

# 几何参数对逆流矢量喷管性能的影响研究

汪明生, 杨建军

(南京航空航天大学 能源动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘 要:** 采用数值模拟研究了逆流矢量喷管中主要几何参数 (二次流道高度  $G$  与外套管轴向长度  $L$ 、横向高度  $C$ 、出口边缘斜切角  $\theta$ ) 对气动性能的影响。结果表明,  $L$  或  $G$  的增加均提高了矢量角, 减少了合成推力系数, 但较小的  $G$  (如 0.2) 更容易发生主流附体。当  $C=H$  (主喷管出口高度) 时气动性能达到最佳, 所对应的矢量角最大。 $\theta$  对气动性能的影响较小, 但对矢量角的最大值起到限制作用。

**关键词:** 逆流推力矢量; 数值模拟; 几何参数; 气动性能; 主流附体

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 02-0030-07

## Effect of geometric parameters on performance of counterflow thrust vectoring nozzle

Wang Mingsheng, Yang Jianjun

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The effect of main geometric parameters (height of secondary flow path  $G$ , collar's axial length  $L$ , horizontal height  $C$ , and inclining angle  $\theta$  at the exit) on the internal performance of a counterflow vectoring thrust nozzle was studied by numerical simulation. The results show that the vectoring angle increases with the rise of  $L$  and  $G$  ( $\geq 0.35$ ), while synthesis thrust coefficient reduces. But the smaller  $G$  (such as 0.2) leads to main flow attachment more easily. There is an optimal value of the internal performance while  $C=H$  (exit height of main nozzle), which is corresponding to a maximum vectoring angle.  $\theta$  has less influence on the internal performance of the nozzle, however it can restrict the maximum vectoring angle.

**Key words:** counterflow vectoring thrust; numerical simulation; geometric parameters; pneumatic performance; main flow attachment

收稿日期: 2008-11-20; 修回日期: 2009-01-05。

作者简介: 汪明生 (1965—), 男, 博士, 研究领域为内流空气动力学与推进技术。

## 0 引言

射流矢量喷管具有比机械式矢量喷管结构简单、重量轻, 费用低, 且矢量角偏转速率大等优点, 因此受到了广泛关注。射流矢量喷管主要有激波操纵方案<sup>[1]</sup>, 喉道偏移<sup>[2]</sup>及双喉道喷管<sup>[3]</sup>和逆流矢量等多种方案<sup>[4-6]</sup>。激波操纵方案能获得显著的推力矢量角, 但是推力损失较大。喉道偏移方案的推力系数较激波操纵方案的高, 但单位二次流量所产生的矢量角却较激波操纵方案小。为此发展了双喉道方案, 但是该方案正处于初步验证阶段。

逆流矢量方案是在喷管出口截面外部加一个外套, 形成二股反流腔道, 并在外套壁上形成了横向压差, 偏转了主流。该方案的主要优点是推力损失和二次流量都较小, 但存在的主要问题是, 在一定条件下, 主流有可能出现附体 (即主流撞击到外套壁上)。附体后不太容易从壁面脱离。试验<sup>[9]</sup>表明, 为了避免主流附体, 逆流矢量喷管的方案需要合理选择几何参数和气动参数, 以实现这样的平衡, 即有足够的抽吸来激励混合层并引起射流矢量化, 同时没有使逆流层被堵塞。通过数值研究方法, 开展了几何参数对逆流推力矢量喷管的气动性能影响研究, 以获得在逆流矢量喷管设计时进行几何参数选择的参考结论。

## 1 数值计算方法

### 1.1 方案几何参数与基本模型

如图 1 所示, 逆流矢量喷管主要几何参数有: 抽吸二次流通道高度  $G$  以及与外套管型面相关的参数。常用的外套管型面是三次样条曲线, 此时型面参数是: 轴向长度  $L$ 、横向高度  $C$  以及出口边缘斜率角  $\theta$ 。

这里所采用的逆流矢量喷管的气动参数和几何参数为: 主喷管的出口截面高度  $H=0.04\text{m}$ , 主喷管膨胀比 (出口面积与喉道面积比)  $A_9/A_8=1.4703$  (对应的设计落压比  $NPR_9=6$ ), 主喷管进口总压  $607.95\text{kPa}$ 、总温  $300\text{K}$ ; 同向二次流背压

