

几何构型对逆流推力矢量喷管特性影响

刘赵淼, 徐迎丽, 申 峰

(北京工业大学 机械工程与应用电子技术学院, 北京 100124)

摘 要: 采用数值模拟方法研究了几何构型对逆流推力矢量喷管内部流动结构及性能的影响. 研究表明: 主流未附体时, 增大缝宽可提高推力矢量角, 但同时却降低了合成推力系数, 抽吸二次流向由同向转变为逆向且流量逐渐增大; 增大斜切角可致使推力矢量角减小, 合成推力系数先增大后减小. 随着斜切角的增大, 抽吸二次流向由逆向逐渐转变为同向二次流, 流量比在 2% 以内, 且呈先减小后增大趋势.

关 键 词: 逆流; 矢量喷管; 缝宽; 斜切角; 推力系数

中图分类号: V235.15

文献标志码: A

Geometric configuration on the performance of counterflow thrust vectoring nozzle

LIU Zhao-miao, XU Ying-li, SHEN Feng

(College of Mechanical Engineering and Applied Electronics Technology,
Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: Numerical simulation was applied to study internal flow structure and performance of counterflow thrust vectoring nozzle with geometric configuration. Results indicate that thrust vectoring angle increased with the increasing of slot height and terminal angle when the jet was not attached to the collar, while resultant thrust ratio decreased. Suction second flow shifted from coflow to counterflow, while the mass flow rate increased. The thrust vectoring angle decreased with the increase of terminal angle; resultant thrust ratio firstly increased but then decreased. During the procedure of increasing terminal angle, suction second flow shifted from counterflow to coflow, and mass flow rate was less than 2%, but decreased and then increased.

Key words: counterflow; vectoring nozzle; slot height; terminal angle; thrust coefficient

推力矢量技术是通过改变发动机等推进装置产生的燃气气流方向来调节发动机的推力方向, 从而实现对弹体飞行方向和姿态控制的快速响应. 利用推力矢量技术解决了传统依靠气动舵面方式产生的低速发射时气动控制力不足、高空稀薄空气密度下控制效率低下的问题, 在拦截战机和反导上战效突出, 成为发动机广泛应用的关键. 美、俄、欧、日等在空空、地空、舰空导弹上具有较多的实际应用, 如美国的 AIM2-9X、俄罗斯的 P-73、德国 IRIS-T 等^[1-3]. 目前固体火箭发动机推

力矢量化的采用的方式主要为通过在发动机的喷流中设置燃气舵、扰流片等阻碍物来改变发动机喷流方向的机械控制方式. 机械控制方式虽矢量效果明显, 但因其结构复杂、高温下运动部件增多、冷却系统要求高、可靠性降低等因素, 从而使研究人员逐步加大了对射流方式的研究. 逆流推力矢量喷管是射流控制方式中的一种, 具有推力损失和二次流量较小, 无需高压二次流, 对于喷管出口主流为亚声速和超声速时均适用的优点^[4-6]. 国内外对逆流推力矢量化影响方面做了相

收稿日期: 2013-03-22

基金项目: 北京市教委科技计划重点项目(KZ201210005003)

作者简介: 刘赵淼(1970—), 女, 吉林德惠人, 教授, 博士, 主要从事计算流体力学和微流体力学研究. E-mail: lzm@bjut.edu.cn

应的研究. Flamm 实验研究了缝宽、外套管长度等几何参数对逆流推力矢量喷管性能的影响, 得出增加缝宽和外套管长度可增大喷管矢量角^[7]. Hunter 等采用 PAB3D 求解器对 Flamm 的实验缩比模型进行了初步研究, 在矢量特性方面与实验比较取得了基本一致的结果^[8]. Dore 等采用 JG100 发动机结合矩形喷管进行了实验研究, 得出缝宽比为 0.625 时矢量化整体效果最优^[9-10]. 汪明生等通过数值模拟方法得出了缝宽与外套管形状对喷管矢量化效应的影响^[11-13]. 综合分析得逆流推力矢量喷管研究在地面工况下进行, 对其在实际运行中矢量角、二次流量等的特性研究甚少.

本文采用 Fluent 商用计算软件, 首先对文献^[7]中的模型进行了数值计算, 对比分析了计算结果与实验结果, 验证了计算方法的有效性; 在此基础上, 进一步数值模拟研究了外流为亚声速时缝宽及斜切角等几何参数对二元逆流推力矢量喷管流动特性的影响, 为逆流推力矢量喷管几何构型设计提供参考.

1 数值计算方法

1.1 计算模型

如图 1 所示, 主喷管为拉伐尔喷管, 几何构型以文献^[7, 14-15]为基础经主参数计算确定而得: 主喷管出口截面高度 $H=0.04\text{ m}$, 主喷管膨胀比 (主喷管出口面积/喉道面积) $\pi=1.69$, 设计落压比 $R_{np}=7.824$. 基准模型参数为: 外套管缝宽 $G=0.5H$, 轴向长度 $L=5H$, 横向高度 $C=1.5H$, 直段 $D=0.75H$, 壁面斜切角 $\theta=33^\circ$. 在基准模型基础上通过更改缝宽和斜切角来研究几何参数对逆流推力矢量喷管气动特性的影响: 缝宽 $G=(0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9)H$; 斜切角 $\theta=21^\circ, 24^\circ, 27^\circ, 30^\circ, 33^\circ, 36^\circ, 39^\circ$.

