新型二维推力矢量喷管数值模拟

肖中云 江 雄 陈作斌 刘 刚

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 针对现有流体推力矢量控制方案的不足,提出利用喷流附壁效应的新型矢量喷管,借助于尾喷管射流对固壁延伸面的跟随作用控制尾喷流方向,实现推力转向.在此基础上采用限制流量的方法调节喷流的抽吸程度,产生不同的横向压力梯度,达到了矢量化控制推力转向的目的.运用这一概念设计了二维矢量喷管,用数值实验方式验证了喷管的推力转向效果,采用限制流量方法得到的最大矢量角度约 13.3°,进一步结合射流控制可以使矢量偏角达到 20°以上.通过对该喷管流场的数值计算研究,探讨了该矢量喷管内喷流转向形成的流动机理,从推力损失、转向效率上对喷管的性能特点进行了分析,为下一步开展实验研究奠定了基础.

关 键 词: 推力矢量; 二次流; Coanda 效应; 推力效率; 数值模拟

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)07-0895-05

Numerical simulation of a new-style 2D thrust vectoring nozzle

Xiao Zhongyun Jiang Xiong Chen Zuobin Liu Gang

(Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: To exclude the inefficiency of existing fluidic thrust vectoring techniques, a new-style nozzle using ejecting mixing effects was proposed, which produced thrust vectoring by making use of the tendency of a fluid jet to be attracted to a nearby surface. The vectoring angles were manually controlled by producing different pressure gradients within the collar, where pumping effects were adjusted by flux limitation. A two dimensional nozzle was designed referring to the current idea. Thrust vectoring control was testified by numerical simulation. The maximum vector angle by flux limitation was 13.3 degree, which can be increased to 20 degree by additional steady jet. The fluidic mechanism of jet vectoring was investigated by numerical simulation, thrust loss and efficiency of the nozzle were discussed, which serves to further experimental study.

Key words: thrust vectoring; secondary flow; Coanda effect; thrust efficiency; numerical simulation

采用流动控制方法实现推力矢量完全不同于现有的机械作动式推力矢量喷管[1],其主要特点在于通过在喷管内引入侧向次气流去影响主气流的状态,以达到改变和控制主气流的方向,实现推力矢量的目的.它的最主要优点是省却了大量的实施推力矢量用的机械运动件,简化结构,降低维护成本.理想控制方案应当具有较小的能量输入、较少的推力损失以及易于控制等特点,同时为了满足对不同矢量偏角的需要,还要求控制方法具有线性控制的能力.从控制策略上的不同,实现推力矢量的流动控制方法可以分为以下几种方式:①激波控制方法[2],在超声速喷管的扩张段引入二次气流,形成斜激波,通过激波使主流方向发生偏转;②喉道声速面控制方法[3],通过在喷管的喉道位置引入二次气流,改变实际流动的声速面位置和法线方向,进而实现对主流方向的控制;③逆流控制方案[4-5],具体做法是在喷管出口截面以后加一个外套管,形成反向流动的腔道,在需

收稿日期: 2011-06-19; **网络出版时间**: 2012-06-29 20:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120629.2022.019.html

作者简介: 肖中云(1977 -),男,四川大竹人,副研究员,scxzy@yahoo.com.cn.

要主流偏转时,启动抽吸系统形成负压,使主气流向该侧偏转. 从目前的研究情况来看,以上几种控制方案都还存在不足,简单概括是激波控制方法的推力损失偏大,而声速面控制方法的矢量效率不高,逆流控制方案则需要附加的真空抽吸设备,加大了实现的难度.

平面射流的一个重要特征是具有附壁效应[6],又称为 Coanda 效应,即如果射流的一侧存在固壁边界的话,由于射流对流体的卷吸作用,在射流与固壁边界之间形成低压区,导致射流向这一侧偏转. 产生 Coanda 效应的固壁面的长度和射流宽度相当,利用尾喷管射流对固壁延伸面的这种跟随作用,可以控制尾喷流方向,实现推力矢量. 这种控制方法的潜在优势是不受速度的制约,射流速度越大,对周围流体的夹带作用就越强,相应地提供给射流偏转的能量也就越大. 基于平面射流的这种特性,本文设计了一种新型的二维矢量喷管,其最大特点是利用射流本身的附壁效应,不需要附加的抽吸设备,通过限制卷吸效应进行矢量偏转控制,和现有方法相比具有矢量效率高、推力损失小的潜在优点. 本文通过对该喷管流场的数值计算研究,探讨了该矢量喷管内喷流转向形成的流动机理,从推力损失、转向效率上对喷管的性能特点进行了分析,为下一步开展实验研究奠定了基础.

