

# 电弧放电诱导喷气流偏转数值模拟研究

陈峰<sup>1</sup>, 张百灵<sup>1</sup>, 张杨<sup>1</sup>, 陈怡然<sup>2</sup>, 李灏<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 陕西西安, 710038; 2. 空军北京航空装备训练基地, 北京, 100067)

**摘要** 利用电弧放电, 在拉瓦尔喷管的扩散段内诱导出斜激波, 使得扩散段内的超声速气流经过该斜激波后发生偏转喷出喷口, 从而产生推力矢量。为获得不同条件对电弧放电诱导喷气流偏转效果的影响规律, 在电弧放电与超声速流场耦合的数学模型基础上, 开展喷气流马赫数1.5的条件下, 电弧放电区域大小、放电温度、放电位置及喷管落压比对电弧放电诱导喷气流偏转效果影响规律的数值模拟研究, 并通过初步的实验验证。实验结果表明电弧等离子体诱导激波产生喷气流偏转的方案可行, 数学模型建立正确。

**关键词** 电弧放电; 斜激波; 喷气流偏转; 推力矢量; 数值模拟

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.04.003

**中图分类号** V231 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)04-0011-05

电弧放电诱导喷气流偏转是指电弧放电在超声速流场中诱导出斜激波, 超声速气流经过斜激波后发生偏转从而产生推力矢量。电弧放电诱导激波产生喷气流偏转有如下优点: 无需复杂的机械结构, 可以提高矢量装置的工作可靠性并减轻其重量<sup>[1-2]</sup>; 无需引入二股气流, 对发动机主状态影响甚微<sup>[3-5]</sup>。本文依据电弧放电与超声速流场耦合的数学模型对耦合过程进行了数值模拟, 研究了电弧放电区域大小、放电温度、放电位置及喷管落压比对电弧放电诱导喷气流偏转效果影响规律, 为进一步开展实验研究奠定理论基础与技术指导。

## 1 电弧放电诱导激波产生喷气流偏转的原理及数学模型

国外实验研究表明, 在1 kW量级放电功率的条件下, 电弧放电可将马赫数2的超声速气流局部加热至3 000 K<sup>[6-8]</sup>。在二维超声速流场流经电弧等离子体区域, 流场可分为受扰动的一维流动和未受扰动的一维流动, 这两部分气流在气体粘性力的作用下相互作用, 扰动以激波的形式在流场中传播, 直至达到平衡状态, 见图1。宏观上看, 电弧放电会对超声速流场的局部进行加热, 形成等离子体虚拟尖劈, 产生气动激励并以激波的形式在流场中传播。通过在喷管扩散段内布置放电电极产生电弧放电, 超声速气流流经诱导出的斜激波后发生偏转, 喷气流的流动方向与喷管轴向形成一定的夹角, 从而产生推力矢量。

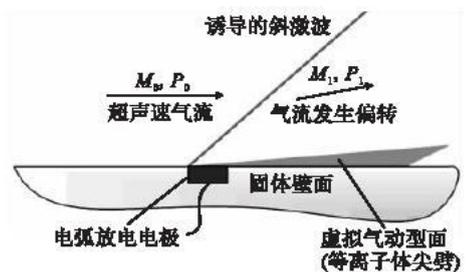


图1 电弧放电与超声速气流耦合示意图  
Fig. 1 Schematic diagram of arc discharge and supersonic flow field coupling

<sup>1</sup> 收稿日期: 2011-11-14

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50776100)

作者简介: 陈峰(1986-), 男, 辽宁建平人, 硕士生, 主要从事高超声速飞行磁流体动力技术研究。

E-mail: chenfeng\_2011@126.com

针对电弧放电与超声速流场的耦合作用建立的数学模型包含电弧等离子体、超声速流场以及它们之间的相互影响,其模型方程参考文献[9]。

国内外的实验与理论研究表明<sup>[10-11]</sup>:在没有外加磁场的情况下,电弧放电与超声速流场的耦合机制主要是电弧放电的热效应;在有外加磁场的情况下,除了电弧放电本身放出的热量,还有外加磁场与电弧放电作用产生的霍尔热效应。因此,电弧等离子体与超声速流场的耦合作用主要体现在由电弧放电自身热效应与霍尔热效应向流场注入能量,改变流场能量与温度分布,从而改变流场形态。本文从电弧等离子体热效应角度对等离子体模型进行简化,将电弧放电以热量源的形式与 N-S 方程耦合并采用基于有限体积法的二维求解器求解<sup>[9]</sup>。