边界条件: 主喷管入口总压为 0.8 MPa , 总温为 300 K ; 外流场总压为 0.1 MPa , 总温为 300 K , 攻角为 0° , 马赫数为 0.7 ; 抽吸二次流背压为 0.07 MPa , 总温为 300 K ; 同向二次流与外界大气相通, 入口总压为 0.1 MPa , 总温为 300 K .

1.2 计算格式及湍流模型

本文采用二维定常的 Navier-Stokes 控制方程, 流动方程对流项及湍流方程中的湍动能 k 、湍动能耗散率 ϵ 均采用 2 阶迎风格式进行空间离散, 黏性项采用中心差分格式离散, 采用密度基

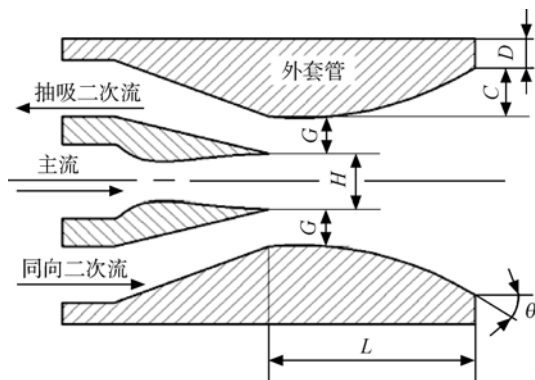


图 1 计算模型及几何参数定义

Fig. 1 Calculating model and geometric parameter definitions

式耦合求解算法. 湍流模型选用 realizable $k-\epsilon$ 模型, 由于 Scalable 壁面函数可避免在 $y^+ < 15$ 时计算结果恶化, 对于任意细化的网格, 能给出一致的解, 故在近壁面区域选取 Scalable 壁面函数处理方法.

1.3 计算网格

网格划分如图 2、图 3 所示. 采用结构化网格, 分区划分, 共分为 5 个区: 喷管内流区域、抽吸流区域、同向流区域、外套管内部矢量化流场区域以及外流场区域, 壁面处采用边界层方法进行加密, 同向与逆向剪切层作用区域内进行局部加密. 上下侧外流场区域各为 $30H$, 右侧外流场区域为 $40H$.

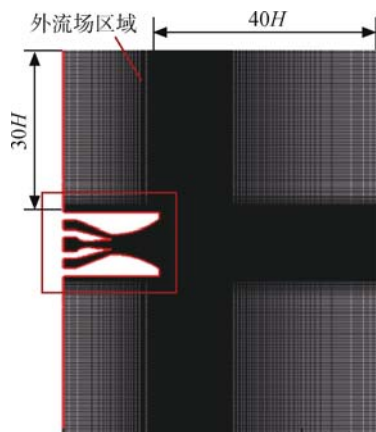


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

1.4 内流性能参数计算公式及说明

逆流推力矢量喷管内流性能参数计算公式:
推力矢量角

$$\delta = \arctan(R_y/R_x) \quad (1)$$

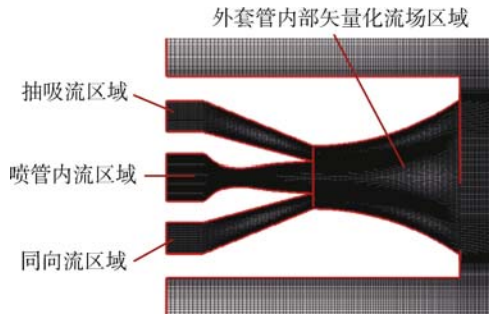


图3 内流场网格放大图

Fig. 3 Grid enlargement of internal flow field

抽吸二次流流量比

$$\omega_3 = \dot{m}_3 / \dot{m}_1 \quad (2)$$

同向二次流流量比

$$\omega_2 = \dot{m}_2 / \dot{m}_1 \quad (3)$$

合成推力系数

$$C_f = \frac{\sqrt{R_x^2 + R_y^2}}{\dot{m}_1 u_1 + \dot{m}_2 u_2 + \dot{m}_3 u_3} \quad (4)$$

其中 R_x, R_y 分别为为发动机提供的支撑力分量;
 $\dot{m}_1, \dot{m}_2, \dot{m}_3$ 分别为主流、抽吸二次流、同向二次流流量。

1.5 数值模拟算法验证

图4所示为文献[1]中 $R_{np}=8$, $H=0.029$ m, $G=0.012$ m, $L=0.202$ m, $C=0.057$ m, $D=0$ m, $\theta=27.8^\circ$. 模型进行数值模拟计算所得的推力矢量角与抽吸压差关系,从图中可得,推力矢量角随抽吸压差增大而增大,近呈线性比例关系. 整体上,计算与实验结果基本一致。

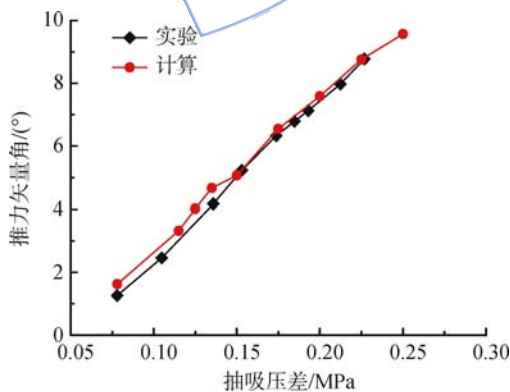


图4 推力矢量角随抽吸压差变化关系

Fig. 4 Curves of thrust vectoring angle versus suction pressure

2 计算结果与分析

2.1 缝宽 G 对逆流推力矢量喷管气动特性的影响

为研究缝宽 G 对逆流推力矢量喷管的影响,

保持其他模型参数不变: $H=0.04$ m, $L=5H$, $C=1.5H$, $D=0.75H$, $\theta=33^\circ$. 而缝宽的变化范围为 $G=(0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9)H$.