1 几何模型与工作原理

矢量喷管的几何模型如图 1 所示. 主喷管采用等直截面或收缩外形的音速喷管,在主喷管上下两侧分别布置有对称的二次流管道,其中下方管道与环境气体相通,上侧管道的入口封闭. 在主喷流的引射作用下,上侧管道内的气体被不断抽走,管内形成低压区;下侧管道由于与环境气体相通,气体及时得到补充,管内压力与环境压力相当. 这样在外套管内就形成了横向的压力梯度,喷流在主喷管出口截面以后向上侧的低压区发生偏转. 主喷流速度越大,对上侧管道的抽吸作用就越强,相应地提供给射流偏转的能量也就越大. 在喷管外形确定以后,主喷流的偏转角度也就相应固定,为了实现对主喷流偏转角度的矢量控制,可以将上侧管道入口作为流动控制用的阀门. 控制阀门可以是以下几种状态:①完全打开,这样喷管上下为对称流动,主流不发生偏转;②完全封闭,即上方的二次流管道形成封闭腔体,腔内在抽吸作用下形成类似于真空的状态,此时主喷流对应最大偏转角度;③限制流量,调整上方二次流管道的入口流量,即管道内的气体被抽走一部分之后又适当补充一点,相应地可以改变管道内的压力大小,这样在喷管出口以后主流受到的横向压力梯度不同,其偏转角度也相应不同,达到实现矢量化控制的目的.

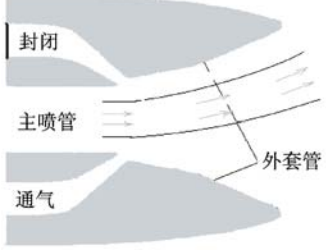


图 1 矢量喷管的工作原理

二维喷管的几何参数如图 2 所示,主喷管为等直截面形状,喷口宽度 100 mm,二次流管道入口宽度 50 mm,出口宽度 13.9 mm,出口端线与水平线夹角为 60°. 外套管由 2 条等直线段组成:靠内侧直线段在水平方向上的长度为 117.5 mm,与水平线夹角 11.1°;靠外侧直线段在水平方向上的长度为 116.6 mm,与水平线夹角 23.1°. 在外套筒的 2 个直线段末端分别布置有 2 个微射流控制器,射流出口方向与当前直线段相切,在未特别说明情况下 2 个控制器不参与工作. 外套筒的末端为倒圆形状,倒圆半径 7.83 mm.

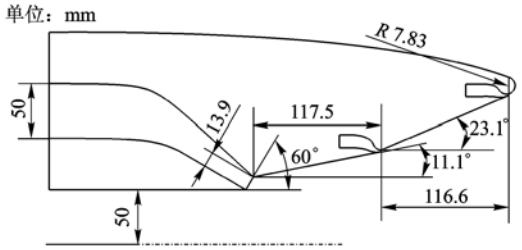


图 2 喷管模型的几何参数

2 计算方法与边界条件

2.1 流场计算方法

流动控制方程为可压缩雷诺平均 N-S 方程,其中计算域采用结构网格单元进行离散,网格在边界层附近加密,总的网格单元约 5 万. 计算工作在内部代码 PMB3D 上完成,流场计算采用非定常计算方法. 为了获得较高的时间精度,时间离散采用隐式格式的双时间步方法[7]. 其中真实时间离散采用了 3 层 2 阶精度的格式离散,伪时间离散采用的是 LU-SGS 方法,该方法避免了矩阵求逆运算,具有很高的迭代效率. 此外,湍流模型采用的是两方程 K-ω SST 模型,该模型方程经过了多种尾喷流算例的考核[8-9],具有较好的模拟精

度.

2.2　驻室边界条件

主喷管入口采用驻室边界条件,指定总压 p_t、总温 T_t 和流动角. 首先由完全气体状态方程得到边界面上的总密度 ρ_t,定义边界马赫数 Ma_b 与场内第 1 个网格单元相等. 已知边界总压、马赫数情况下,根据等熵流总静压关系可以得到边界面上的静压:

$$p_b = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} Ma_b^2\right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} p_t$$

式中 γ 为比热比.