为检验数学模型的正确性,将俄罗斯科学院高温研究所进行气体放电激励在超声速喷气流中诱导激波实验的结果<sup>[6]</sup>与本文所建模型的仿真结果进行对比。仿真计算区域 50 mm × 30 mm,进口总压 0.4 MPa,静压 0.1 MPa,总温 293 K,出口压力 0.1 MPa,电弧放电区域 5 mm × 1 mm,电弧温度 2 000 K。对比结果见图 2,该数学模型对电弧放电诱导出的斜激波与放电区域后附面层分离的捕捉较为准确。

施加电弧放电前后流场对比见图 3,喷管出口气流马赫数 1.5,电弧等离子体在喷管内流场诱导出一道明显的斜激波,超声速喷气流经过斜激波后发生明显的偏转,产生约 7° 的气流偏转角。

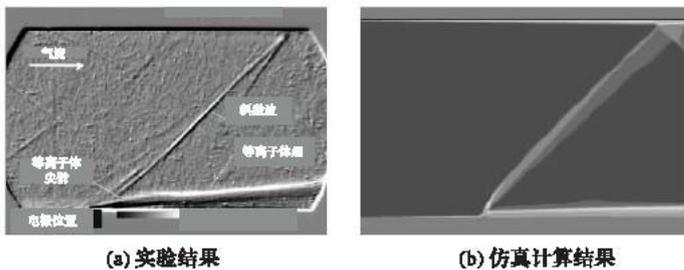


图 2 实验与仿真计算结果对比

Fig. 2 Contrast of experiment and simulation

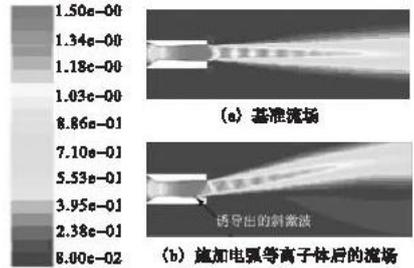


图 3 施加电弧放电前后流场对比

Fig. 3 Contrast of flow field without and with arc discharge

## 2 电弧放电诱导喷气流偏转的数值仿真

在喷管出口气流马赫数 1.5 条件下针对电弧放电区域大小、电弧温度、放电位置和喷管落压比等因素对电弧放电诱导喷气流偏转影响效果进行了数值模拟研究。

### 2.1 电弧放电区域大小和放电温度对喷气流偏转效果的影响

根据电弧等离子体与超声速流场相互作用的热机理,电弧放电发出的热量越大,其激励强度就越大,而影响电弧放电向流场注入热量的一个重要因素是放电区域的大小。将衡量电弧放电区域大小的标准等效为电弧放电的组数,针对一组放电和两组放电进行对比模拟研究,一组放电区域为矩形,尺寸为 10 mm × 2 mm,两组放电之间的间距为 5 mm,喷管落压比为 2。

电弧等离子体的温度主要影响机理为热阻塞效应。在一维定常理想流中,对超声速气流加热会使气体流速、马赫数降低,静压升高,并且对于给定马赫数的超声速气流,在一定的区域内加热量存在一个阈值,超过此阈值,气流发生热阻塞,使流动系统中的质量流量降低,并在上游诱导出发激波。开展不同电弧温度对喷气流偏转效果的数值模拟研究,电弧温度选取 1 000 K,1 500 K 和 2 000 K。

放电区域大小与放电温度对喷气流偏转效果的影响的仿真结果见表 1。从表中可以看出,不论一组放电的位置如何,其诱导出的喷气流偏转效果均没有两组放电产生的效果好。在电弧温度相同的条件下,两组放电向超声速流场中所注入的能量大于一组所注入的能量,其所产生的气动激励强度要大于一组放电所产生的激励强度,3 种温度条件下的仿真结果均说明了这一点。因此,放电区域越大,偏转效果越好。