$101.325\text{ kPa}$  (即环境压力)、总温  $300\text{K}$ ; 抽吸二次流背压  $81.06\text{ kPa}$ , 总温  $300\text{K}$ 。

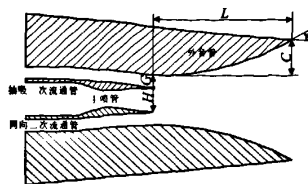


图 1 模型与几何参数定义

Fig.1 Model and geometric parameters definition

基准模型的几何参数为:  $G=0.5H$ ,  $L=6H$ ,  $C=1.5H$ ,  $\theta=30^\circ$ 。在对逆流推力矢量喷管进行研究的过程中, 分别通过改变各个几何参数来研究它们对逆流矢量喷管的气动性能影响: 抽吸二次流通道高度  $G=(0.2, 0.35, 0.5, 0.7, 0.9)H$ ; 外套管的轴向长度  $L=(2, 3, 4, 5, 6)H$ ; 外套管横向高度  $C=(0.5, 1.0, 1.5, 2.0)H$ ; 外套管出口边缘斜率角  $\theta=20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ 。

逆流矢量喷管的内流性能参数计算公式为: 矢量角  $\delta=\arctan(M_y/M_x)$ , 合成推力系数  $C_F=\sqrt{(M_x+(p_e-p_{\text{am}})(H+2C+2G))^2+(M_y)^2}/F_i$ , 同向二次流量比为  $\dot{m}_2/\dot{m}_1$ , 抽吸二次流量比为  $\dot{m}_3/\dot{m}_1$ 。其中  $M_x$ 、 $M_y$  分别表示气流离开矢量喷管口 (外套管口) 的流向与横向动量,  $p_e$  为外套管出口截面的平均压力,  $F_i$  表示主喷管等熵膨胀推力,  $p_{\text{am}}$  为环境大气压力。  $m_1$ 、 $m_2$  和  $m_3$  分别是主主流、同向二次流、抽吸二次流流量。

### 1.2 计算格式

模拟程序选择商用软件 Fluent 程序。其中控制方程选用二维守恒形式的 N-S 方程, 流动方程中的对流项、湍动能  $k$  以及湍动能耗散率  $\varepsilon$  的空间离散采用二阶迎风格式, 所有方程中粘性项的空间离散采用中心差分格式, 时间项采用全隐式, 耦合求解算法。选用可实现的  $k-\varepsilon$  湍流模型, 近壁区域采用非平衡的壁面函数处理方法。

### 1.3 计算网格

网格划分采用分区生成的方法, 各分区均采用结构化网格, 如图 2 所示, 共分为 5 个区: 喷管内流区域、抽吸流和同向流区域、外套管之间

的矢量化流场区域以及外部流区域。总网格单元数为 13000 左右, 在壁面边界层以及同向、逆向剪切层内对网格进行加密处理, 使外套管壁面处网格  $y^+$  的最大值小于 10。