用边界面上总条件和静条件的等熵关系,推导出边界面上的静密度:

$$\rho_b = \rho_t (p_b / p_t)^{1/\gamma}$$

边界面上的 3 个速度分量由马赫数和流动角计算得到. 在本文中喷管压比(驻室压力与环境压力之比)等于 2,完全膨胀以后对应的马赫数为 1.046,总温和环境温度相等.

2.3　流量边界条件

流量边界条件和驻室边界条件相反,后者定总压,前者通过调整总压以获得满足流量条件的入口速度. 由于进行流量控制的入口是亚音速流动,边界条件指定质量流率或者质量通量、总温、流动方向. 具体计算过程如下:首先根据单位质量气体总、静温关系,在已知边界面总温 T_t 前提下可以得到静温 T_b,即

$$C_p T_b = C_p T_t - \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$$

然后从流场中插值得到静压,根据完全气体关系可以计算得到密度,最后在已知密度条件下再根据流量条件计算边界速度. 定义引射流量与喷流流量之比为 $\bar{m} = \dfrac{\rho_1 u_1 A_1}{\rho^* u^* A^*}$. 其中,下标 1 表示控制阀门;上标 * 表示主喷管的喉道位置.

2.4　喷管的推力计算

火箭发动机的推力 T 基本公式可以由动量定理得到[10],表达式如下:

$$T = \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e$$

式中,A_e 为喷管出口截面积;$\dot{m}$ 和 u_e 分别为通过出口截面的质量流量和速度;p_e 为出口面静压;p_a 为环境压力.

本文矢量喷管的出口截面较主喷管出口截面大,并且有二次流进入到喷管流动中来. 其中直接在主喷管出口截面积分可以得到一个推力,在外套管出口截面积分可以得到另一个推力. 为了能够拿两者的推力进行比较,外套管出口截面积分的推力在扣除二次流注入动量产生的推力以后才得到真实的推力值.

3　计算结果分析

为了验证矢量喷管的推力转向效果,首先将矢量喷管的上侧二次流管道入口封闭,下方二次流管道和大气相通,此时主喷流对二次流管道的抽吸作用最强,对应的喷流矢量偏角最大. 图 3 给出的是计算得到的马赫数云图. 可见,当前状态下主喷流向上侧发生偏转,没有发生附壁现象. 喷流出口最大马赫数约 1.3,前面提到在当前压比条件下(落压比 2),完全膨胀对应马赫数约为 1,由于在主喷管出口实际压力低于环境压力,相当于增大了落压比,所以对应的出口马赫数大于 1.

图 4 给出的是当前状态下的压力云图,从图中可以看到,在主喷流的抽吸作用下,上侧二次流管道内被抽成低压区,下侧二次流管道由于与环境气体相同,压力仍保持为环境压力,在这种横向压力梯度作用下喷流向上侧发生偏转. 由于主喷管出口压力低于环境压力,导致喷流在主喷管出口处于过膨胀状态,随后又经历一系列的交替的压缩膨胀过程,使喷流自身静压和环境压力相匹配.

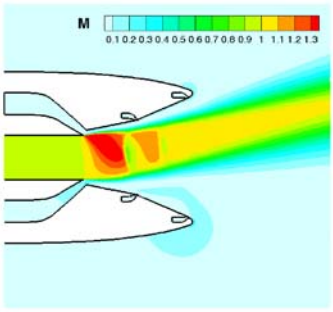


图 3　马赫数云图(上侧次流关闭,下侧打开)

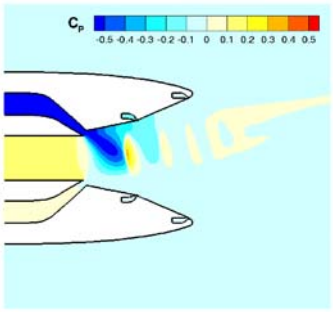


图 4　压力系数云图(上侧次流关闭,下侧打开)

从以上分析可以看到,位于上侧的二次流管道内的低压是由于主喷流的抽吸作用形成的,如果在气体被抽走的同时又向二次流管道内补充气体,可以起到调节抽吸效果的作用,换言之可以用

来调节压力,产生不同的横向压力梯度. 基于这种思想,本文通过限制进入上侧二次流管道的流量,得到了不同偏角的流场. 图 5 给出的是质量通量等于 0.05 时的马赫数云图,其中质量通量用无量纲表示,无量纲参数为环境气体密度和音速(ρ_∞,a_∞),可以看到此时的喷流偏角较小.

