响, 在进气道结构 ($\delta = 13^\circ$), 磁流体发电通道结构 ($k = 0.5, \xi = -3.5$) 和约束条件 ($T_{lim} = 4\ 500\text{ K}, Ma_c = 2$) 均固定的情况下, 分析电离能量 (η_{ion})、磁流体发电通道取出的能量 (η_{ex}) 和电弧注入过程的最高温度 (T_{3a}) 不同取值下的发动机性能。

4 性能增益分析

4.1 能量旁路系统中影响发动机性能的主要因素

(1) 电离方式 电离能量对发动机性能的影响

当采用加入碱金属元素的方式来加强气流电离时, 在温度 $T_2 \geq 3\ 000\text{ K}$ 条件下气流电导率满足要求。由于简化考虑碱金属元素加入过程, 发动机性能并不受此过程的影响。

采用电子束注入能量的方式来加强气流电离时, 注入的能量来源于磁流体发电通道输出的电能, 注入能量的数值取决于气流电导率的需求。图 3 给出了电子束注入的能量占磁流体发电通道输出能量的比例 η_{ion} 与气流电导率 σ 之间的关系。可见, σ 随着 η_{ion} 单调增加; 最小电导率需求 $\sigma = 50\text{ S/m}$ 对应着最小值 $\min(\eta_{ion})$ (图中曲线和横坐标的交点)。这表明: 随着空气电导率需求的增加, 电子束注入的能量不断增加; 在最小电导率需求下电子束注入的能量存在最小值。对于来流 $v_1 = 2.8\text{ km/s}$ 当 $\sigma = 83.5\text{ S/m}$ 时 $\eta_{ion} = 1$, 此时磁流体发电通道输出的电能全部用于电子束注入, 进一步提高空气电导率的需求, 除了磁流体发电通道输出的电能外还需要额外的能量来源。

图 4 给出了 η_{ion} 与相对单位推力之间的关系, 其中相对单位推力是不同电导率下发动机单位推力 F_{sp} 与 $\sigma = 50\text{ S/m}$ 下 F_{sp} 间的比值。可见, 随着 η_{ion} 的提高, 发动机的单位推力不断降低; 相同 η_{ion} 取值下, 来流速度越高, 电子束注入能量对于发动机单位推力的负面影响越强。

兼顾到空气电导率需求和发动机性能收益, 应该

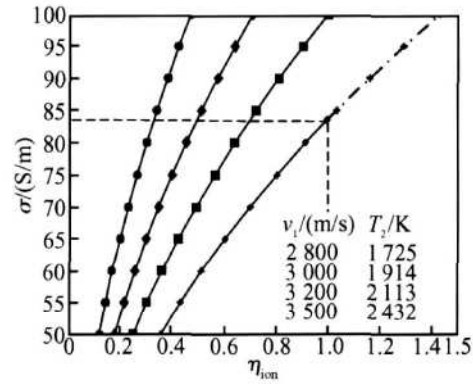


Fig. 3 Relationship between η_{ion} and σ
($\eta_{ex} = 0.1, T_{3a} = 5\ 500\text{ K}$)

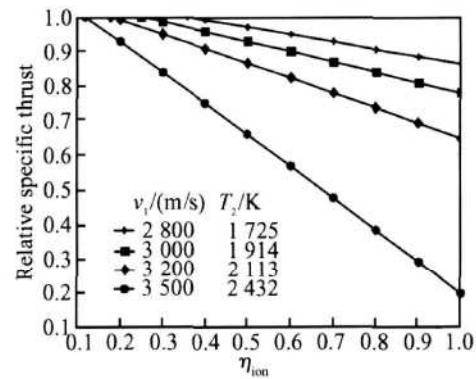


Fig. 4 Relationship between η_{ion} and relative F_{sp}
($\eta_{ex} = 0.1, T_{3a} = 5\ 500\text{ K}$)

在最小电导率需求下注入最少的能量, 即 $\eta_{ion} = \min(\eta_{ion})$ 。需要说明的是, 最小电导率需求下的磁流体发电通道中的磁场强度及设备质量是值得关注的。