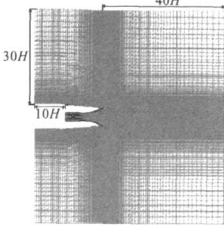


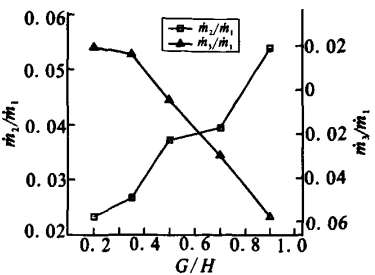
图 2 计算网格  
Fig.2 Calculation grid

2 计算结果与分析

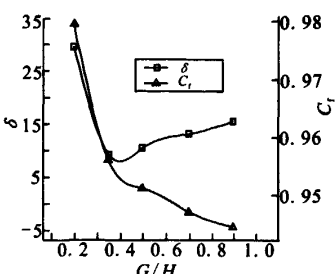
2.1 抽吸二次流道高度  $G$  对矢量喷管气动特性的影响

图 3 显示了同向和抽吸二次流量比、推力矢量角、合成推力系数随  $G/H$  变化的情况。从中可以看出: 随着二次流通道高度  $G$  的增加, 同向侧的二次流流量不断增加; 而抽吸二次流在  $G$  较小时表现为同向流动, 随着  $G$  的增加才转变为反向流动, 并随  $v$  的进一步增加抽吸二次流流量不断增大。当  $G/H \geq 0.35$  时, 推力矢量角随  $G$  的增加不断增加。而在  $G/H=0.2$  时, 由于外套管壁面太靠近主流, 使主流偏转后直接撞在外套管壁面上发生了主流附体的现象, 此时推力矢量角达到  $29.8^\circ$ , 接近外套管壁面出口边缘斜率角  $\theta$ 。合成推力系数则随  $G$  增加而不断减小。

同向二次流道内, 流动参数变化不大, 因此流通面积决定了该通道中的流量, 因此  $G$  增大时同向二次流量也增加。抽吸二次流道内, 当  $G$  较小时, 该处流量较小, 当它小于主流卷吸的质量时, 抽吸侧就必须同向地流入一部分流量以满足质量平衡, 导致此时抽吸二次流的方向与主流相同。随着  $G$  增加, 抽吸二次流量增加, 不断接近主流卷吸走的流量, 相应地该处的同向流量减少直至零;  $G$  继续增加, 开始在抽吸截面上出现逆向流动, 且此逆流的抽吸二次流量将不断增加, 且方向转变为与主流反向。



(a) 同向和抽吸二次流量比



(b) 矢量角和合成推力系数

图 3  $G/H$  的影响  
Fig.3 Influence of  $G/H$

$G/H=0.2$  时的流场速度分布见图 4, 由于外套管壁面太靠近主流, 使主流在较小的偏转条件下便直接撞在外套管壁面上, 产生主流附体的现象, 逆流剪切层不复存在, 抽吸侧恒为同向流动, 此时矢量角最大且直接由  $\theta$  决定。主流附体之后, 通过降低抽吸压力来增大矢量角的办法将是无效的。在主流未发生附体的范围内 (如  $G \geq 0.35$ ), 随着  $G$  增加逆向二次流的流量增加, 逆流剪切层的作用效果增强, 所以矢量角不断增大。

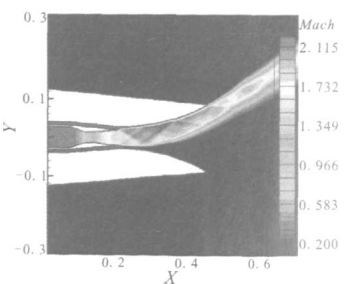


图 4  $G/H=0.2$  时流场速度分布  
Fig.4 Velocity of flow field at  $G/H=0.2$

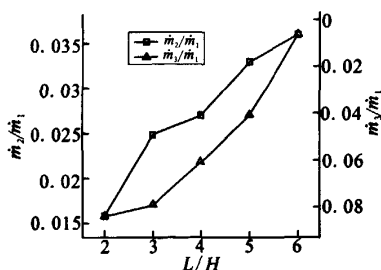
对于合成推力系数, 由于同向二次流量的

增加提高了外套管出口截面上的动量; 而抽吸二次流量的增加却减少了外套管出口截面上的动量。从图 3 知, 抽吸二次流的减少程度超过了同向二次流的增加, 所以合成推力系数不断下降。

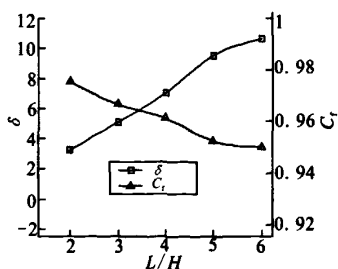
因此, 二次流通道高度  $G$  的增加提高了推力矢量角, 但减少了合成推力系数。二次流量的增加也会带来系统管路、外套管位置空间等的增大, 这不仅仅会增加重量, 对于气动阻力也是不利的。另一方面,  $G$  的减小降低了推力矢量角, 而减少了二次流量, 增加了合成推力系数。但是较小的  $G$  更加易于发生主流附体, 从而使通过抽吸压力来控制推力矢量角的控制范围减小, 控制操作的精度要求增加。虽然主流附体后的推力矢量角和合成推力系数均较大, 但从控制的角度来讲, 主流一旦附体, 便会失去对矢量化流场的实时控制。所以, 对于  $G$  的选择必须适中。