图5为二次流流量比随 G/H 变化图,由图可知:同向侧二次流流量随着缝宽 G 的增加而逐渐增大,与主流同向,且流量不超过主流流量的16%;抽吸侧二次流在缝宽 G 较小时,与主流同向,流量不超过主流流量的2%,随着缝宽 G 的增大,产生逆向流,流量不断增大,逆向流量占主流流量的4%以内. 同向侧二次流流量随缝宽 G 增大而增大,原因是其流动通道内的流动参数基本不变,故而流道的流通面积决定了流量的大小. 缝宽 G 较小时,抽吸侧由于二次流通道狭窄,使得主流的强烈卷吸作用远大于抽吸压差所带来的效应,使其与主流同向,但随着 G 的增大,二次流通道面积增加,抽吸压差作用逐渐占主导地位,同向流流量进而减小逐变为逆向流动,在其他参数变化不大的情况下,逆向流量随流通面积增大而增大。

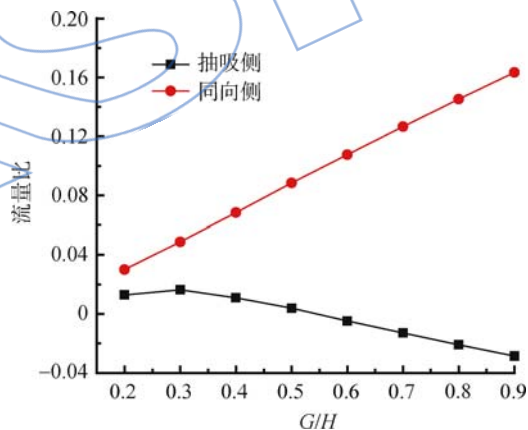
图5 二次流流量比随 G/H 变化图Fig. 5 Curves of second flow rate ratio versus G/H

图6为推力矢量角随 G/H 变化关系图,从图中可得: $G/H=0.2$ 时,主流与壁面存在附体点,推力矢量角为 6.6° ; G/H 在 $0.3 \sim 0.9$ 时,推力矢量角随 G/H 增大而增大,且在外流作用下不发生主流附体时的最大推力矢量角为 5.9° ,远小于无外流作用下的推力矢量角. 从图7外套管内的流线图可知: $G/H=0.2$ 时,主流发生附体,存在附体点; $G/H \geq 0.3$ 时,主流附体现象消失. 缝宽由 $G/H=0.2$ 到 $G/H=0.3$ 的过程中,由于 $G/H=0.2$ 时主流附体,抽吸侧壁面压力远远小于 $G/H=0.3$ 时的壁面压力,故而上下壁面压差远大于 $G/H=0.3$ 的壁面压差,从而推力矢量角急剧下

降, $G/H \geq 0.3$ 主流未附体时, 随着缝宽增大, 逆流剪切区域逐渐增大, 在抽吸二次流通道内逐渐形成逆向流, 抽吸流量增大, 剪切作用增强, 使得推力矢量角随着缝宽增大而增大。抽吸侧二次流

