

# 比热变化对激波诱导气动矢量喷管影响的数值研究

郭飞飞<sup>1,2</sup>, 王如根<sup>1</sup>, 赵彪<sup>2</sup>, 吴培根<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 93066 部队, 黑龙江 牡丹江 157023)

**摘要** 采用基于雷诺平均的二维 Navier-Stokes 方程和 RNG  $\kappa-\epsilon$  湍流模型的有限体积法, 考虑比热随温度的变化, 对激波诱导气动矢量喷管的流动情况和性能进行了数值仿真研究。结果表明: 与平均定比热计算相比, 变比热计算的喷管流动情况发生了较大变化, 激波位置前移、激波强度减弱、喷管出口气流平均速度增大; 进一步分析发现, 与平均定比热计算相比, 变比热计算的喷管推力系数、推力矢量角、推力矢量效率均有所增大。

**关键词** 二元矢量喷管; 激波诱导; 射流; 变比热

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.05.004

**中图分类号** V231.1 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)05-0015-05

推力矢量技术已经成为近年来航空技术的热点, 气动矢量喷管通过气流间的相互作用实现矢量推力, 喷管几何结构固定, 结构简单, 可靠性高, 特征信号小<sup>[1]</sup>。气动矢量控制方案主要有: 激波诱导、喉道偏转、逆流控制、Coanda 效应和主动控制。经过国内外许多研究机构的研究, 发现激波诱导矢量控制方案和喉道偏转矢量控制方案优点较多, 发展潜力较大<sup>[2-5]</sup>。

近年来, 国内外利用 CFD 对喷管激波诱导矢量控制方案进行了多方面研究, 但是多数的 CFD 计算都假设进口气流是空气, 而且进口温度不高<sup>[6]</sup>。实际发动机工作时, 尤其在加力状态, 喷管进口温度高达 2 000 K 以上, 内部温度分布不均匀, 而且射流与主流相互作用, 再加上激波的存在, 流动情况比较复杂, 因此有必要考虑比热变化对激波诱导气动矢量喷管性能的影响。

## 1 物理模型和计算方法

### 1.1 喷管模型和网格划分

本文以 NASA 兰利研究中心的二元矢量喷管为原型<sup>[2]</sup>, 分别在下壁面喉道处和上壁面扩散段后段开射流缝, 喷管长 83.82 mm, 喉部距入口 57.78 mm, 喉道高 13.74 mm, 出口面积与喉道面积之比为 1.35, 喉部射流垂直于主流方向射入, 缝宽 1 mm, 扩散段射流距离入口 75.83 mm, 逆主流 45 方向射入, 缝宽 1.5 mm, 这样可以形成比较合理的喉部射流流量与扩散段射流流量的分配比例<sup>[5]</sup>。原型喷管设计落压比  $R_{Np} = 5.034$ 。外流场从喷管出口截面向下游、上游、两侧分别延伸了 10 倍、6 倍、6 倍喷管长度。整个计算域(喷管内外流场)被划分为 13 个子区域, 分别生成后进行对接, 对射流缝、壁面、喷管进出口处网格进行加密, 保证离壁面最近的网格单元  $y^+$  在 1-5 之间, 保证相邻网格面积比小于 10, 所有网格单元都为四边形结构网格<sup>[7]</sup>, 网格总数 527 900, 见图 1。

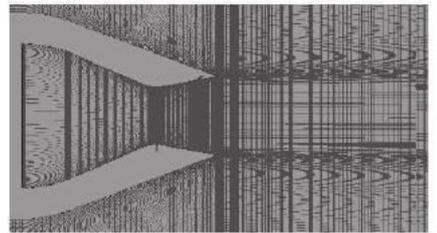


图1 喷管附近计算网格网格

Fig.1 Computation grid near the nozzle

\* 收稿日期: 2010-12-23

基金项目: 空军工程大学研究生创新基金资助项目(DX2010104)

