

文章编号: 1000-8055(2005)03-0368-05

超燃冲压发动机磁控进气道设计 影响因素分析

鲍文, 常军涛, 牛文玉, 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: 阐述了磁控进气道的基本原理, 建立了一维数学模型。对磁控进气道设计影响因素磁感应强度、负载系数和通道截面变化率进行了特性分析, 得到磁控进气道出口参数随设计参数的变化规律, 为磁控进气道设计提供了依据。给出了一组磁控进气道设计参数, 仿真结果表明采用磁控进气道技术可以有效地调节燃烧室进口来流状态, 提高比冲, 拓宽飞行马赫数范围。

关键词: 航空、航天推进系统; 超燃冲压发动机; 磁控进气道; 设计; 一维模型

中图分类号: V 235.21

文献标识码: A

Influence Factor Analysis of the MHD Controlled Scramjet Inlet Design

BAO Wen, CHANG Jun-tao, NIU Wen-yu, YU Da-ren

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The basic principle and one-dimensional mathematic model of MagnetoHydrodynamic (MHD) controlled inlet were presented. Based on the influence factors analysis of MHD controlled inlet design, including magnetic field intensity, load factor and variation rate of cross section, the effect of design parameters on the exit aerodynamic parameters was given, which provided the basis of MHD controlled inlet design. A set of design parameters were given. The simulation results show that the application of MHD control technology to inlet design can effectively regulate combustor incoming flow state, improve specific impulse and extend the operating range of flight Mach number.

Key words: aerospace propulsion system; Scramjet;

MagnetoHydrodynamic (MHD) controlled inlet; design;

One-dimensional model

超燃冲压发动机具有比冲高、飞行 M_a 数宽、推重比高等特点, 是大气层内飞行的理想推进系统^[1,2]。超燃冲压发动机在近年来得到了迅猛的

发展, 已经有 $M_a=7$ 的发动机试验成功, 但在发展中遇到了一些问题。随着来流 M_a 数的增加, 超燃冲压发动机燃烧室入口处气流 M_a 降低和静温升

收稿日期: 2004-06-22; **修订日期:** 2004-08-15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50306003); 863 国家高技术研究发展计划资助项目(2002A A 722105)

作者简介: 鲍文(1970-), 男, 山东新泰人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院教授、博导、博士, 主要从事发动机建模、控制与仿真研究

高的矛盾成为发展超燃冲压发动机的一大难题。如 $M_a = 12$ 、静温 250 K 的来流经过进气道的前体压缩到 $M_a = 1.5$ ，静温将会达到 5 000 K，这显然超过了当前所用材料的限制。另外，当燃烧室进口温度大于 1 670 K 时，燃烧加入的热值不能有效地产生推力，导致发动机无法正常工作，因此燃烧室进口温度必须小于该值。

受材料耐温的限制， $M_a > 6$ 时一般要用燃料冷却进气道。在 $M_a < 8$ 时作为冷却剂的燃料流量能够完全用于燃烧，这将提高发动机效率； $M_a > 8$ 时冷却用燃料流量超过发动机推进燃料用量，多余燃料弃掉，燃料利用率大大降低。燃料冷却进气道壁后通过附面层传热冷却气流，很难冷却到高速的中心流场，降温效果和效率提高有限。试验表明吸热型碳氢燃料对壁温的典型降温值目前仅达到 100 K^[3]；日本的 ATRFX 发动机使用液氢对中心流预冷的典型降温值也只有 120 K^[4]，并且损失很大。

由于超燃冲压发动机的来流马赫数比较高，经过几道斜激波压缩后，来流温度已经达到很高，来流接近弱等离子状态，这里引入能量旁路概念^[5]。能量旁路概念的核心为：利用磁场与来流的相互作用来降低来流的速度，控制燃烧室进口的流场，同时所发出的电能可用于产生和维持气流的高电导率所需要的能量。命名布置有磁流体发电设备的进气道为磁控进气道^[5]。通过控制磁场强度和负载系数来调节流场中压力、温度、速度，使得在燃烧室进口处 M_a 比较低，而静温 T 又不超限。本文在分析磁控进气道的一维数学模型的基础上，对磁控进气道的设计影响因素进行分析，给出来流状态参数随影响因素的变化规律，为磁控进气道设计提供了依据。