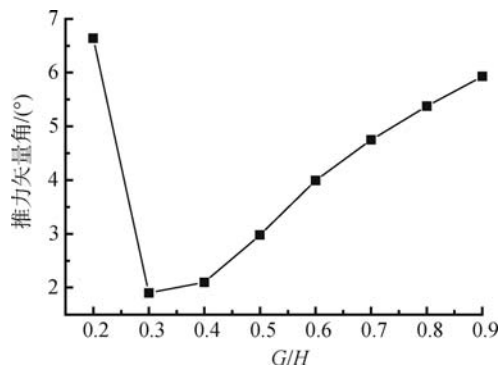


图6 推力矢量角随 G/H 变化图

Fig. 6 Curve of thrust vectoring angle versus G/H

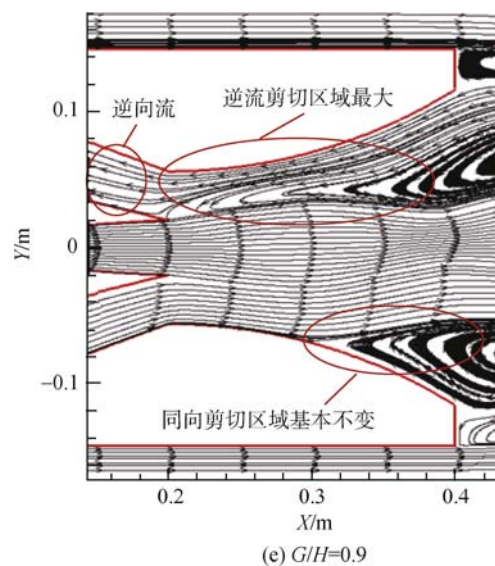
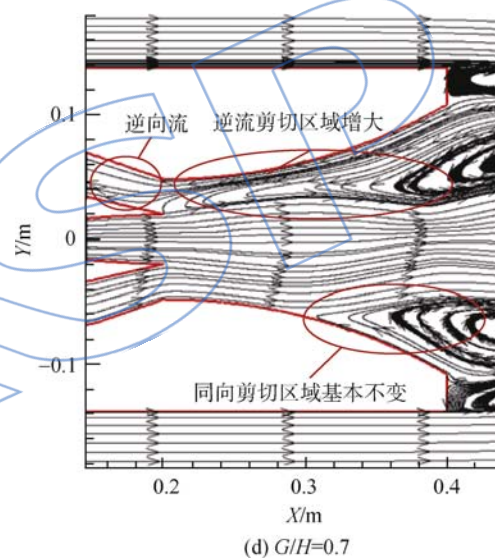
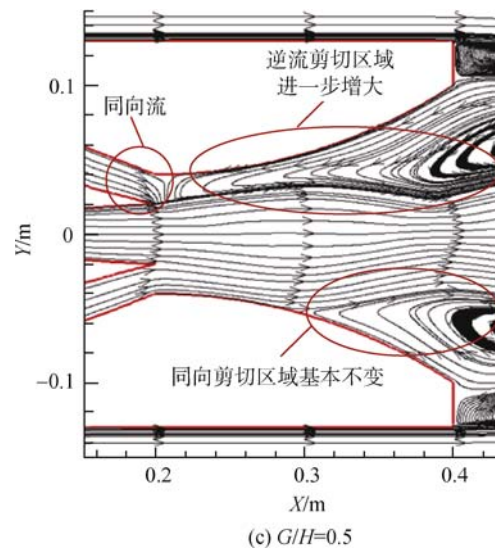
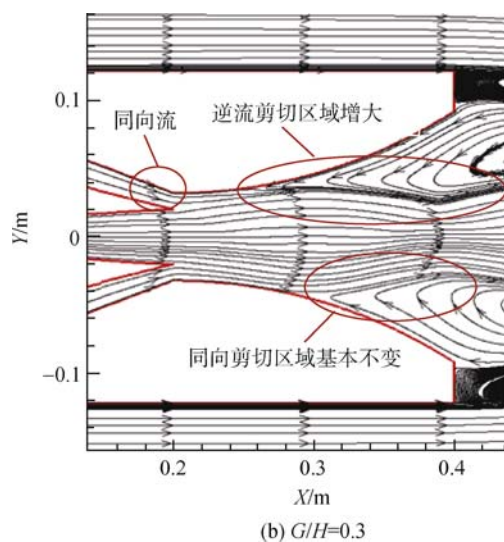
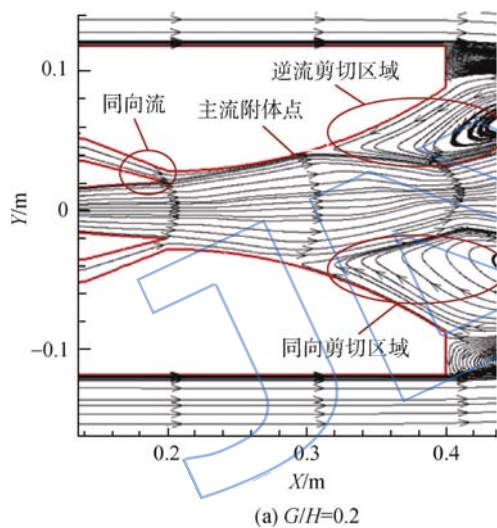


图7 不同 G/H 时外套管内流线图

Fig. 7 Streamlines in collars with different G/H

方向也随着缝宽的增大由同向流逐渐转变为逆流。

图8为合成推力系数随 G/H 变化图,从图中可得:逆流推力矢量喷管的合成推力系数在主流不附体时随 G/H 增大基本呈线性下降趋势,合成推力系数范围为 $0.74\sim 0.79$ 。整个系统的动量由主流、同向侧和抽吸侧3项组成,主流的动量由拉伐尔喷管的几何结构和气动特性决定,数值基本不变,而同向侧和抽吸侧二次流随着缝宽的增加,流量增大,进而动量增大。由图9可知:同向侧动量的增大提高了系统动量,而抽吸侧动量方向随着 G 的增大逐渐与主流相反,呈减少趋势,但同向二次流的动量增加量远远大于抽吸二次流的动量减小量,从而使得整个系统的动量成增大趋势。从图10可知:发动机提供的合推力在主流未附体时成下降趋势。由合成推力系数定义推得合成推力系数随缝宽增大而降低。