作者简介: 郭飞飞(1984-), 男, 陕西凤翔人, 博士生, 主要从事推进系统气动热力理论与工程研究。

E-mail: guofeilxlt@yahoo.com.cn

## 1.2 数值计算方法

喷管内外流场由连续方程、二维雷诺平均 Navier - Stokes 方程、能量方程、气体状态方程和 Sutherland 公式描述。方程的封闭采用 RNG  $\kappa - \varepsilon$  湍流模型<sup>[8]</sup>。为了准确描述空气在高温条件下的物理特性,数值计算中根据分段拟合多项式对各网格节点定压比热容进行计算,即考虑比热随温度的变化,耦合到流场控制方程求解过程之中。其计算公式如下<sup>[9]</sup>

$$C_{p(i,j)} = f(T_{i,j}) = \alpha_0 + \alpha_1 T_{i,j} + \alpha_2 T_{i,j}^2 + \alpha_3 T_{i,j}^3 \quad (1)$$

式中  $(i,j)$  表示网格节点,  $\alpha_i (i=0-3)$  均为常数,由表 1 给出。方程的求解采用时间推进的有限体积法,考虑到本文所研究的流动比较复杂,采用具有高间断分辨率、高粘性分辨率和标量正值保持性的 AUSM 格式对方程进行离散<sup>[10]</sup>。为了减小数值误差,计算中还使用了多重网格法。

表 1 多项式系数

Tab. 1 The coefficient of the polynomial

温度范围	$\alpha_0$	$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\alpha_3$
200 K $\leq T \leq$ 1 100 K	1 017.9	-0.114 98	2.626 7e-4	-1.018 5e-7
1 100 K $< T \leq$ 2 100 K	901.71	0.215 81	-6.320 9e-5	8.158 5e-9

## 1.3 边界条件

喷管进口和射流入口均为压力入口,给定总压、总温;喷管下游出口为压力出口,给定静压;喷管外流入口给定黎曼边界条件;壁面采用绝热、无滑移物面条件。在各种状态计算中保持射流与主流总压比  $R_{sp} = 1.0$ 。

## 2 计算模型验证

选择 NASA 同类型长扩散段二元收敛——扩张喷管进行激波诱导方案的数值验证。使用二维 N-S 方程、不平衡壁面函数和 RNG  $k - \varepsilon$  湍流模型对主流落压比  $R_{NP} = 4.60$ 、单缝射流位置  $X_j/X_t = 1.8$  时的流场进行计算可以得到喷管上下壁面的静压分布,与试验数据<sup>[11]</sup>比较可以得到图 2。图 3 还给出了该条件下的试验纹影结果和 CFD 模拟得出的密度分布。可以看到射流注入后,射流缝上壁面压力升高,产生激波,主流流过激波后气流偏转产生推力矢量,试验结果和计算结果比较符合,上下壁面激波发生位置也基本一致,这说明本文使用的计算模型是可靠的。

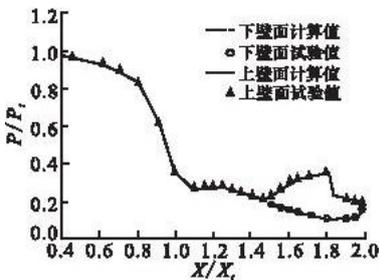


图 2 壁面静压分布

Fig. 2 Pressure distribution on the wall

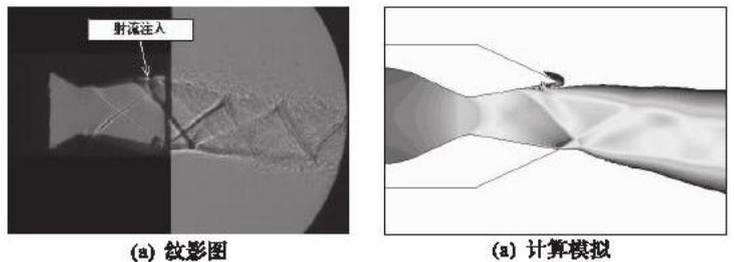


图 3 密度分布

Fig. 3 Density contours of the nozzle

## 3 计算结果与讨论

### 3.1 变比热与定比热计算喷管流场比较

图 4(a)、(b) 分别给出了喷管落压比  $R_{NP} = 2.5$  时变比热、定比热计算的马赫数分布云图。平均定比热计算在变比热计算结果的基础上进行,计算时整个计算域取统一的定压比热值,其值由所有网格节点温度的平均值代入式(1)计算得到。对比可以看出,流场结构发生了比较大的变化。