在放电位置、放电区域与落压比一定的情况下,对比表 1 中的数据,可以看出不同温度时相应放电区域下气流偏转效果数据相差不大。这是由于喷管进口处气流总温为室温,加速达到超声速后的静温很低,而电

弧放电的温度变化梯度为 500 K。一方面,对较低的气流静温来讲,3 种温度条件下受电弧放电加热区域达到热平衡时的静温相差无几;另一方面,高速气流带来的巨大的热耗散使得温度上的差异可以忽略不计。因此,在目前的仿真研究条件下,电弧温度变化范围对喷气流偏转效果的影响微乎其微。

表 1 电弧放电区域与放电温度对偏转效果的影响

Tab. 1 The effect of arc discharge area and temperature on the deflection

电弧温度/K	电弧放电区域	X 向平均速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	Y 向平均速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	平均速度偏转角/( $^{\circ}$ )
1 000	一组(在出口)	267.4	31.2	7.5
	一组(距出口 5 mm)	277.6	17.1	3.9
	两组放电	261.7	33	8.2
1 500	一组(在出口)	273.1	29.7	6.4
	一组(距出口 5 mm)	282.4	15.5	3.1
	两组放电	268.5	30	7.2
2 000	一组(在出口)	279	31.3	9.2
	一组(距出口 5 mm)	289.7	15.8	5
	两组放电	277.8	32	9.8

## 2.2 电弧放电位置和喷管落压比对喷气流偏转效果的影响

喷管内,电弧放电的位置不同,其诱导出的激波位置将会随之变化,从而影响喷气流偏转的效果<sup>[4]</sup>。实际中,由于电弧等离子体本身的不稳定性与超声速气流对其冲击作用,确定放电区域的最佳位置比较困难,因此选取放电区域后缘在喷管出口截面和放电区域后缘距离出口 5 mm 这 2 个位置进行仿真。

随着喷管落压比的变化,扩散段内部流场压力分布会有很大变化,对激波的发生与强度产生影响,从而影响喷气流的偏转效果。因此,选取不同的喷管落压比进行数值模拟研究。

保持一组放电区域及 2 000 K 电弧温度不变,放电位置、喷管落压比对 Y 向平均速度及气流偏转角影响规律的仿真结果见图 4。

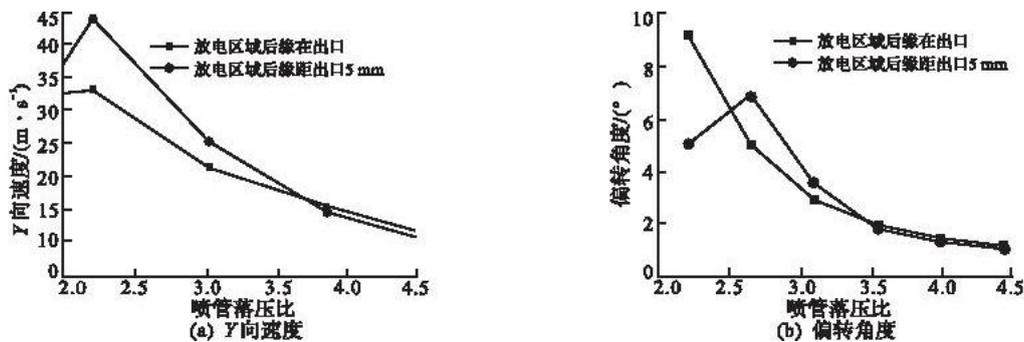


图 4 喷管落压比对 Y 向平均速度和气流偏转角的影响

Fig. 4 Effect of nozzle pressure drop on average velocity of direction Y and the angle of flow deflection