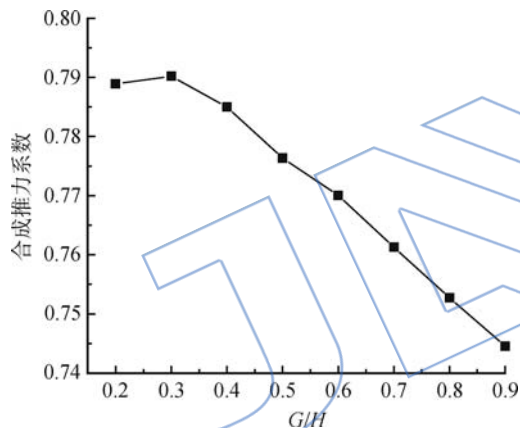


图8 合成推力系数随 G/H 变化图

Fig. 8 Curve of resultant thrust ratio versus G/H

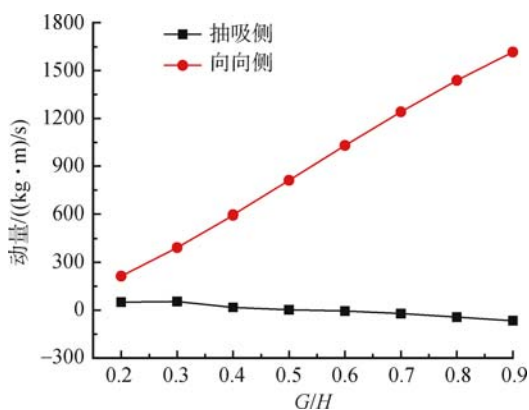


图9 二次流动量随 G/H 变化图

Fig. 9 Curves of second flow moments versus G/H

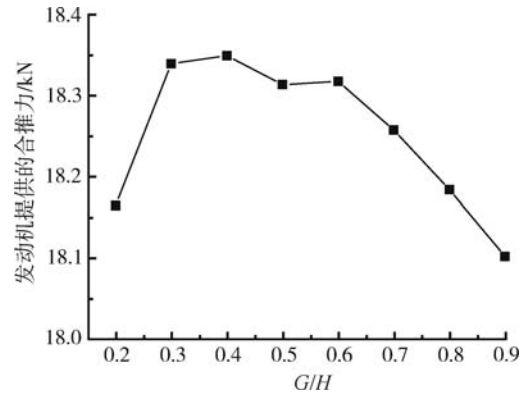


图10 发动机提供的合推力随 G/H 变化图

Fig. 10 Curve of resultant thrust by engine versus G/H

外套管上下壁面压力(p_c)分布不同,存在压差从而使外套管在垂直方向产生升力,是主流偏转的关键因素。图11、图12为外套管上壁面的压力分布随缝宽 G 变化的关系图,从图中可知:压力沿壁面呈先下降后上升趋势,在外套管出口处

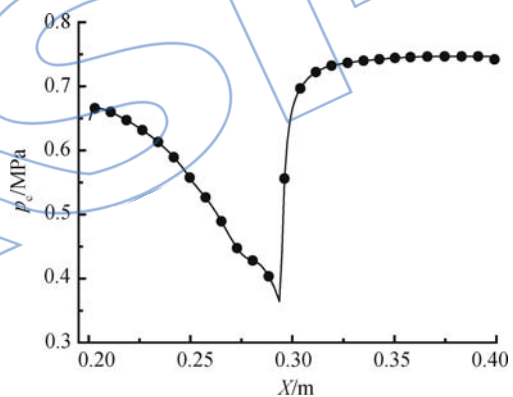


图11 外套管上壁面压力分布图($G/H=0.2$)

Fig. 11 Curves of pressure distribution on upper wall of collar ($G/H=0.2$)

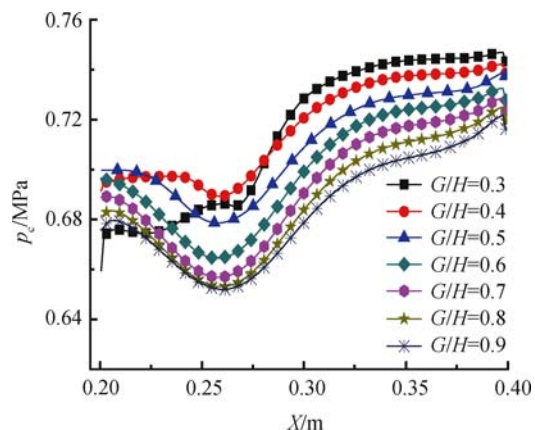


图12 外套管上壁面压力分布图($G/H=0.3\sim 0.9$)

Fig. 12 Curves of pressure distribution on upper wall of collar ($G/H=0.3\sim 0.9$)

与外界压力一致. 结合图7可知: $G/H=0.2$ 时, 由于缝宽较小, 主流与外套管一点相贴, 形成主流附体点, 因而此点压力急剧降低. 其他状况下外套管上壁面压力整体先下降后上升是因为外套管区域内的主流截面先增大后减小, 挤压抽吸侧的二次流通道, 使得抽吸侧外套管内的二次流通道截面先减小后增大, 至此其流速先增大后减小, 最终使得外套管壁面压力先减小后增大, 并且其压力最小点发生在通道最小截面处. 缝宽越大, 主流对外套管压力的影响越小, 外套管整体压力随着缝宽增大而减小.

图13为外套管下壁面压力分布随 G/H 变化图. 外套管下壁面压力沿壁面先上升后下降最后再上升达到外界压力. 同外套管上壁面压力分布缘由一样, 同向二次流从二次流通道流出至外套管区域内时, 由于主流的挤压和卷吸双重作用, 使其流动通道先变大后变小然后变大, 从而流速向着相反的方向变化, 最终使得外套管下壁面压力呈现如图13所示结果. 外套管下壁面整体压力随着缝宽增大而增大, 从而使得外套管的垂直方向压力差随着缝宽增大而增大, 最终使得推力矢量角随之增大.

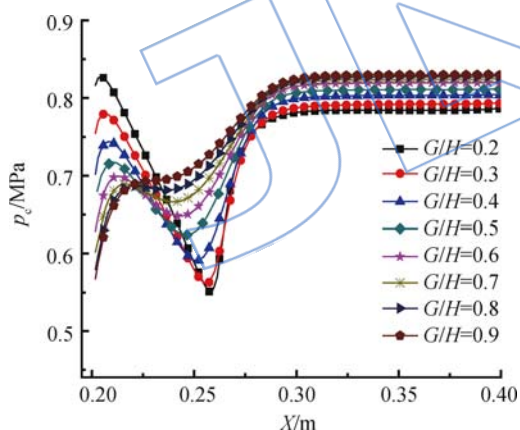


图13 外套管下壁面压力分布图($G/H=0.2\sim0.9$)

Fig. 13 Curves of pressure distribution on lower wall of collar ($G/H=0.2\sim0.9$)

综上分析, 缝宽 G 的增大使得推力矢量角得到了提高, 但同时却降低了合成推力系数, 也使得二次流的流量逐渐增大. 二次流流量的增大不仅会增加抽吸系统的负荷, 也会占据更多的空间, 增加系统质量, 降低推质比. 相反, 若缝宽过小, 易发生主流附体, 从以往的实验及数值模拟研究可得, 主流一旦附体, 很难将其脱离, 从而失去矢量化控制的实际意义. 故应选取合适的缝宽.