1) 变比热计算的喷管扩散段下壁面上的附面层明显变厚,这也同时导致推力矢量角有所减小。这种变

化在更高的落压比计算时并没有出现,相反,变比热计算的矢量角都有所增大(见后文图 9)。分析原因可能是  $R_{NP} = 2.5$  时落压比过小,气流过度膨胀,考虑比热变化时,逆压梯度对附面层的影响会更加明显,同时粘性系数也会有所增大,所以导致扩散段下壁面上的附面层变厚,甚至分离,进而影响了气流的矢量偏转。而在大落压比时,气流并未得到完全膨胀,受顺压梯度影响,附面层并不会发生大的改变。图 5(a)、(b) 分别给出了  $R_{NP} = 4$  时变比热、定比热计算的马赫数分布云图,可以发现,变比热计算的附面层有略微增厚,但这没有对主流偏转产生大的影响。

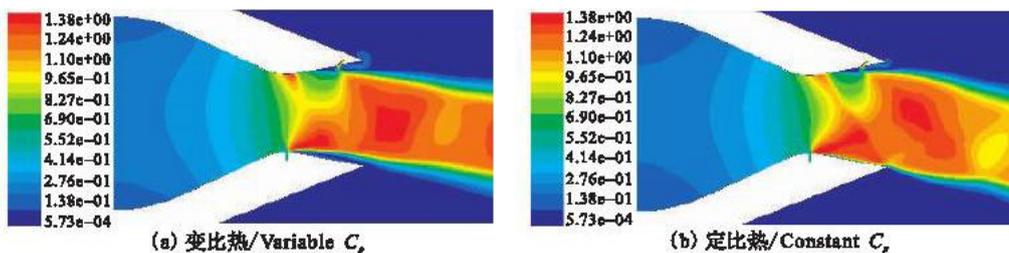


图 4  $R_{NP} = 2.5$  时马赫数分布云图

Fig. 4 The counter of Mach number at  $R_{NP} = 2.5$

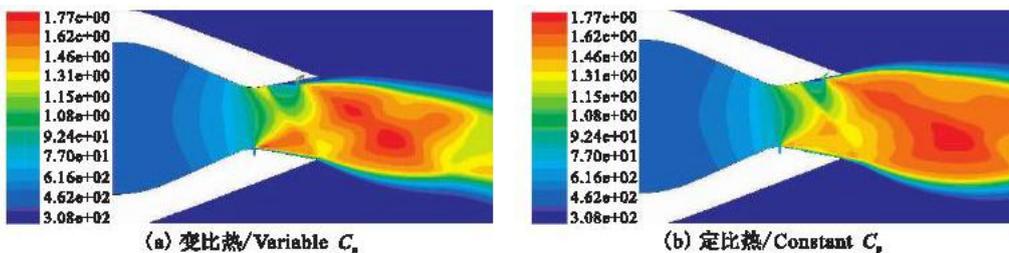


图 5  $R_{NP} = 4$  时马赫数分布云图

Fig. 5 The counter of Mach number at  $R_{NP} = 4$

2) 变比热计算的激波位置前移,激波强度减弱。这种变化在不同落压比下都得到了验证(图 4、图 5)。图 6 给出了  $R_{NP} = 4$  时喷管上壁面的静压分布对比曲线,可以更清楚地看到变比热计算的激波位置前移。从流场控制方程可以分析,这是因为变比热计算时,有效传热系数不仅随温度变化,也随比热的变化而变化,使热传导在温度高的区域更强,在温度低的区域更弱,使温度梯度更加平缓,进而影响压力场、速度场以及整个流场的分布情况,使得激波位置前移,强度减弱。