图中圆点线先增后减,在落压比为 2.5 时喷管出口截面的气流偏转角度达到最大。其原因为:在落压比为 2 的情况下,放电区域后缘距出口 5 mm 的电弧所诱导的斜激波在喷管上壁面发生反射,导致其诱导出的喷气流偏转效果明显低于放电区域后缘位于出口时的效果,而在落压比大于 2 以后,由于放电区域后缘在出口时发生更为明显的溢流,所以其喷气流偏转效果相对弱于放电区域后缘位于出口 5 mm 时的效果。随着落压比的增大,平均速度偏转角逐渐减小,这主要是由于膨胀波造成的。随着喷管落压比的增加,电弧等离子体与超声速气流耦合区域的静压就会逐渐升高,斜激波后的静压也会随之变大,当波后静压高于喷管出口外界大气压时,就会在斜激波后面产生一系列的膨胀波,超声速气流经过膨胀波后的偏转方向与经过斜激波后的偏转方向相反,因此,膨胀波的出现会削弱喷气流的偏转效果。随着落压比逐渐增大,膨胀波的强度也逐渐增强,其对气流偏转效果的削弱也逐渐增强,导致气流偏转角随着落压比的增加而减小。

### 3 电弧放电诱导喷气流偏转初步实验

图 5 为电弧放电诱导喷气流偏转初步实验。通过对流场拍摄纹影图,可以捕捉到电弧等离子体对超声速流场的影响以及流场结构所发生的改变。图 5(a)是在未打开放电时,喷管出口的喷气流与喷管的上下壁面是平行的。图 5(b)是打开放电后,在电弧等离子体区域前面不远处诱导出一道斜激波,但电弧放电区域距出口较远,诱导的斜激波在上壁面发生反射,导致喷气流未发生明显偏转;图 5(c)中电弧放电诱导斜激波,喷管出口处的喷气流发生了明显的偏转,偏转角度约  $3.5^\circ$ ,此时喷管落压比约为 3。实验结果表明电弧等离子体诱导激波产生喷气流偏转的方案可行,进一步验证了本文所建数学模型正确。

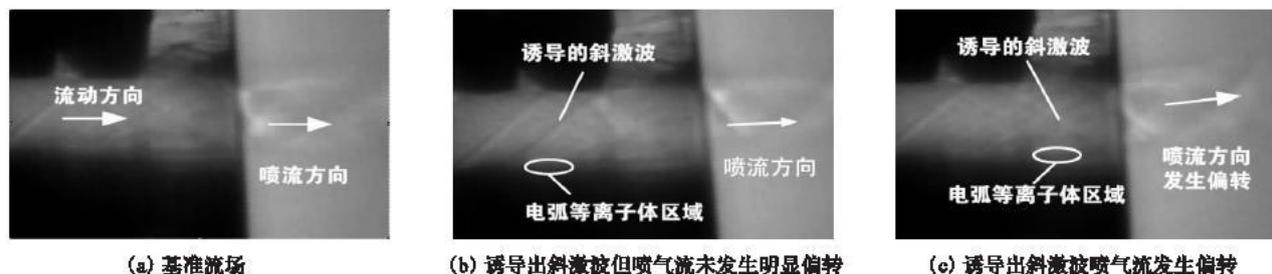


图 5 电弧放电诱导喷气流偏转初步实验结果

Fig. 5 Introduction experiment result of arc discharge induction jet flow deflection

### 4 结论

1) 数值模拟中将电弧放电简化为热量源对超声速流场的局部加热,导致热阻塞,结果在超声速气流中诱导斜激波,使喷气流发生偏转,验证了电弧放电与超声速流场耦合诱导斜激波的热效应机制。

2) 数值模拟研究表明:放电区域越大,电弧放电诱导喷气流偏转效果越明显;在目前仿真条件下,电弧温度的变化范围对气流偏转效果的影响差别并不十分明显;不同的放电位置对喷气流偏转产生不同的效果,当斜激波遇到壁面发生反射或喷管出口发生溢流会削弱喷气流偏转效果。