## 2.2 外套管轴向长度 $L$ 对矢量喷管气动特性的影响

图 5 显示了气动性能随  $L/H$  的变化情况。从中可以看出: 随着  $L$  的增加, 同向二次流量和推力矢量角均呈近似线性增加, 而抽吸二次流量和合成推力系数则不断减小。



(a) 同向和抽吸二次流量比



(b) 矢量角和合成推力系数

图 5  $L/H$  的影响

Fig.5 Influence of  $L/H$

主要原因是:  $L$  越大, 在主喷管出口处, 主流与同向二次流这两股同向射流之间的射流夹角也越大, 它们之间的卷吸掺混作用就越弱, 所以同向二次流的流量就越小。另一方面, 随着  $L$  的增加, 外套管内矢量化了的流场区域在变大。这样主流与二次同向流之间的同向剪切层的发展区域也在不断变长, 必然会卷吸更多的流体。在同向侧剪切层内被主流卷吸走的流量主要来自同向二次流的进口质量。所以同向二次流的流量将随  $L$  的增加不断增加。综合以上两种影响因素, 后者的影响超过了前者, 所以随着  $L$  的增加, 同向二次流流量有所增加。抽吸二次流流量变化是因为: 随着  $L$  增加, 外套管壁面形状发生变化, 同时矢量角也相应增大, 这两种变化使得二次逆流通道面积越来越小, 同时随  $L$  增加主流带走的流量也增加, 所以抽吸二次流流量就会越来越小。

矢量角随  $L$  的变化情况是因为在矢量角较小时, 推力矢量角与外套管轴向长度近似呈线性关系<sup>[7]</sup>。合成推力系数随  $L$  的变化情况主要是以下两方面的因素: 首先, 同向二次流流量的增加和抽吸二次流流量的减少都将会提高外套管出口截面上的动量, 所以合成推力系数会有所上升。其次, 逆流剪切层的长度范围在随着  $L$  的增加而增大, 并且逆流剪切层的强度在不断增强。随之必然会引起较大的流动损失, 所以合成推力系数将会不断下降。在本研究中后者的影响超过了前者, 故合成推力系数将随着  $L$  的增加不断减小。

综上所述,  $L$  的增加明显提高了推力矢量角。此外, 外套管内剪切层的混合范围也变大了, 这有利于降低排气温度的。但同时,  $L$  的增加减少了合成推力系数, 且  $L$  的增大, 导致了重量增加。从主流附体方面来分析  $L$  的变化可知, 大的外套管轴向长度  $L$  将会使主流更加易于附体, 从而产生附体后的一些不利影响。当选择小的外套管轴向长度  $L$  时, 理论上应该存在这样一个最小值, 即当实际外套管轴向长度小于此最小值时, 不管怎么降低抽吸背压主流也不会附体。

## 2.3 外套管横向高度 $C$ 对矢量喷管气动特性的影响

图 6 显示了  $C/H$  的影响情况。从中可见: 同向二次流流量随着  $C$  的增加而略微减小, 而抽吸

二次流在  $C$  较小开始表现为同向流动, 随着  $C$  的增加转变为逆向流动, 并逐渐增大。这是因为随着  $C$  的增加, 在同向侧处的外套管出口截面因主流卷吸而倒流进外套管内的流量不断增加, 当外套管的轴向长度不变时使得同向侧主流带走的流量基本不变, 由流量平衡可知: 从同向二次流进

口截面流进的流量就会减少。另外, 随着  $C$  的增加逆向二次流通道最小截面积增加, 抽吸背压一定时, 逆向二次流流量将不断增加。当  $C$  较小时, 抽吸二次流在抽吸截面上表现为同向流动, 但随着  $C$  以及逆向二次流流量的增加, 抽吸截面上二次流转变为逆向流动, 并且流量不断增加。