1 磁控进气道的基本原理及数学模型

1.1 磁控进气道的基本原理

超燃冲压发动机来流 M_a 数很高。从性能角度来看，当 $M_a > 6$ 时就有利用磁控进气道的必要，但此时气流经过前体压缩后的温度不足以使得空气发生热电离，必须利用电子束或者使气体放电来加强电离^[6]，或者将部分电能用于非平衡电离，使来流达到等离子体电离状态。当 $M_a > 8$ 时，气流经过前体压缩到 $M_a = 1.5$ ，来流静温达到 2 200 K 以上。在气流中加入电离种子，即一些电

离能比较低的碱金属 Ka^+ 和 Ka^+ ，就能获得足够的热电离，满足磁流体发电的要求。

下面来阐述磁流体发电的基本原理。以一个电子为研究对象进行说明，如图 1 所示。当自由电子进入磁场后，将会受到洛伦兹力 $f = euB$ 的作用而向下发生偏转，离子将向上发生偏转，这时上下极板就会有电势差，电子也将受到电场力 $F = eE$ 。当电子所受的洛伦兹力与电场力相等的时候，即 $euB = eE$ 时，电子将不发生偏转。这时，两极板间将会形成稳定的电势和电流，等离子体经过磁控进气道，在进气道上下壁面形成稳定的电场，取出的能量可以用于能量回注，形成能量旁路循环。根据能量注入形式的不同，有 AJAX^[5] 和 MHD-ARC-Ram jet Combined Cycle^[7] 等形式。

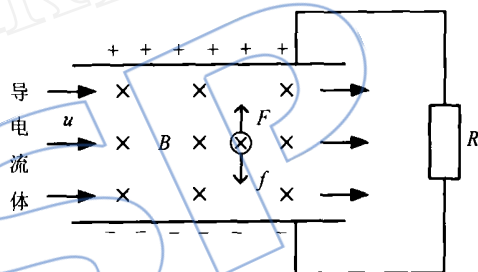


图 1 磁流体发电原理示意图

Fig 1 Schematic of the MHD generator

1.2 磁控进气道的一维数学模型

从最简单的分析模型开始，并作以下假定：

- (1) 流场中的流动参数随时间的变化很小，是定常流动过程；
- (2) 来流以很高的定向速度 u 沿 x 方向流动， y 和 z 方向的速度分量很小可以忽略；
- (3) 外加磁场 B 平行于 z 方向；
- (4) P, T, u 是单变量 x 的函数；

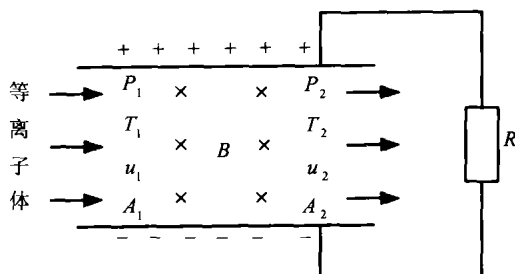


图 2 分析通道流动过程示意图

Fig 2 Schematic of the analysis of the MHD-bypass flow

(5) 不考虑气体的摩擦和热传导;

(6) 假定定压比热是常数。

由以上假设, 我们得到如下最简单的一维磁流体动力学方程组^[8]:

连续方程:

$$\rho u A = \text{const} \quad (1)$$

动量方程:

$$\frac{\rho u du}{dx} + \frac{dP}{dx} = -J_y B \quad (2)$$

能量方程:

$$\frac{\rho u d \left(h + \frac{v^2}{2} \right)}{dx} = J_x E_x + J_y E_y \quad (3)$$

状态方程:

$$\frac{dP}{dx} = \frac{-J_y E_y / Cp - (u / Cp + P / \rho u R) J_y B + (P u / R A) dA / dx}{\mu / Cp + (P / u - \rho u) / R \rho}$$

$$\frac{dT}{dx} = \frac{(P - \rho u^2) J_y E_y / Cp R \rho^2 u^2 - u J_y B / Cp R \rho + (P u / Cp R A \rho) dA / dx}{\mu / Cp + (P / u - \rho u) / R \rho}$$

$$\frac{du}{dx} = \frac{J_y E_y / Cp \rho u + J_y B / R \rho - (P / R A \rho) dA / dx}{\mu / Cp + (P / u - \rho u) / R \rho}$$