(2) 能量旁路比例对发动机性能的影响

MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机中能量旁路系统的运行改变了发动机的循环拓扑结构, (见图 2 所示), 其必然会影响发动机的性能。图 5 给出了能量旁路比例 η_{ex} 和 F_{sp} 之间的关系。明显地, F_{sp} 随着 η_{ex} 的增加出现了先升高后降低的趋势; 并且当 η_{ex} 增加到一定值时, F_{sp} 会低于 $\eta_{ex} = 0$ 下的性能 (对应于传统冲压发动机)^[13]。

$$F_{sp} = v_{4'} - v_1 =$$

$$\sqrt{2C_p(T_1^* + \Delta T) \left(1 - \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_1^2\right) \sigma_\Sigma^{1-\gamma}}\right)} - Ma_1 \sqrt{(\gamma - 1)C_p T_1} \quad (5)$$

式中 $\sigma_\Sigma = p_{4'}^*/p_1^*$ 为发动机的总压恢复系数; ΔT 为燃烧室中的温升; γ 是比热比。 F_{sp} 取决于 ΔT 和 σ_Σ ; 提高 ΔT 和 σ_Σ 都是提高 F_{sp} 的有利途径。根据能量旁路系统作用的基本思想^[1], 增加 η_{ex} 有益于提高

ΔT ; 但能量旁路系统设备 (磁流体发电通道和电弧设备) 内部流动损失随着 η_{ex} 的增加而增加, 即 σ_{Σ} 随着 η_{ex} 的增加而降低。综合 η_{ex} 对 ΔT 和 σ_{Σ} 的影响, 随着 η_{ex} 的增加, F_{sp} 并不是单调变化。可见, 在一定 η_{ex} 取值范围内, MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机的单位推力才会相对于传统冲压发动机出现正增益。

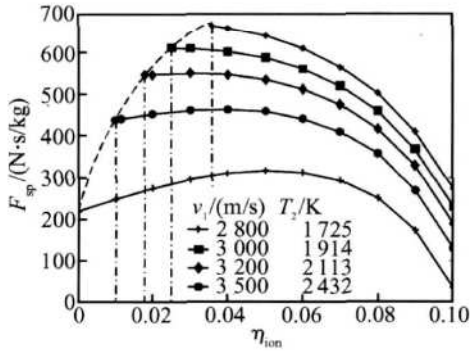


Fig. 5 Relationship between η_{ex} and F_{sp}
($\eta_{ion} = \min(\eta_{ion}), T_{3a} = 5\,500\text{ K}$)

此外, 图中不同速度下的 η_{ex} 存在最小值, 这是因为磁流体发电通道输出的电能至少要供给电子束的能量消耗; η_{ex} 的最小值对应于 $\eta_{ion} = \min(\eta_{ion})$ 的情况。(图中虚线标示了 η_{ex} 边界) 对于来流 $v_1 = 4\,100\text{ m/s}$ 由于温度 $T_2 \geq 3\,000\text{ K}$, 因此采用加入碱金属元素的方式来加强气流电离, 此时 η_{ex} 不存在最小值。

(3) 最高温度 (T_{3a}) 对发动机性能的影响

考虑到电弧注入流场的特殊性——电弧弧柱中心温度远高于弧柱边缘 (壁面附近) 温度, 在壁面安全前提下注入过程的最高温度 T_{3a} 能够超过温限 T_{lim} 。根据热力学知识, 更高温度下交换能量所产生的损失较小, T_{3a} 的不同取值会影响到发动机性能。

图 6 给出了 T_{3a} 与发动机相对单位推力之间的关系, 其中相对单位推力是不同 T_{3a} 取值下 F_{sp} 和 $T_{3a} = T_{lim}$ 下 F_{sp} 间的比值。可见, 提高 T_{3a} 对于 F_{sp} 有利, 这种优势在高速来流下表现得更为明显。这是由于在注入总能量一定时, T_{3a} 的取值决定了能量注入过程的损失; 提高 T_{3a} 会降低过程的损失 (熵增), 提高过程的总压恢复系数, 结合式 (5) 可知这对于 F_{sp} 有利。