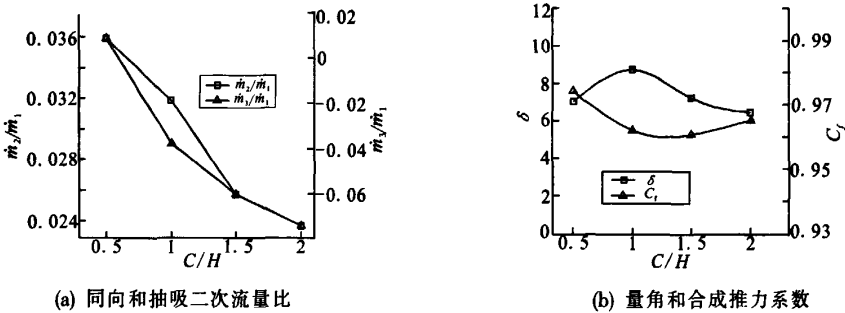


图 6  $C/H$  的影响

Fig.6 Influence of  $C/H$

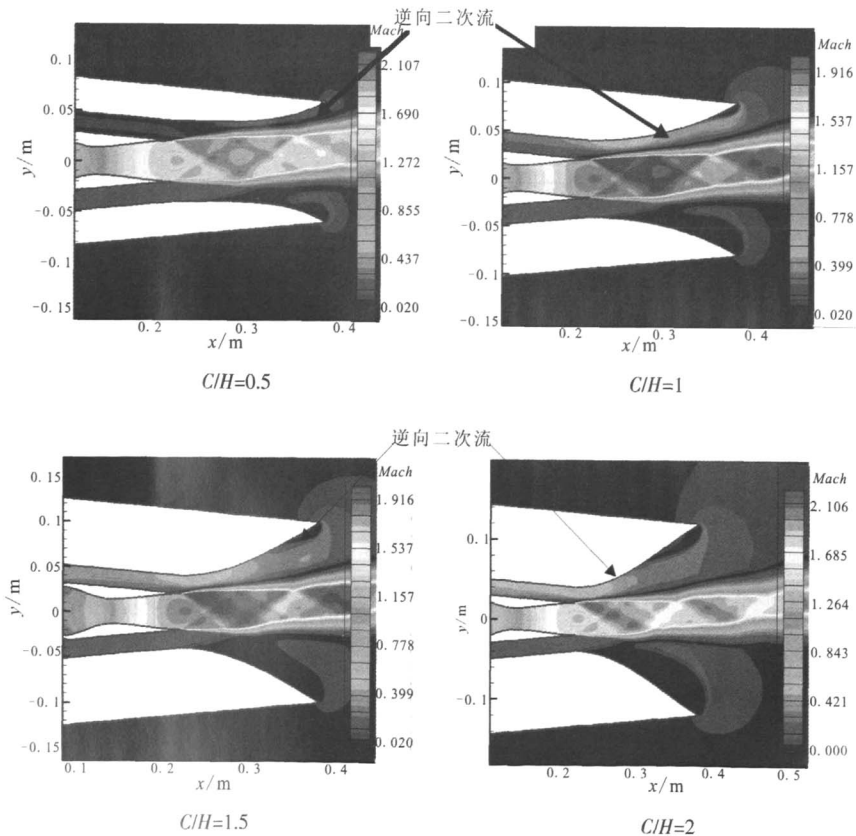


图 7 不同  $C/H$  值时外套管内速度大小分布

Fig.7 Velocity distribution in the collar at difference  $C/H$

推力矢量角随着  $C$  的增加, 先增加后减小, 在  $C/H=1$  时存在一个最大值。这是因为: 当  $C$  开始增加时, 同向二次流量基本不变, 而抽吸二次流量从同向流转变为逆流且逆流流量迅速增加, 根据原理分析可知, 此时逆流侧壁面上的压力表现为很大的负压, 即外套管内横向压力梯度迅速增大, 导致了主流迅速被偏转且偏转角度变大。当  $C$  增加到一定程度后, 逆流区内临近外套管出口处的分离区开始变大, 主流偏转程度受到该分离涡的影响而受到限制, 导致矢量角不再随  $C$  增加而增加, 从图 7 的流场分布也能看到这一点。另一方面, 对于逆流剪切层, 速度比是一个重要的参数, 大的速度比会导致逆流剪切层中存在大尺度的涡结构, 而这种大尺度的涡结构决定着逆流剪切层的湍流特性, 最终实现较大的推力矢量角。从图 7 可知: 不同情况下, 逆向二次流通道中的速度大小存在差别, 当  $C/H=1$  时逆向二次流通道中的整体速度分布大于其它情况, 此时逆向二次流与主流之间的逆流剪切层来讲速度比最大, 而逆流剪切层作用最强, 推力矢量角最大。