2.2 斜切角 θ 对逆流推力矢量喷管气动特性的影响

为研究斜切角 θ 对逆流推力矢量喷管的影响, 保持其他模型参数不变: $H=0.04\text{ m}$, $G=0.5H$, $L=5H$, $C=1.5H$, $D=0.75H$, 而壁面斜切角的变化范围为 $\theta=21^\circ, 24^\circ, 27^\circ, 30^\circ, 33^\circ, 36^\circ, 39^\circ$.

图14为斜切角 θ 大小与外套管内流场区域大小关系图. 外套管内流场区域随着斜切角的增大而减小, 但沿主流方向的截面积随着斜切角的增大却有不同的变化: 当 $\theta\leq 33^\circ$ 时, 沿主流方向的截面积随着斜切角的增大而增大; 当 $\theta>33^\circ$ 时, 外套管流场区域随着斜切角的增大先减小后增大. 斜切角的变化不仅对流场区域大小有影响, 同时也会影响内部的流场结构和喷管的矢量性能.

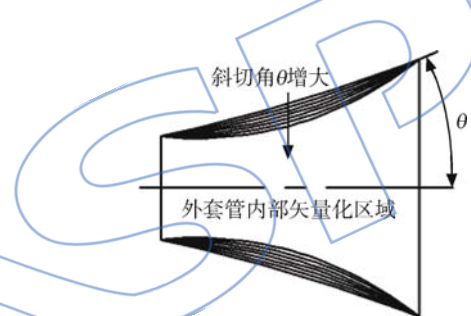


图14 外套管内流场区域随斜切角 θ 变化图

Fig. 14 Flow field in collar with different terminal angle θ

图15反映了二次流流量比随斜切角 θ 的变化关系图, 由图得: 同向侧二次流流量随斜切角 θ 增大先增大后减小, 但变化范围较小, 同向二次流流量最大为9%; 抽吸侧二次流随斜切角 θ 增大, 从与主流反向逐渐转变为同向, 逆向流量逐渐减

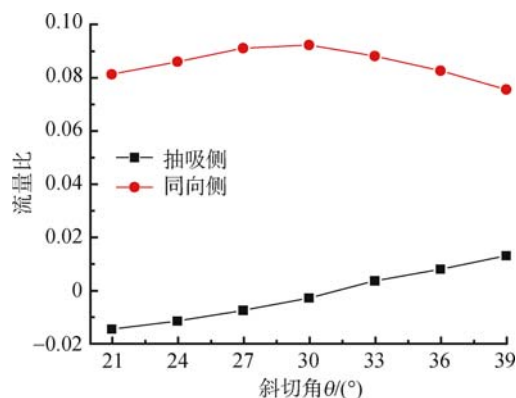


图15 二次流流量比随斜切角 θ 变化图

Fig. 15 Curves of second flow rate ratio versus terminal angle θ

少,同向流量逐渐增大,流量占总流量的比值在2%以内.抽吸侧二次流由于斜切角的增大,逆流剪切作用区域减小,剪切作用减弱,故而抽吸侧流量逐渐减小并由逆流转变为同向流.在外套管轴向长度不变下,主流卷吸流量不变,由流量守恒得同向侧二次流流量先增大后减小.

图16为推力矢量角随斜切角 θ 变化关系图,从中可以看出:随着斜切角 θ 的增大,推力矢量角逐渐减小,最大矢量角为 7° ,最小矢量角为 3° .图17外套管内的流线图说明:斜切角小于等于 30° 时,抽吸侧二次流通道内为逆向流,随着斜切角的增大,外套管壁面形状增大,二次流通道减小,逆流剪切层作用区域减小,流量逐渐减小,逆流剪切作用减小,推力矢量角减小;斜切角大于 30° 时,抽吸二次流通道内流向由逆向转变为同向,逆流剪切层作用区域进一步减小,剪切作用也随之降低,推力矢量角进一步减小.