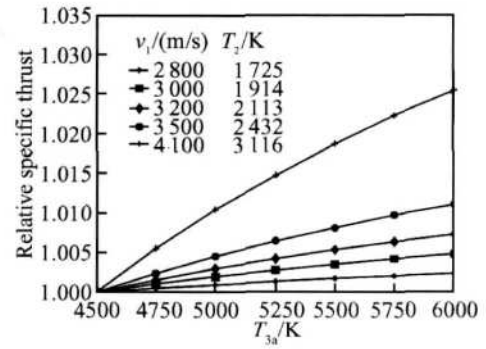


Fig. 6 Relationship between T_{3a} and relative F_{sp}
($\eta_{ex} = 0.05, \eta_{ion} = \min(\eta_{ion})$)

4.2 发动机性能增益

高速来流经过 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机的进气道压缩后, 进入磁流体发电通道中和电磁场相互作用, 气流流场发生改变。相对于传统冲压发动机而言, 以往只能通过激波作用改变流场的进气道压缩过程, 而今得以和磁流体发电通道结合在一起共同来控制流场。在满足燃烧室入口速度限制条件下势必减轻了进气道中气流压缩程度, 降低了进气道压缩损失, 这对于发动机性能有利。表 1 给出了不同进气道结构下发动机的单位推力, 其中 $\eta_{ion} = \min(\eta_{ion}), T_{3a} = 5\,500\text{ K}$ 。

从表中可见, 对于传统冲压发动机而言, 在来流速度 $v_1 = 3\,500\text{ m/s}$ 气流转折角 $\delta = 15^\circ$ 下, 燃烧室入口马赫数不满足速度限制要求 ($Ma_2 > 2$), 此时进气道结构不合理; 为满足要求, 必须增加压缩程度 ($\delta = 16^\circ$ 下 $Ma_2 < 2$)。对于 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机而言, 来流 $v_1 = 3\,500\text{ m/s}$ 经过 $\delta = 15^\circ$ 的激波压缩后进入磁流体发电通道中进一步降速, 满足了速度限制要求 ($Ma_{2m} < 2$), 并维持了此进气道结构下的发动机推力; 进一步降低进气道压缩程度, 并提高磁流体发电通道输出的能量, ($\delta = 12^\circ, \eta_{ex} = 0.08$) 可获得更优的发动机单位推力。

上述分析表明: 除了参数 $\eta_{ion}, \eta_{ex}, T_{3a}$ 外, 参数 δ 也会间接地影响 MHD-Arc-Scram jet联合循环发动机的单位推力。合理地选择这些参数, 并兼顾材料和技

Table 1 Engine specific thrust under various inlet configurations

	$v_1 / (\text{m/s})$	$\delta / (^\circ)$	η_{ex}	Ma_2	T_2 / K	Ma_{2m}	$F_{sp} / (\text{N} \cdot \text{s/kg})$
Conventional	3 500	15	-	2.17	2.69×10^3	-	-
scram jet		16	-	1.90	3.00×10^3	-	323.45
MHD-Arc-Scram jet	3 500	15	0.02	2.17	2.69×10^3	1.95	328.47
combined cycle		12	0.08	3.04	1.86×10^3	1.99	376.67

术实现等约束条件,能够获取更优的发动机性能。图7给出了不同来流速度下的发动机的最优单位推力 $\text{optim}(F_{sp})$, 其中 $\text{optim}(F_{sp})$ 是满足速度限制条件下在参数 δ 和 η_{ex} 取值范围内寻找到的最大 F_{sp} , $\eta_{ion} = \min(\eta_{ion})$, $T_{3a} = 5\ 500\ \text{K}$ 。

