

文章编号:1000-8055(2011)09-2148-06

变比热容对射流推力矢量喷管内流场影响的数值模拟

宋亚飞, 高峰, 文科, 何至林, 金楠楠
(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘 要: 利用时间推进的有限体积法求解二维雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程, 分别在变比热容和定比热容的情况下研究了射流推力矢量喷管的内流性能, 并对两种情况下计算结果进行了比较. 结果表明, 与定比热容情况相比, 工质为变比热容的燃气时, 喷管内部由二次流产生的斜激波位置向喷管下游移动, 回流区减小, 喷管的推力矢量角和推力系数减小, 温度越高, 两种方法的计算结果相差越大. 因此, 在采用计算流体力学(computational fluidic dynamic, 简称 CFD)方法研究射流推力矢量喷管内流场性能时应该考虑变比热的影响.

关 键 词: 矢量喷管; 二次流; 变比热容; 内流场; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation on effects of variable specific heat capacity on internal flow field of jet vector nozzle

SONG Ya-fei, GAO Feng, WEN Ke, HE Zhi-lin, JIN Nan-nan

(Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan Shanxi 713800, China)

Abstract: Given certain variable specific heat capacity and constant specific heat capacity, two-dimensional Reynolds average Navier-Stokes equation was solved by using time marching method in finite volume, and the internal flow of jet vector nozzle was studied. The results gained from different cases were compared. The results show that: as compared with the specific heat capacity, when the shock wave generated by second injection moves toward downstream divergent section, the thrust vector angle and thrust coefficient decrease. With the increase of temperature, the gap between the results from two methods became wider. The influence of variable specific heat capacity must be take into consideration when studying the internal flow field of jet vector nozzle by the method of computational fluidic dynamic.

Key words: vectoring nozzle; second injection; variable specific heat; internal flow field; numerical simulation

射流推力矢量(fluidic thrust vectoring, 简称 FTV)通过引入二次射流使喷管主流发生偏转以产生矢量推力. 与机械式推力矢量喷管相比, 射流推力矢量喷管以其结构简单、质量轻, 易于维护、系统响应快, 隐身性能好的优点成为国内外航空航天技术的热点. 近年来, 国内外研究人员对射流

推力矢量进行了大量的试验研究和 CFD(computational fluidic dynamic)数值模拟, 数值模拟结果与试验结论吻合得较好^[1-10]. 在喷管进口气流是空气而且进口温度不高的工况下, 采用定比热容的 CFD 数值模拟是可行的. 但是在发动机实际工作过程中, 喷管进口温度达 2 000 K 以上, 而且喷

收稿日期: 2010-09-14; 修订日期: 2011-02-15

作者简介: 宋亚飞(1988-), 男, 河南汝州人, 硕士生, 研究方向为发动机内流场与工作过程数值仿真.

管温度分布不均匀,此时若还用定比热计算,必然会引起计算误差^[11].

本文以二维收缩-扩张(2-DCD)喷管为研究对象,以高温燃气为工质对激波诱导矢量喷管进行CFD数值模拟,研究了变比热容对喷管流场以及喷管性能的影响.

1 数值方法

1.1 控制方程和湍流模型

本文所用计算方法为时间推进的有限体积法,求解二维雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,湍流模型为 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 两方程湍流模型,压力和速度的耦合采用 SIMPLE 算法 (semimplicit method for pressure linked equations),空间离散采用二阶迎风格式.

在定比热容的计算中,每个网格的比热比 γ 和比定压热容 c_p 是不随温度变化的,但在本文中两者是随温度变化的,计算公式如下:

$$c_p(T) = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4 \quad (1)$$

本文根据气体热力性质表^[12]中的数据采用分段拟合的方法确定各系数.

1.2 喷管性能参数的定义

喷管的推力系数 C_r 由公式 $F_r / (F_{i,p} + F_{i,s})$ 得到,推力矢量角 δ 定义为: $\tan^{-1}(F_y / F_x)$. 其中 $F_{i,p}$, $F_{i,s}$ 分别为主流和二次流的理想等熵推力, F_x , F_y 分别为轴向力和法向力,总推力 $F_r = (F_x^2 + F_y^2)^{1/2}$.

1.3 喷管模型与网格划分

本文中计算所使用的 2-DCD 喷管模型选自美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心跨声速风洞中的试验喷管. 该喷管的长度为 115.57 mm,进口半高为 35.20 mm,出口半高为 24.69 mm,喉道半高为 13.74 mm,喉道到进口距离为 57.79 mm,在上壁面开一个喷射孔,喷射孔到进口的距离为 104.14 mm,宽度为 2.03 mm. 设计喷管落压比 $R_{n,d}$ 为 8.78.