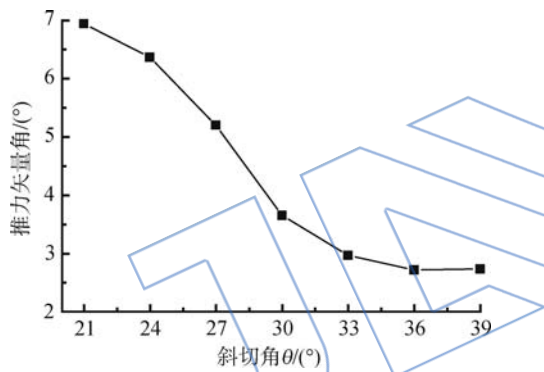


图16 推力矢量角随斜切角 θ 变化图

Fig. 16 Curve of thrust vectoring angle versus terminal angle θ

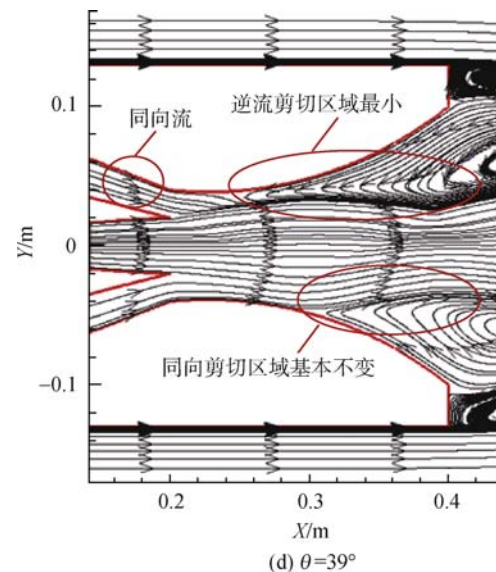
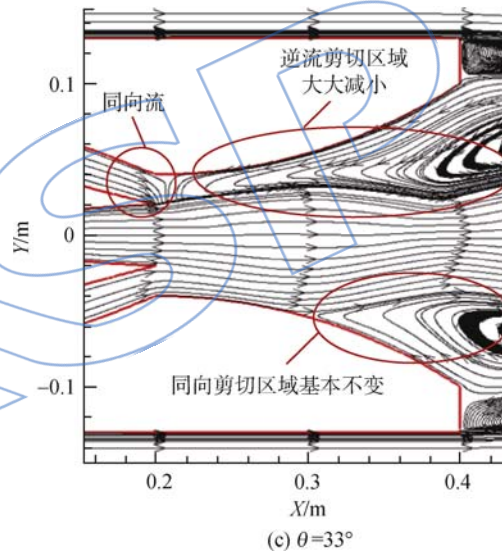
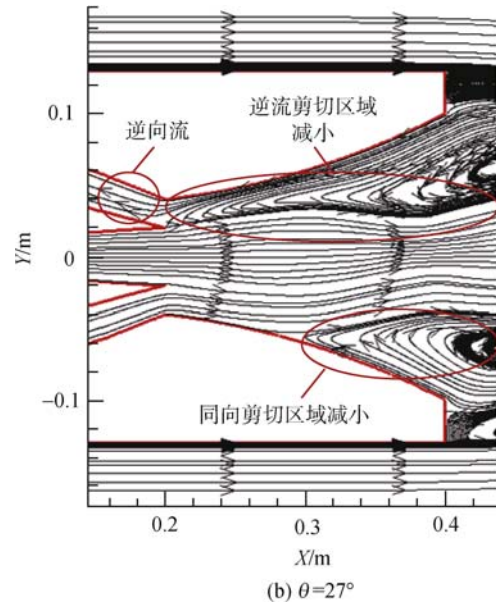
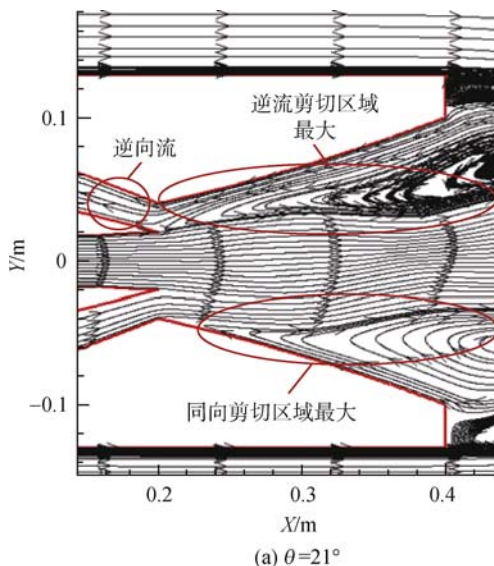


图17 不同斜切角 θ 时外套管内流线图

Fig. 17 Streamlines in collars with different terminal angles θ

图 18 为合成推力系数随斜切角 θ 的变化关系,从图可知:合成推力系数随着斜切角 θ 的增大先减小后增大.起初随着斜切角增大,逆流剪切强度减小,流动损失减小,但同向二次流流量的增加,使系统总动量增加的程度大于流动损失减小量,从而使得合成推力系数减小;随着斜切角的继续增大,逆流剪切层作用区域更小,剪切作用进一步减弱,使得流动损失减小量占主导地位,合成推力大大增大,故而合成推力矢量系数随即增加.

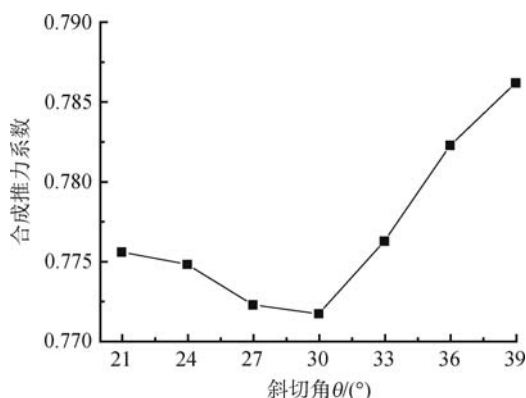


图 18 合成推力系数随斜切角 θ 变化图

Fig. 18 Curve of resultant thrust ratio versus terminal angle θ

图 19 为外套管上壁面压力分布随斜切角的变化图.从图中可知:不同斜切角时压力沿壁面的分布趋势基本一致,先下降后上升,在套管出口处达到外界压力,且随斜切角增大,外套管压力增大.结合图 17 外套管内流线图可以发现:套管上壁面压力整体先下降后上升是由于外套管斜切角以及主流双重作用,使得抽吸侧外套管内的二次

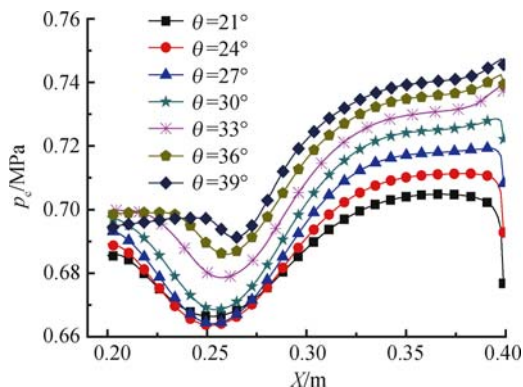


图 19 外套管上壁面压力分布图
(斜切角 $\theta=21^\circ\sim39^\circ$)

Fig. 19 Curves of pressure distribution on upper wall of collar (terminal angle $\theta=21^\circ\sim39^\circ$)

流通截面先减小后增大,其流速先增大后减小,最终使得外套管壁面压力先减小后增大,其压力最小点发生在通道最小截面处.随着斜切角的增大,逆流剪切层的作用区域减小,剪切作用减弱,压力梯度变小,故外套管上壁面压力随着斜切角增大而增大.