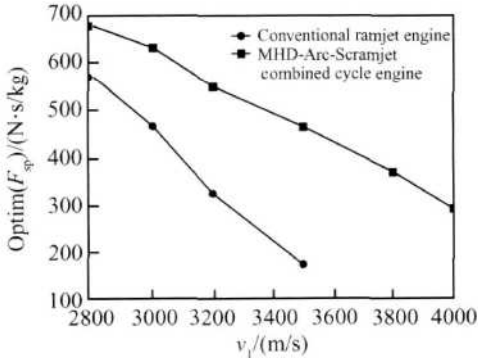


Fig. 7 Optimal specific thrust

从图中可见,合理选择参数组合 (η_{ion} , η_{ex} , T_{3a} , δ), 在很宽的来流速度范围 (2 800~4 000 m/s) 内 MHD-Arc-Scramjet联合循环发动机的单位推力 F_{sp} 均高于传统冲压发动机; 在来流速度 $v_1 > 3\ 500\ \text{m/s}$ 后, 传统冲压发动机的 F_{sp} 衰减到很低的水平, 而此时 MHD-Arc-Scramjet联合循环发动机还能维持一定的性能, 从而扩展了发动机运行的速度范围。

5 结 论

本文以 MHD-Arc-Scramjet联合循环发动机为对象开展性能分析, 探讨了能量旁路系统中影响发动机性能的主要因素, 指出: 气流电离过程中消耗能量会导致发动机单位推力下降, 应该在最小电导率需求下注入最少能量; 随着能量旁路比例的增加, 进气道的允许压缩程度降低, 发动机单位推力先升高后降低; 提高电弧注入过程的最高温度会导致发动机单位推力增加。在这些因素的取值范围内合理选择参数值, 并兼顾材料和技术实现等约束, 在来流速度 2.8~4.0 km/s 范围内 MHD-Arc-Scramjet联合循环发动机相对传统冲压发动机具有明显的单位推力优势。

文中模型重点考虑了 MHD-Arc-Scramjet联合循环发动机中特有的电离过程和能量旁路系统, 而对于压缩、燃烧和膨胀过程都进行了理想假设处理。作为新型发动机的初步性能探讨, 本文重点分析了能量旁路系统对发动机性能的影响; 进一步考虑发动机部件特性, 分析发动机的实际性能是正在开展的工作。

致 谢: 俄罗斯圣彼得堡大学高超声速研究所 Dr. Shekin 研

究员在空气电离和磁流体发电通道一维流场分析中给与了大量讨论, 在此表示衷心感谢。

参考文献:

- [1] Fraishtadt V L, Kuranov A L, Shekin E G. Use of MHD systems in hypersonic aircraft [J]. *Technical Physics* 1998, 43(11).
- [2] Park C, Bogdanoff D W, Mehta U B. Theoretical performance of frictionless magneto-hydrodynamic-bypass scram jets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(3).
- [3] Park C, Mehta U B, Bogdanoff D W. Magneto-hydrodynamic energy bypass scram jet performance with real gas effects [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(5).
- [4] Kuranov A L, Shekin E G. Magneto-hydrodynamic control on hypersonic aircraft under A JAX concept [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, 40(2).
- [5] Tang J, Bao W, Yu D R. A new manner for energy reintroduction in A JAX [R]. *AAA* 2006-8101.
- [6] 于达仁, 唐井峰, 鲍文. 用于高超声速推进的 MHD-Arc-Scramjet联合循环 [J]. *航空学报*, 2007, 28(4).
- [7] Tang J, Bao W, Yu D R. The theoretical treatment of comparison of performance between two scram jet engines with energy-bypass based on exergy method [R]. *AAA* 2007-1381.
- [8] 鲍文, 唐井峰, 于达仁. MHD-Arc-Scramjet联合循环与 A JAX 间的性能比较 [J]. *宇航学报*, 2007, 28(1).
- [9] Heiser W H, Pratt D T. Comment on analysis of the magneto-hydrodynamic energy bypass engine for high-speed airbreathing propulsion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(6).
- [10] Anonymous. U S Standard atmosphere [R]. *U S Government Printing Office*, Washington DC, 1976.
- [11] Macheret S O, Schneider M N, Miles R B. Electron beam generated plasmas in hypersonic MHD channels [J]. *AAA Journal*, 2001, 39(6).
- [12] 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(5). (MAO Genwang HAN Xianwei YANG Juan, et al. Research state of electric propulsion and its development prospect [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5).)
- [13] Shekin E G, Kuranov A L. Scram jet with MHD bypass under "A JAX" concept [R]. *AAA* 2004-1192.

(编辑: 梅 瑛)