计算域的选取如图 1(a)所示. 由于研究对象几何形体的复杂性,为了减小网格生成难度,提高网格质量,生成网格时,采用分区网格,各子区网格单独生成后进行对接形成一个整体. 同时根据对流动物理特征的分析,在壁面、二次射流入口处、喷管出口附近及喷管喉部等物理量变化梯度较大的区域进行网格加密,如图 1(b)所示.

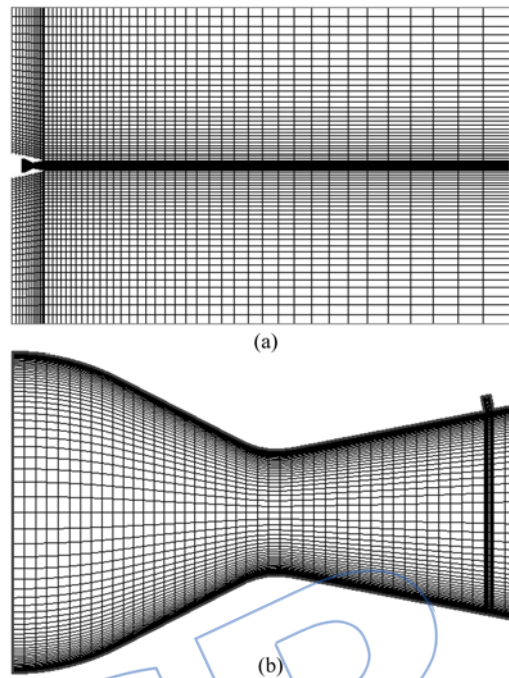


图1 计算区域和喷管局部放大图

Fig. 1 Computational domain and close-up of nozzle grid

1.4 边界条件

喷管的主流、二次射流的进口以及外场的入口设定为压力入口边界,均给定总压、总温大小;外场出口设定为压力出口边界,给定总压和总温大小;外场的其他边界设为压力远场条件,给定总压、静温和马赫数大小;壁面条件设定为绝热、无滑移条件.

2 算例验证

首先运用 NASA 兰利研究中心的试验数据对本文物理数学模型进行检验^[13],本文选取的工况为:喷管落压比(喷管主流总压与环境压强之比) R_n 为 4.6,二次流压比(二次流总压与喷管主流总压之比) R_s 为 0.7,外流为静止大气,环境压强为 0.1 MPa,总温为 298 K. 计算得出的喷管内流场马赫数分布如图 2(a)所示,其马赫数分布云图与图 2(b)所示的试验纹影图基本一致. 图 3 显示了喷管上下压强分布的计算结果和试验数据. 图中“ p/p^* ”表示壁面压强与总压之比,“ X/X_t ”表示壁面水平坐标与喉部水平坐标的比值. 从图中可以看出数值模拟结果与试验数据吻合较好. 这说明本文采用的数学方法对发动机内流场进行数值模拟具有一定的可靠性.