图 6 对应的质量通量等于 0.01,射流有比较明显的向上的偏转. 图 7 对应的质量通量等于 0.001,射流向上的偏角进一步增大.

射流偏转最大角度对应质量通量等于 0 的状态,也就是说将上方的二次流管道完全封闭对应偏角最大. 此时如果要进一步增大偏角,可以在外套管出口位置(见图 8)进行定常射流控制,其中喷口方向沿壁面切向,质量通量预设为 0.05. 控制效果见图 8,此时主喷流已经完全附壁,也是该喷管能够得到的最大矢量偏角.

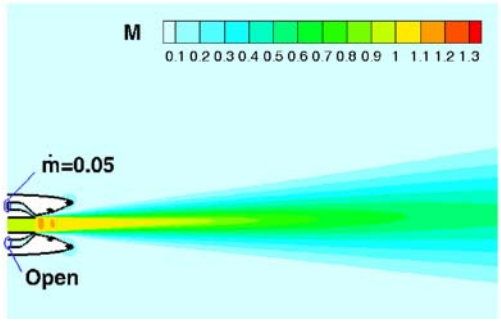


图 5 马赫数云图(限制上侧次流流量 $\dot{m}=0.05$)

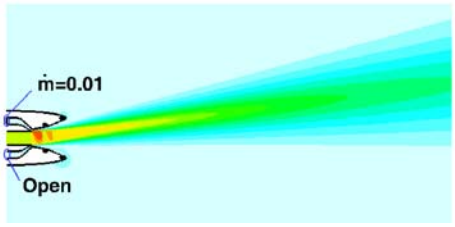


图 6 马赫数云图(限制上侧次流流量 $\dot{m}=0.01$)

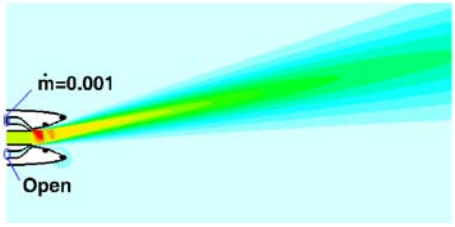


图 7 马赫数云图(限制上侧次流流量 $\dot{m}=0.001$)



图 8 马赫数云图(上侧次流关闭 + 定常射流)

为了详细说明控制参数与推力矢量效果的关系,本文选择了不同的控制量输入分别计算了喷流流场,计算结果如表 1 所示.

表 1 控制参数与推力矢量角关系表

控制方法	质量通量	T/F_i	δ_v/(°)	流量比/10^{-4}	
				上侧	下侧
限制上侧管道流量	0.05	0.9875	1.0	207	258
	0.02	0.9752	5.2	82.4	248
	0.01	0.9683	7.8	40.8	245
	0.005	0.9633	9.7	20.7	244
	0.002	0.9592	11.2	8.67	244
	0.001	0.9573	11.9	4.68	244
	0	0.9534	13.3	0	244
定常射流控制	0.001	0.9528	13.5	0	244
	0.002	0.9523	13.7	0	244
	0.005	0.95	14.5	0	244
	0.007	0.9259	23.3	0	247

注:T/F_i—推力效率,即外套管出口载面推力与等熵推力之比值;δ_v—矢量角.

表 1 可见,采用限制单侧二次流流量方法得到的最大推力矢量角为 13.3°. 在关闭单侧二次流前提下加上定常射流可以继续控制喷流偏角,不过此时主喷流极易发生附壁现象,具体来说是当定常射流的质量通量从 0.005 增加到 0.007 时,喷流转向角从 14.5°跃升到 23.3°,即发生了附壁现象,其流动图像可以参见图 8.