合成推力系数随着  $C$  的增加先减小后增加, 在  $C/H=1$  时最小。原因是: 在较大速度比时的逆流剪切层提高了推力矢量角, 却也增加了流动损失, 使得合成推力减小, 所以  $C/H=1$  时合成推力系数最低; 其次从控制体分析可知, 同向二次流量的减小和抽吸二次流量的增加都会降低外套管出口处的推力, 所以推力系数不断降低。综合考虑以上两方面的因素后, 合成推力系数随  $C$  的变化规律表现为: 先减小后增加, 在  $C/H=1$  时达到最小值。

2.4 外套管出口边缘角  $\theta$  对矢量喷管气动特性影响

表 1 给出了同向和抽吸二次流流量比、推力矢量角、合成推力系数随  $\theta$  的变化值。从中可以看出: 同向二次流流量随着  $\theta$  的增加略微下降, 而抽吸二次流流量随着  $\theta$  的增加不断减小。矢量角随  $\theta$  的增加微弱下降, 而合成推力系数随  $\theta$  的增加而增加。

上述结论的原因是: 在同向侧, 随着  $\theta$  的增加, 因抽吸低压而从外套管出口截面上倒流进的流量增加, 在外套管轴向长度不变下主流卷吸的

流量不变, 根据流量平衡关系可知, 同向二次流流量应当减小。抽吸二次流流量的变化规律是因为: 随着  $\theta$  的增大, 外套管的壁面形状发生了变化, 从表 1 中知矢量角略微下降, 因此外套管壁面与矢量化主流之间的逆向二次流通道面积将不断减小。所以, 其他参数不变的情况下, 随着  $\theta$  的增加, 逆向二次流流量不断减少, 相应的抽吸二次流量也就越来越小。

表 1  $\theta$  的影响  
Tab.1 Influence of  $\theta$

$\theta/^\circ$	$\dot{m}_2/\dot{m}_1$	$\dot{m}_3/\dot{m}_1$	$\delta$	$C_f$
20	0.033	-0.045	9.45	0.928
30	0.0325	-0.037	8.95	0.937
40	0.0292	-0.028	8.67	0.945

矢量角随  $\theta$  的增加微弱下降, 主要是因为: 随着  $\theta$  的变化, 由外套管的壁面形状和主流偏转状态决定的逆向二次流通道内流动状况发生了变化。同时, 外套管出口边缘斜切角  $\theta$  的变化也直接影响环境大气进入逆向二次流通道的状态。另外, 随着  $\theta$  的增加, 逆向二次流通道内气流的速度有所下降, 使逆流剪切层对应的速度比减小, 推力矢量角也就越来越小。合成推力系数随  $\theta$  变化的原因是: 一方面, 抽吸二次流流量的减小增加了外套管出口截面的动量, 增加了合成推力; 另一方面, 推力矢量角所反映的逆流剪切层速度比的大小, 也说明由逆流剪切层所引起的流动损失在不断减小。此外, 外套管出口边缘斜切角  $\theta$  的增加使得环境大气进入逆向二次流通道的弯曲程度减小, 也有利用减小进口流动损失。以上三种因素均使得合成推力系数随  $\theta$  的增加而增加。

从设计角度来分析, 与其它几何参数相比,  $\theta$  的变化对气动性能的影响较小。但它却对矢量角的最大值起着限制性的作用。当主流附体时,  $\theta$  决定着附体后的矢量角。所以在选择  $\theta$  时, 从二次流流量、合成推力系数以及最大矢量角等方面考虑, 应该在一定的范围内选择较大的值; 但是在主流未附体前, 过大的  $\theta$  角容易造成临近外套管出口处气流的分离, 这种分离将导致矢量角