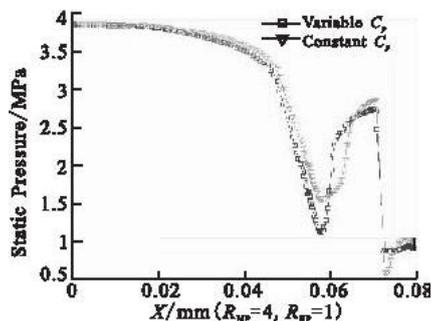


图 6 上壁面静压分布

Fig. 6 Pressure distribution on the up wall

### 3.2 比热变化对喷管性能的影响

#### 3.2.1 比热变化对喷管推力系数的影响

图 7 给出了推力系数随喷管落压比的变化情况。可以看出,考虑比热变化时,推力系数均有所增大,但增加幅度较小。这是因为考虑比热变化时,激波位置前移,强度减弱,喷管总压损失减小,出口气流平均速度均有所增大,而流量变化很小的缘故。图 8 给出了  $R_{NP} = 4$  时喷管出口马赫数分布,可以看出,虽然在近壁面区域,变比热计算的气流速度小于定比热计算值,但核心区的气流速度明显大于定比热计算值。这与文献 [6] 的计算结果是一致的。

#### 3.2.2 比热变化对喷管推力矢量性能的影响

图 9 和图 10 分别给出了推力矢量角和推力矢量效率(矢量角与射流相对流量之比,符号  $K_{vc}$ ,单位为  $(^\circ)/(\%)$ ),表示每 1% 的射流相对流量可以实现的推力矢量角。详见参考文献 [4] 随喷管落压比的变化情况。可以看出,随喷管落压比增大,这两者都是减小的,这与前人的研究结果是一致的。但是变比热的计算结果要高于定比热的计算结果。对比图 9 与图 10,还可以发现,推力矢量角和推力矢量效率的变化趋势非常一致,这是因为在不同落压比下射流相对流量基本保持一致的缘故,见表 3。

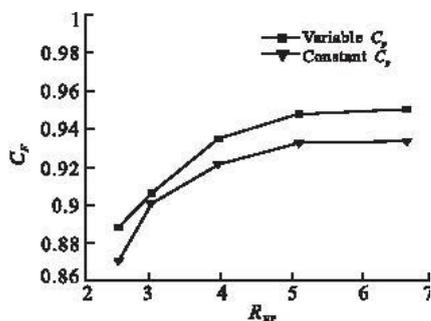


图7 推力系数的变化

Fig. 7 Variation of thrust coefficient

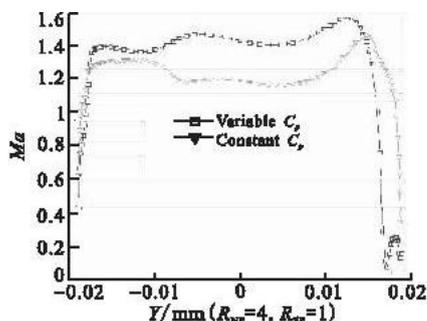


图8 喷管出口马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution of the nozzle outlet

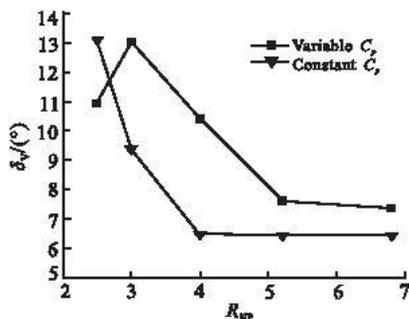


图9 矢量角随落压比的变化

Fig. 9 Variation of thrust vectoring angle

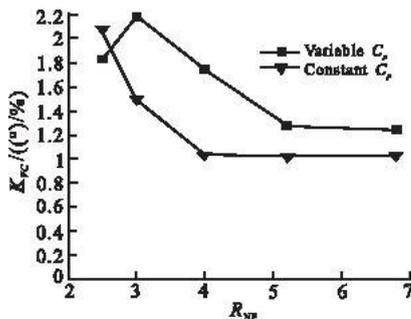


图10 推力矢量效率随落压比的变化

Fig. 10 Variation of vectoring effectiveness

表3 相对射流量的变化

Table 3 Variation of relative jet flow rate

(%)

$R_{NP}$	2.5	3	4	5.2	6.8
Variable $C_p$	6.31	6.31	6.31	6.30	6.29
Constant $C_p$	5.96	5.96	5.96	5.95	5.95