这就是磁控进气道的一维数学模型, 用数值计算的方法来解这个微分方程组, 可以得到通道中的来流的状态参数 P, T, u 随通道 x 轴的变化规律。

2 磁控进气道的设计影响因素

文献[9]指出使用MHD 技术可以扩展常规超燃冲压发动机的飞行 Ma 范围, 可以利用MHD 发电装置改善磁控进气道的流场参数分布特性, 合理选择磁控进气道中的磁场强度、磁流体发电设备的负载系数和通道截面积的变化率, 可以实现对流场的控制, 下面具体阐述这些因素对磁控进气道的影响。

2.1 磁感应强度和负载系数的影响

考虑超燃冲压发动机以 $Ma = 11.84$ 飞行, 无穷远处气体温度 250 K , 经过进气道压缩, 在磁控进气道进口处, 来流的状态参数是 $P = 1.013 \text{ MPa}$, $T = 3000 \text{ K}$, $u = 2429 \text{ m/s}$ 。初始参数为: $\sigma = 22 \text{ s/m}$, $A_0 = 0.5 \text{ m}^2$, $dA/dx = 0.2$, $B = 8 \sim 11 \text{ T}$, 负载系数 $K = 0.8 \sim 0.95$, 使用四阶龙格-库塔法计算, 结果如图3所示。从图3可以看出, (1) 对于某一恒定的负载系数 K , 随着磁感应强度 B 的增加, 来流的出口速度是减小的, 而温度是增加的; (2) 对于某一恒定的磁感应强度 B , 随着负载系数 K 的增加, 来流的出口速度是增加的, 而温

$$P = \rho R T \quad (4)$$

磁流体发电采用分段法拉第型发电机, 其电流密度和电场强度如下。

$$J_x = 0 \quad J_y = \sigma u B (1 - K) \quad (5)$$

$$E_y = -K u B \quad (6)$$

电导率 σ 将会受到温度、压力的限制, 最主要还是受到温度的影响。由于来流在通道中的温度变化不是很大, 假定来流的电导率为常数, 在一定程度上也能说明过程的主要特征。

假定进气道通道的截面积 $A(x)$ 、电导率 σ 、磁场强度 B 、负载系数 K 是已知的, 联立上面6个方程组成的方程组, 可以得到:

度是减小的。这与物理概念也是相吻合的。负载系数 K 恒定的情况下, 随着磁感应强度 B 的增加, 磁流体发电量增加, 同时导致消耗在磁控进气道内部的能量也增加, 来流内能增加, 导致来流的静温升高; 根据能量守恒原理, 来流的速度肯定要下降。磁感应强度 B 恒定的情况下, 随着负载系数 K ($K > 0.5$) 的增加, 磁流体发电量减少, 同时消耗在磁控进气道内部的能量也减少, 来流内能减少, 导致来流的静温降低; 根据能量守恒原理, 来流的速度肯定要升高。

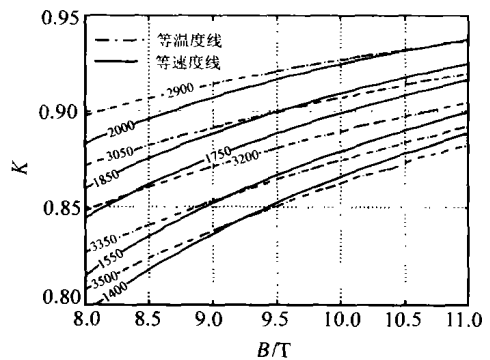


图3 磁控进气道出口温度 T 、速度 u 随负载系数 K 、磁感应强度 B 的变化曲线

Fig 3 Effect of varying load factor K and magnetic field intensity B on T and u

为满足燃烧室进口处对 Ma 和静温 T 的要

求,要优化选取磁感应强度 B 和负载系数 K 。按照燃烧室进口处的要求:即燃烧室的进口处来流的 Ma 要小,保证点火成功;来流的静温要低,保证能够把能量加进去,有效产生推力。得到选取原则如下:磁控进气道出口处的温度要低于进口处的温度,而出口处的速度要大大低于进口处的速度,即电能的取出主要依靠气流动能的下降和来流内能的降低。