3) 另外电弧放电诱导喷气流偏转适用于低落压比拉瓦尔喷管。

#### 参考文献(References):

- [1] 陶增元,李军,程邦勤. 飞机推进系统关键技术-推力矢量技术[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2000, 1(2): 86-90.  
TAO Zengyuan, LI Jun, CHENG Bangqin. Thrust vector technique, the vital technology of aircraft propulsion system[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2000, 1(2): 86-90. (in Chinese)
- [2] Barham R W. Thrust vector aided maneuvering of the YF-22 advanced tactical fighter prototype[R]. AIAA 94-2105.
- [3] Hunter C A. Experimental theoretical and computational investigation of separated nozzle flows[R]. AIAA 98-3107.
- [4] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center[R]. AIAA 2003-3800.
- [5] Deere K A. Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring[R]. AIAA 2000-3598.
- [6] Leonov S B, Yarantsev D A. Near-surface electrical discharge in supersonic airflow: properties and flow control[J]. Journal of propulsion and power, 2008, 24(6): 1168-1181.
- [7] Leonov S B, Yarantsev D A, Grommov V G, et al. Mechanisms of flow control by near surface electrical discharge generation [R]. AIAA 2005-780.
- [8] Leonov S B, Yarantsev D A, Soloviev V R. High-speed inlet customization by surface electric discharge[R]. AIAA 2006-403.
- [9] 李灏,张百灵,周健. 电弧放电减弱激波强度的仿真研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2011, 12(3): 24-29.  
LI Hao, ZHANG Bailing, ZHOU Jian. Numerical simulation of shock wave intensity reduction by arc discharge[J]. Journal of

air force engineering university: natural science edition, 2011, 12(3): 24 - 29. (in Chinese)

- [10] Meyer R, Palm P, Ploenjes E, et al. The effect of a nonequilibrium RF discharge plasma on a conical shock wave in a  $Ma = 2.5$  flow[J]. AIAA Journal, 2003, 41(3): 465 - 469.
- [11] Meyer R, Nishihara M, Hicks A, et al. Measurements of flow conductivity and density fluctuations in supersonic nonequilibrium MHD flows[J]. AIAA journal, 2005, 43(9): 1923 - 1930.

(编辑:徐敏)

## Numerical Simulation of Arc Discharge Induction Jet Flow Deflection

CHEN Feng<sup>1</sup>, ZHANG Bai - ling<sup>1</sup>, ZHANG Yang<sup>1</sup>, CHEN Yi - ran<sup>2</sup>, LI Hao<sup>1</sup>

( 1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. The Aviation Instruments Training Basement of the Air Force in Beijing, Beijing 100067, China)

**Abstract:** By using the arc discharge, the oblique shock wave is induced in a position of the convergent - divergent inlet, making the supersonic airflow in the diffuser deflect after passed through the oblique shock, which produced thrust vector. On the bases of existing mathematical model of the coupling of arc discharge and supersonic flow field, numerical simulation on the factors of discharge area, temperature, position, and nozzle pressure drop those affect the flow deflection has been performed under the flow Mach number 1.5. The preliminary experimental on arc discharge inducing jet flow deflection verifies the feasibility of the plan, and the correctness of the mathematic model, the result of the numerical simulation lays the theoretical basis for the subsequent experiment research.

**Key words:** arc discharge; oblique shock wave; jet flow deflection; thrust vector; numerical simulation

### 本刊相关链接文献:

- [1] 张百灵, 桑增产, 李军, 等. 吸波导流体对某型涡扇发动机性能的影响[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2004, 5(2): 16 - 19.
- [2] 李应红, 吴云, 宋慧敏, 等. 大气压等离子体流动控制实验[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2006, 7(3): 1 - 3.
- [3] 冯锦虎, 高峰, 刘华, 等. 反压对超燃冲压发动机隔离段内流场的影响[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2009, 10(4): 20 - 23.
- [4] 程邦勤, 孙权, 苏长兵, 李益文, 喻永贵. 磁流体流动控制在航空工程中的应用与发展[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2010, 11(2): 11 - 15.
- [5] 郭飞飞, 王如根, 夏钦斌, 等. 射流角度对固定几何结构二元喷管气动喉道的影响[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2010, 11(3): 26 - 29.
- [6] 李灏, 张百灵, 周健. 电弧放电减弱激波强度的仿真研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(3): 24 - 29.
- [7] 郭飞飞, 王如根, 赵彪, 等. 比热变化对激波诱导气动矢量喷管影响的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(5): 15 - 19.
- [8] 刘朋冲, 李军, 贾敏, 等. 等离子体合成射流激励器的流场特性分析[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(6): 22 - 25.
- [9] 李应红, 吴云. 等离子体流动控制技术研究进展[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012, 13(3): 1 - 5.