## 4 结束语

本文采用考虑变比热的 CFD 算法,对激波诱导气动矢量喷管内部流动情况和性能进行了数值研究,并和平均定比热计算结果进行了比较。结果表明:与定比热计算相比,变比热计算的激波诱导气动矢量喷管的流动情况发生了较大变化,激波位置前移、激波强度减弱、喷管出口气流平均速度增大。喷管推力系数、推力矢量角、推力矢量效率均有所增大。

## 参考文献:

- [1] Kowal H J. Advances in thrust vectoring and the application of flow control technology[J]. Canadian aeronautics and space journal, 2002, 48(1): 145 - 151.
- [2] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center[R]. AIAA 2003 - 3800.
- [3] 罗静,王强,额日其太. 两种流体方案控制矢量喷管内流场计算及分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(7): 597 - 601.  
LUO Jing, WANG Qiang, Eriqitai. Computational analysis of two fluidic thrust - vectoring concepts on nozzle flow field[J]. Journal of Beijing university of aeronautics and astronautics, 2004, 30(7): 597 - 601. (in Chinese)
- [4] Miller D N, Yagle P J, Hamstra J W. Fluidic skewing for thrust vectoring in fixed geometry nozzles[R]. AIAA 99 - 0365.
- [5] 周敏,王如根,张相毅,等. 射流分配对喉道气动偏转矢量喷管的影响[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 58 - 61.  
ZHOU Min, WANG Rugen, ZHANG Xiangyi, et al. Effect of jet flow distribution on fluidic throat skewing nozzle[J]. Journal of propulsion technology, 2008, 29(1): 58 - 61. (in Chinese)
- [6] 王占学,王建峰,唐狄毅. 变比热容对喷管流场和性能影响的计算[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 60 - 62.

- WANG Zhanxue, WANG Jianfeng, TANG Diyi. Calculation of effect of variable specific heat on nozzle flow and performance [J]. Journal of propulsion technology, 2000,21(4):60-62. (in Chinese)
- [7] 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控制的影响[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2010,11(3):26-29.
- GUO Feifei, WANG Rugen, XIA Qinbin, et al. Effect of jet angle on the pneumatic throat of 2-D vectoring nozzle[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2010,11(3):26-29. (in Chinese)
- [8] 王全,王强. 激波诱导二元矢量喷管内流特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2006,21(4):681-685.
- WANG Quan, WANG Qiang. Computational analysis on static internal flow field of shock vector controlled vectoring exhaust nozzle[J]. Journal of aerospace power, 2006,21(4):681-685. (in Chinese)
- [9] 何立明,骆广琦,王旭. 工程热力学[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- HE Liming, LUO Guangqi, WANG Xu. Engineering thermodynamics[M]. Beijing: Aviation industry press, 2004. (in Chinese)
- [10] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- YAN Chao. Methods and application of computational fluid dynamics[M]. Beijing: Beijing university of aeronautics and astronautics press, 2006. (in Chinese)
- [11] Waithe K A, Deere K A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring [R]. AIAA 2003-3802.

(编辑:徐敏)

## Effect of Variable Specific Heat on Shock Vectoring Nozzle

GUO Fei-fei<sup>1,2</sup>, WANG Ru-gen<sup>1</sup>, ZHAO Biao<sup>2</sup>, WU Pei-gen<sup>1</sup>

(1. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, ;2. Unit 93066 of PLA, Mudanjiang 157023, Heilongjiang, China)

**Abstract:** Flow fields of 2-D shock vectoring nozzle are calculated by the finite volume method based on 2D Reynolds average Navier-Stokes equations, RNG turbulent model and considering the variation of specific heat at different temperature. The results show that there has been some changes of the nozzle flow fields such as upper moving of the shock wave, the abatement of the shock wave amplitude and the increase of the velocity of the nozzle outlet compared with the calculation of constant specific heat. By further analyzing, the thrust coefficient, the thrust vectoring angle and the vectoring effectiveness all have increased in contrast between the variable specific heat calculated results and the constant specific heat numerical results.

**Key words:** 2-D vectoring nozzle; shock induction; jet; variable specific heat