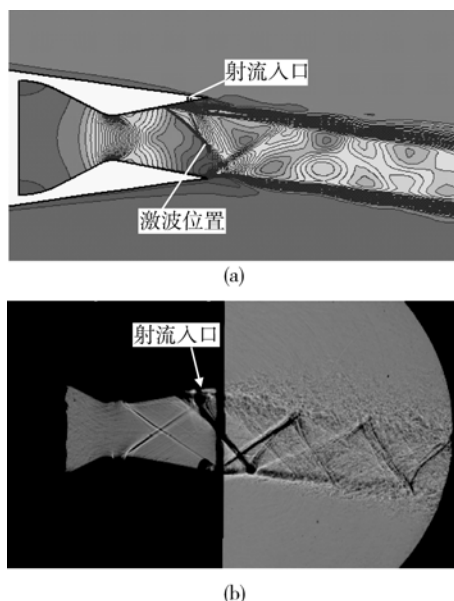


图2 喷管内流场马赫数分布云图

Fig. 2 Mach number contour in internal flow field

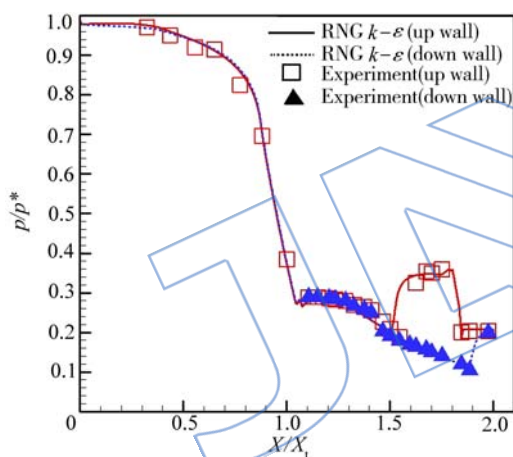


图3 喷管壁面压强分布

Fig. 3 Pressure distribution on the wall of nozzle

3 计算结果与分析

3.1 变比热对矢量喷管内流场的影响分析

变比热对射流推力矢量喷管内流场的影响主要是由于工质温度的升高. 分别以变比热容和定比热容的高温燃气为工质, 在喷管的设计状态下 ($R_{(n,d)} = 8.78$) 对喷管流场进行数值模拟. 假设高温燃气为平衡流, 等效分子量为 36, 定比热容采用平均质量比热容 $c_{p,m}$, 计算公式为

$$c_{p,m}|_0^t = \frac{1}{t} \int_0^t c_p(T) dT \quad (2)$$

图 4、图 5 给出了在主次流总压均为 0.878 MPa, 总温均为 2500 K 时喷管内流场的模拟结果, 在二次射流入口附近出现了斜激波, 二次流入口上下游的壁面处都出现了边界层分离; 比较图 4(a), 4(b) 可知考虑比热容变化时激波位置向后移动, 喷管内部马赫数的分布规律几乎没有变化, 但对马赫数大小产生了影响. 从图 5 中可以看到, 在喷管收缩段的同一位置变比热容条件下的计算结果与定比热容计算结果相比略有增加, 这是因为在喷管亚声速段温度较高, 与之对应的比热容大于平均值, 温度降低时有更多的内能转化为动能; 气流进入喷管扩张段后迅速膨胀加速, 温度降低, 导致工质的比热容小于平均值, 温度降低相同值的情况下, 变比热容条件下的焓降比定比热容的小, 所以在喷管扩张段变比热容条件下的马赫数较小. 图 5 右图局部显示了二次射流入口附近的马赫数分布, 可以看到二次流入口附近出现的斜激波和回流区, 与定比热容的计算结果相比较, 二次流的速度增加, 斜激波位置向喷管下游移动, 分析激波前后的马赫数可知, 变比热容计算的激波强度有所减弱, 回流区减小; 虽然在变比