图 9 给出的是推力效率 T/F_i 随矢量角 δ_v 的变化曲线. 可见,随着矢量角度增大推力效率降低,推力损失增大. 这可以解释为较大偏角是由主喷管出口的低压产生的,即喷流的过膨胀程度相对较强,接着又产生强激波恢复自身压力,导致较大的推力损失. 图中方法 1 表示通过限制二次流流量得到的推力转向结果,最大推力转向角约为 13.3°,对应推力效率为 95.34%. 方法 2 对应的是将上侧二次流管道入口关闭,同时在外套筒出口加以定常射流控制得到的推力转向结果(参见图 8),此时能控制转向角范围较窄,容易发生喷流附壁现象,其中附壁状态下对应的矢量偏转角最大即 23.3°,此时推力效率约为 92.59%.

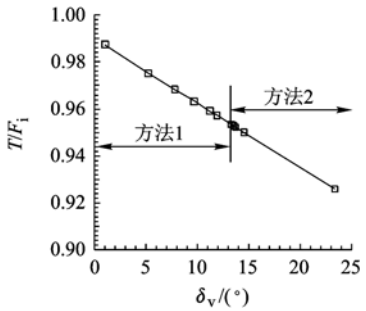


图 9 推力效率随矢量角变化

图 10 给出的是上下侧二次流的质量流率与主流比值 $\bar{m}$ 随推力矢量角 δ_v 的变化. 可以看到二次流的质量流率占主喷流的比重较小,最大约 2.6%. 值得注意的是该流量完全由主喷流引射作用获得,不需要附加的能量注入.

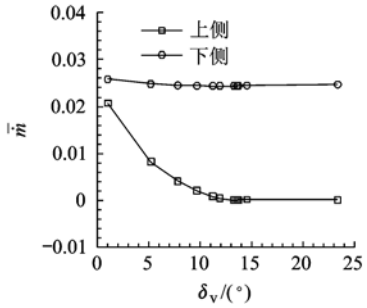


图 10　二次流流量系数随矢量角变化

4　结　论

1) 本文设计了利用附壁效应的二维推力矢量喷管,用数值模拟方式证明了该喷管的推力转向效果,在此基础上采用限制单侧二次流流量方法获得了对推力矢量角度的控制,初步证明了本文提出的控制策略和控制方案的合理性.

2) 喷流转向本质上由外套管内的横向压力梯度产生,此时主喷流处于过膨胀状态,造成一定程度的推力损失,矢量偏角越大对应的损失量越大. 喷管矢量偏角范围为 0° ~ 23°,当喷流转向增加到一定角度以后,容易发生附壁现象,这种突跃变化使该矢量喷管不能做到完全的线性控制.

参考文献 (References)

[1] 王玉新. 喷气发动机轴对称推力矢量喷管[M]. 北京:国防工业出版社,2006
Wang Yuxin. Axial-symmetric vectoring exhaust nozzle for jet-thrust-aircraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006(in Chinese)

[2] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center[R]. AIAA Paper 2003-3800,2003

[3] Flamm J D, Deere K A. Design enhancements of the two-dimensional, dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA Paper 2006-3701,2006

[4] Strykowski P J. Counterflow thrust vectoring of supersonic jets[J]. AIAA Journal,1996,34(11):2306 - 2314

[5] 杨建军,汪明生. 逆流推力矢量喷管基本流动特征的数值研究[J]. 航空学报,2008,29(4):769 - 775
Yang Jianjun, Wang Mingsheng. Numerical research on basic flow characteristics of counterflow thrust vectoring nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(4):769 - 775(in Chinese)

[6] 顾蕴松,李斌斌,程克明. 斜出口合成射流激励器横流输运特性及边界层控制[J]. 航空学报,2010,31(2):231 - 237
Gu Yunsong, Li Binbin, Cheng Keming. Cross flow transfer characteristics of a new beveled synthetic jet actuator and its applications to boundary layer control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(2):231 - 237(in Chinese)

[7] Rumsey C L, Sanetrik M D. Efficiency and accuracy of time-accurate turbulent Navier-Stokes computations[R]. AIAA Paper 1995-1835,1995

[8] Zonal M F. Two equation turbulence models for aerodynamic flows[R]. AIAA Paper 1993-2906,1993

[9] Tang Zhigong, Liu Gang. Effects of turbulence models on the numerical simulation of nozzle jets[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010,28(2):188 - 195

[10] 童秉纲,尹协远. 气体动力学[M]. 北京:高等教育出版社,1990
Tong Binggang, Yin Xieyuan. Gas dynamics[M]. Beijing: High Education Press,1990(in Chinese)

(编　辑:文丽芳)