的下降。因此,  $\theta$  并非越大越好。

### 3 结论

对逆流推力矢量喷管方案中相关几何参数的选择问题进行了讨论, 通过分析确定了二次流通道高度  $G$ 、和外套管几何参数(轴向长度  $L$ 、横向高度  $C$  以及壁面出口边缘斜切角  $\theta$ ) 对该射流式矢量喷管气动性能的影响, 得到了下列结论:

(1)  $G$  的增加提高了推力矢量角, 减少了合成推力系数。较小的  $G$  更容易导致主流附体, 而较大的  $G$  也会带来重量增加等不利因素。

(2)  $L$  的增加也提高了推力矢量角而减少了合成推力系数, 且这种提高是比较明显的。 $L$  的增加, 也增加了外套管内剪切层的混合范围。同时  $L$  的增大也会使主流更加易于附体。

(3)  $C$  的变化存在一个最佳值, 对应的推力矢量角最大, 在本研究中的最佳值为  $C/H=1$ 。

(4)  $\theta$  的变化对二次流流量、矢量角以及合成推力系数的影响均比较小, 但却决定了最大的矢量角。较大的  $\theta$ , 能获得较好的气动性能, 但易

于导致流动分离, 矢量角减小。

### 参考文献:

- [1] Hamed A, Laskowski G A. Parametric Study of Slot Injection Thrust Vectoring in a 2DCD Nozzle[R]. AIAA 97-3154.
- [2] Yagle P J, Miller D N, Ginn K B, et al. Demonstration of Fluidic Throat Skewing for Thrust Vectoring in Structurally Fixed Nozzles[R]. 2000-GT-0013, May 8-11, 2000.
- [3] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. A Computational Study of a New Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept[R]. AIAA 2005-3502.
- [4] Strykowski P J, Krothapalli A. The Countercurrent Mixing Layer: Strategies for Shear-layer Control [R]. AIAA93-3260.
- [5] Strykowski P J, Krothapalli A, Forliti D J. Counterflow Thrust Vectoring of Supersonic Jets[R]. AIAA96-0115.
- [6] Flamm, J D. Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow for Thrust Vectoring[R]. AIAA98-3255.
- [7] 杨建军. 逆流控制的推力矢量喷管气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 11 页)

### 参考文献:

- [1] Yang Vigor, Anderson E William. Liquid rocket engine combustion instability[M]. The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [2] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 朱宁昌, 张宝炯译. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [3] Базаров В Г. Динамика жидкостных форсунок [M]. Москва: Машиностроение, Россия, 1979. г.
- [4] Жданов В И. Автоколебания в жидкостных центр-обежных форсунках[D]. Москва МАИ 2007.г.
- [5] 张蒙正, 张志涛, 杨国华, 等. 燃烧室声学特性模拟实验及应用[J]. 实验技术与管理, 2007, 24(8): 44-47.
- [6] 李龙飞, 陈建华, 张蒙正, 等. 液氧煤油气液同轴直流离心式喷嘴的声学模拟实验研究[J]. 火箭推进, 2006, (2): 1-5.
- [7] Малинин Б.И. Влияние конструктивных параметров форсуночной головки модельной камеры сгорания ЖРД на возбуждение в ней поперечных колебаний газа[J]. ПМТФ. 1993, (6).
- [8] Малинин Б.И. Взаимосвязь акустических свойств - форсуночной головки и камеры сгорания ЖРД с возбуждающимися поперечными колебаниями газа [J]. ПМТФ. 1994(6).
- [9] Малинин Б.И. Длина пламен при отсутствии и наличии поперечных колебаний газа[J]. ИЗВ. РАН. Энергетика. 1998(4).
- [10] 张宝炯, 孙敬良, 等译. 液体火箭燃烧装置模拟、设计和分析[C]. 第二届国际液体推进会议论文集, 1996.
- [11] 张蒙正. 高频燃烧不稳定性全尺寸头部燃烧室低压燃烧模拟实验的原理及实现 [J]. 实验技术与管理, 2008, (10).

(编辑: 王建喜)