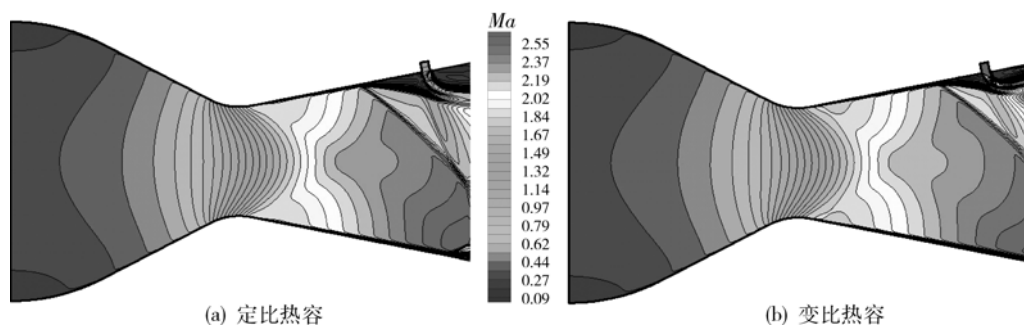


图4 射流推力矢量喷管内流场马赫数分布

Fig. 4 Mach number contour in internal flow field of jet vector nozzle

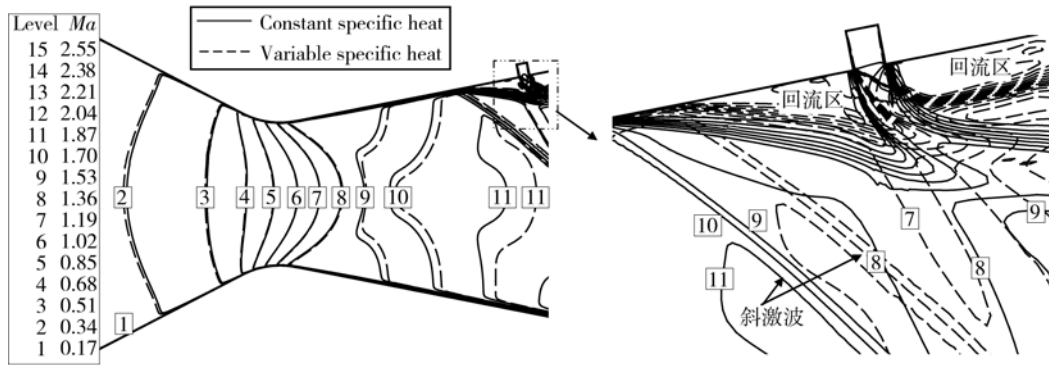


图5 喷管内部马赫数对比

Fig. 5 Contrast of Mach contour in internal flow field

热容条件下高温二次燃气的焓降增加,动能增大,但超声速段主流中燃气的焓降却减小,内能较大,而且主流流量远大于二次流量,而主流能量的增加(温度升高、压强增大)使之不易受到干扰,最终导致二次流对主流的干扰减弱,激波位置后移,强度减弱。

图6是在主流总压均为0.878MPa总温均为2500K的条件下矢量喷管内部的温度的分布图。可以发现,由于边界层分离在二次射流入口壁面处出现了一个高温区,表明在二次流入口附近有局部烧蚀可能,有必要采取热防护措施。对比图6(a),6(b)可以发现在变比热容条件下喷管扩张段的温度明显高于定比热容的情况,这表明在喷管扩张段高温燃气中以内能形式存在的能量增加;二次流对主流的扰动作用的减弱导致二次射流入口附近的高温区有所减小。

3.2 变比热容对喷管性能的影响

选取喷管落压比 $R_n = 8.78$, 二次流压比

$R_s = 1$, 主流温度为2500K, 在二次流温度分别为500, 1000, 1500, 2000, 2500K和3000K的情况下进行模拟。图7、图8分别给出了变比热容和定比热容条件下推力矢量角和推力系数随温度的变化趋势。在变比热容条件下,二次流对主流的扰动作用减弱,推力矢量角减小;由于气流在扩张段温度降低得较多,比热容变化损失的焓降要大于收缩段的主流燃气和二次流燃气增加的焓降,总的能量转化率降低,导致推力系数减小;在二次流压比 R_s 一定时随着温度的升高二次流量减小,由于二次燃气增加的焓降越来越少,所以温度越高推力系数减小得越多。从图中可以看出随着温度的升高,推力矢量角和推力系数都有减小的趋势,变比热容条件下温度的影响更显著,这是由二次流量的减小、扰动作用的减弱和能量转化率的减低三种作用相互耦合造成的。