2.2 截面积变化率的影响

设计磁控进气道除了考虑磁感应强度和负载系数两个因素外,还需考虑通道截面积变化率这个因素。下面给出负载系数 $K=0.9$ 和磁感应强度 $B=9.5$ 条件下,考虑截面积变化率 dA/dx 变化对来流的出口流场参数的影响,如图4所示。

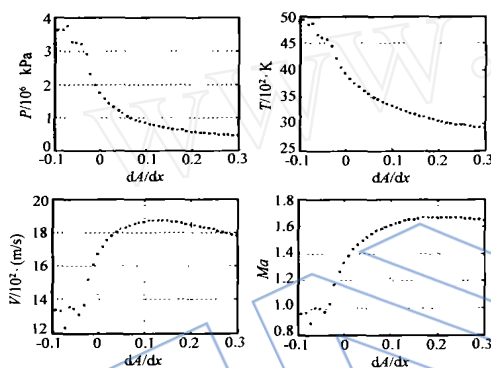


图4 磁控进气道出口 P, T, u, Ma 随 dA/dx 的变化曲线

Fig. 4 Effect of varying dA/dx on P, T, u, Ma at exit

当磁控进气道为渐缩型通道,超声速来流在渐缩型通道中减速,导致通道出口处速度比较低,静温比较高,马赫数接近于1;随着截面积变化率 dA/dx 的逐步增加,通道型线对来流速度的影响大于由于磁流体发电取出能量增加对来流速度的影响,导致通道出口速度逐步增加;随着截面积变化率 dA/dx 的继续增加,通道型线对来流速度的影响小于由于磁流体发电取出能量增加对来流速度的影响,导致通道出口处速度逐步降低。因此在设计磁控进气道时,根据需求进行速度和温度的权衡折衷,合理的选择磁控进气道的型线是非常重要的。

2.3 磁控进气道设计

磁控进气道的型线非常重要,合理选择磁控进气道截面积变化率是磁控进气道设计的基础。在此基础上,根据燃烧室进口处的要求,合理的选

择磁感应强度和负载系数。

根据2.2节阐述的选取原则,选取 $K=0.9, B=9.5T, dA/dx$,其它参数同上。用数值解法将会得到来流在通道路程中的状态参数随 x 轴的变化规律,如图5所示。对比 $B=0$ 可以看出:来流经过磁控进气道以后,静温有了较大的降低,而速度同样也有很大的降低,合理的再分配了来流的内能和动能,这恰好能满足燃烧室进口处的要求。来流总温随通道 x 轴的变化规律如图6所示,从图6可以看出,来流总温沿通道有很大的降低,表明磁控进气道有很强的“冷却”能力。

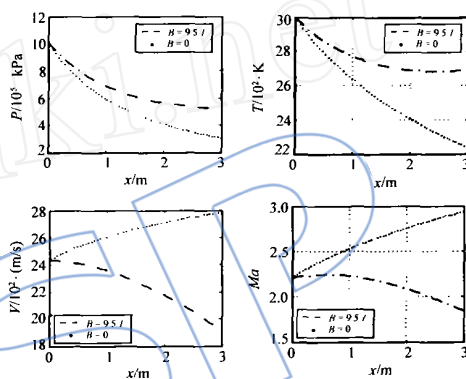


图5 P, T, u, Ma 随通道 x 轴的变化曲线

Fig. 5 Behavior of the flow through the MHD controlled inlet

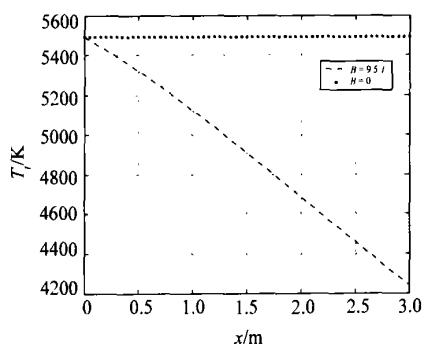


图6 来流总温 T 随 x 轴的变化曲线

Fig. 6 Total temperature of the flow through the MHD controlled inlet

大量的算例分析表明:

(1) 当进气道为等截面通道,来流速度必定沿磁控进气道下降,当气流的速度达到当地的声速时,将产生所谓“阻塞”现象。此时,气流中将会产生激波,压力突然上升,功率下降。因此,在设计磁控进气道时,通常要合理的选择进气道截面积

变化率,设计进气道的型线,把声速点引到磁控进气道的外面,以避免在磁控进气道内产生激波。

(2) 磁控进气道具有很强的“冷却”能力,即可以较大幅度的降低来流的总温。如图5所示,在通道为 3 m 的范围内,来流的总温降低了 1 300 K。

(3) 调整磁控进气道磁感应强度 B 和负载系数 K 的大小可以调节燃烧室进口来流状态。在不同的飞行工况下(例如来流 Ma 的不同,飞行高度 H 的不同,攻角 θ 的不同),可以适当的调整 B 和 K 的大小,使得燃烧室进口处的来流状态基本保持不变,这就非常有利于燃烧室的设计。

(4) 同样来流条件下,为在燃烧室进口达到同样的马赫数,磁控进气道的总压恢复系数大于多道激波压缩后的总压恢复系数,沿壁面的静压增大,发动机比冲也增大。

(5) 同样限制条件(材料耐温极限、燃烧室进口马赫数和温度)等,使用MHD可以拓宽常规超燃冲压发动机的飞行 Ma 数范围。

3 结论与展望

本文以超燃冲压发动机磁控进气道的数学模型为基础,分析了磁控进气道设计影响因素,为磁控进气道设计提供了依据。数值计算表明,在超燃冲压发动机中加入磁控进气道的思路是可行的,可以很好的解决燃烧室进口处 Ma 降低与静温升高的矛盾,有效的调节燃烧室的进口条件。但由于这种思想刚刚提出,还有许多更深入的工作。主要集中在以下几个方面:

(1) 三维磁控进气道的建模与计算。要想全面的了解来流在磁控进气道如何变化,就必须建立三维磁控进气道的数学模型。由于磁场与气动场的耦合,工质又是等离子体,这给计算带来了很大的难度。

(2) 磁控进气道的参数设计。当来流 $Ma < 6$ 时,来流很难进入等离子体状态,在不同的来流条件下,磁控进气道如何工作,将是重点研究的问题。

(3) 磁控进气道的控制技术。由于来流 Ma 变化很大,表现出很强的非线性,如何控制磁控进气道的磁场强度,来保证燃烧室进口处气流状态参数的稳定,也是需要解决的问题。

(4) 超导线圈,超导磁场的设计。当磁感应强度 B 达到 10 T 的时候,如何减轻线圈的重量,提高电流密度,并且保证不失超是一大技术难题。在高强度磁场作用下,如何保证相互之间作用的磁力比较小,也给机体的结构设计提出了新的要求。

参考文献

- [1] Alexander S Roudakov, Vuacheslav L. Semenov, John W Hicks Recent Flight Test Results of the Joint CIAM-NA SA Mach 6.5 Scramjet Flight Program [R]. NASA/TP-1998-206548
- [2] Kanda T, Sunami T, Tomioka S, Tani K, Mitani T. Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(1): 132~138
- [3] 高涵,李祖光,历刚,等.吸热型碳氢燃料冷却模拟系统的建立[J]. *推进技术*, 1999, 20(5): 104~107.
GAO Han, LI Zuguang, LI Gang, et al. Building of Endothermic Fuel Cooling Simulation System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(5): 104~107.
- [4] Harada K, Tanatsugu N, Sato T. Development Study of a Precooler for the Air Turboramjet Expander-Cycle Engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1233~1238
- [5] Kuranov A L, Sheikin E G. MHD Control by External and Internal Flows in Scramjet Under "AJAX" Concept [R]. AIAA-2003-0173
- [6] Macharet S O, Shneider M N, Miles R B. Potential Performance of Supersonic MHD Power Generators [R]. AIAA-2001-0795
- [7] 鲍文,于达仁.高超推进新概念:MHD-ARC-Ramjet联合循环[R].西安:2002年航天航空高技术青年学术研讨会,2002
- [8] 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
- [9] Chul Park, Unmeel B Metha, David Bogdanoff. Magnetohydrodynamic Energy Bypass Scramjet Performance with Real Gas Effect [J]. *Journal P. & P.* 2001, 17(5): 1049~1057.