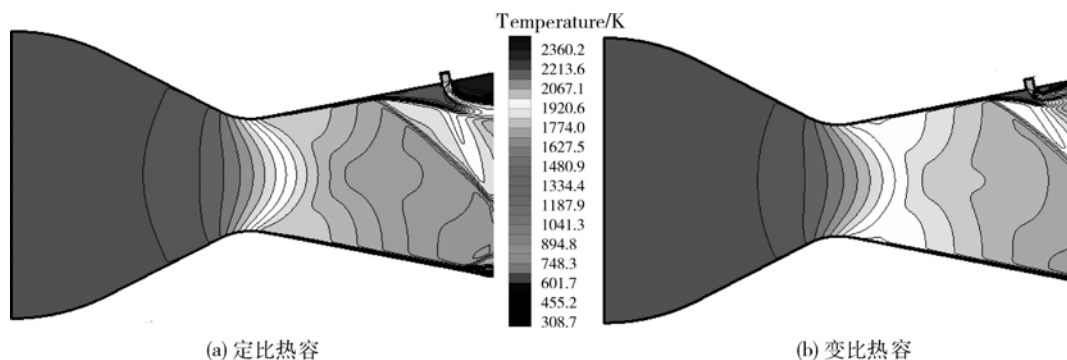


图6 射流推力矢量喷管内流场温度分布

Fig. 6 Temperature contour in internal flow field of jet vector nozzle

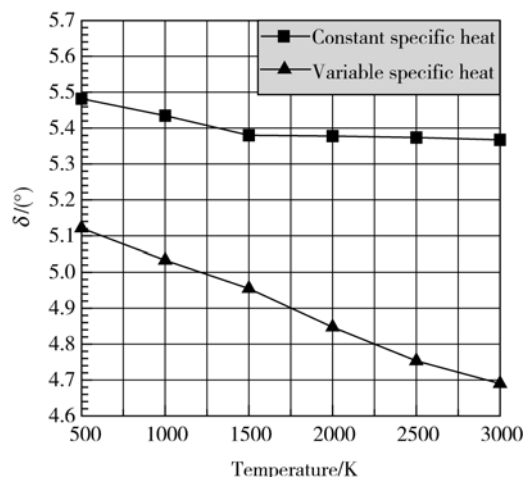


图7 不同二次流温度下的推力矢量角

Fig. 7 Thrust vectoring angle for different temperatures of injection

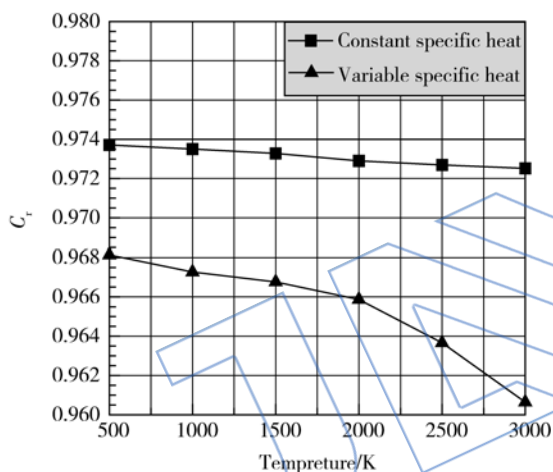


图8 不同二次流温度下的推力系数

Fig. 8 Thrust coefficient for different temperatures of injection

4 结 论

本文分别在定比热容和变比热容的工况下对二维射流推力矢量喷管进行数值模拟,结果表明:

1) 两种工况下喷管内流场分布规律基本一致,但变比热容对速度、温度等参数的大小产生了影响,在喷管亚声速段马赫数增大,在超声速段马赫数,温度升高;

2) 在变比热容条件下二次流对主流的扰动作用减弱导致激波后移、回流区减小、推力矢量角减小以及推力系数的下降等;

3) 在变比热容工况下,温度对喷管性能的影响更加显著;

4) 由于变比热容条件更接近于实际流体,所

以在对射流推力矢量喷管进行流场仿真和性能预测时,采用变比热容条件更具指导意义。

参考文献:

- [1] Karen A D. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center[R]. AIAA 2003-3800, 2003.
- [2] Fariborz S, Afshin B. Co-flow fluidic thrust vectoring requirements for longitudinal and lateral trim purposes[R]. AIAA 2006-4980, 2006.
- [3] Jeffrey D F. Experimental study of a nozzle using fluidic counter flow for thrust vectoring[R]. AIAA 1998-3255, 1998.
- [4] Jeffrey D F, Karen A D. Design enhancements of the two-dimensional dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA 2006-3701, 2006.
- [5] 谭慧俊, 陈智. 二元双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1678-1684.
TAN Huijun, CHEN Zhi. A computational study of 2-D dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1678-1684. (in Chinese)
- [6] 乔渭阳, 蔡元虎. 基于次流喷射控制推力矢量喷管的试验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 273-278.
QIAO Weiyang, CAI Yuanhu. A study on the two-dimensional thrust vectoring nozzle with secondary flow injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 273-278. (in Chinese)
- [7] 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 nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 681-685. (in Chinese)
- [8] 邓远灏, 钟梓鹏, 宋文艳. 收敛-扩张喷管中运用次流推力矢量控制技术的计算研究[J]. 固体火箭技术, 2004, 28(1): 29-32.
DENG Yuanhao, ZHONG Zipeng, SONG Wenyan. Computational investigation of secondary flow thrust vector control technology used in a convergent-divergent nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 28(1): 29-32. (in Chinese)
- [9] 刘辉, 邢玉明, 额日其太. 气体二次喷射矢量喷管三维流场计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1174-1178.
LIU Hui, XING Yuming, Eriqitai. Computation of three-dimensional flow field in secondary gas injection for thrust vectoring nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(10): 1174-1178. (in Chinese)
- [10] 吴雄, 吴敏, 张健, 等. 飞行参数对射流矢量喷管内流场影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 234-239.
WU Xiong, WU Min, ZHANG Jian, et al. Numerical simulation on effects of flight parameters on internal flow of jet vector nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 234-239. (in Chinese)

- [11] 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 for effect of variable specific heat capacity on nozzle flow field and performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 60-62. (in Chinese)
- [12] Keenan J H, Kaye J. Gas tables[M]. New York: John Wiley & Sons. Inc, 1945.
- [13] 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, 2003.

JALSP