图 20 显示了外套管下壁面压力随斜切角的变化情况. $\theta < 30^\circ$ 时,外套管壁面压力沿壁面增大; $\theta \geq 30^\circ$ 时,沿壁面先增大后减小再增大.这是由于随着斜切角增大,外套管的壁面形状发生改变.当 $\theta < 30^\circ$ 时,外套管内流场区域截面沿主流方向逐渐增大,虽然主流的截面先增大后减小,但主流与外套管下壁面间的截面面积总体呈增大趋势,故而壁面压力逐渐增大,在出口处与外界压强一致;当 $\theta > 30^\circ$ 时,外套管内流场区域截面沿主流方向先减小后增大,再加上主流截面也同样先减小后增大,故而使得主流与外套管下壁面间的截面面积总体呈先增大后减小最后增大趋势,流速由小变大再变小,从而使外套管壁面压力先增大后减小再增大.

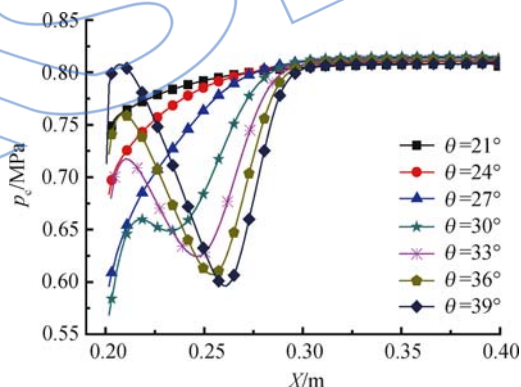


图 20 外套管下壁面压力分布图
(斜切角 $\theta=21^\circ\sim39^\circ$)

Fig. 20 Curves of pressure distribution on lower wall of collar (terminal angle $\theta=21^\circ\sim39^\circ$)

3 结 论

通过研究缝宽 G 及外套管斜切角 θ 等几何参数对逆流推力矢量喷管内流结构及特性影响,得到以下结论:

1) 缝宽 G/H 在 $0.3\sim0.9$ 范围内变化时,增大缝宽 G 可以提高推力矢量角,最大值为 5.9° ,但同时降低了合成推力系数,增大了二次流流量,增重了抽吸系统的负荷;较小的 G 又可能发生主流附体,使矢量化失去控制.

2) 斜切角 θ 在 $21^\circ\sim39^\circ$ 范围内变化时,增大

斜切角 θ 会减小推力矢量角,最大矢量角为 7° ,而合成推力系数呈先减小后增大趋势,二次流流量比变化量均在 2% 以内。

3) 抽吸侧二次流通道内不论是同向流还是逆流均可使主流偏转,但逆流偏转角度更大,最大推力矢量角度差为 5° 。

参考文献:

- [1] 段冬冬,沈小林. 推力矢量技术在空空导弹上的应用与分析[J]. 飞航导弹,2012(4):84-87.
- [2] 宫朝霞,王蕾. 国外空空导弹发展综述[J]. 飞航导弹,2011(4):60-67.
- [3] 宋亚飞,高峰,何至林. 流体推力矢量技术[J]. 飞航导弹,2010(11):71-75,89.
- [4] 连永久. 射流推力矢量控制技术研究[J]. 飞机设计,2008,28(2):19-24.
- LIAN Yongjiu. Fluidic thrust vectoring techniques research[J]. Aircraft Design,2008,28(2):19-24. (in Chinese)
- [5] 范文正,李明. 推力矢量喷管现状和发展趋势[J]. 航空科学技术,2006(1):21-22.
- FAN Wenzheng, LI Ming. Status and trends of the thrust-vectoring nozzle[J]. Aeronautical Science and Technology, 2006(1):21-22. (in Chinese)
- [6] Madrugá S M. Experimental study on counterflow thrust vectoring of a gas turbine engine[D]. Florida: Florida State University, 2005.
- [7] Flamm J D. Experimental study of a nozzle using fluidic counterflow for thrust vectoring[J]. AIAA 98-3255, 1998.
- [8] Hunter C A, Deere K A. Computational investigation of fluidic counter flow thrust vectoring [J]. AIAA 99-2669, 1999.
- [9] Dores D, Madrugá S M, Krothapalli A, et al. Characterization of a counterflow thrust vectoring scheme on a gas turbine engine exhaust jet[R]. California, SF; 3rd AIAA Flow Control Conference, 2006.
- [10] Dores D, Madrugá S M, Krothapalli A, et al. Characterization of a counterflow thrust vectoring scheme on a gas turbine engine exhaust jet[D]. California, SF; 3rd AIAA Flow Control Conference, 2006.
- [11] 汪明生,杨建军. 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.
- WANG Mingsheng, YANG Jianjun. Numerical research on basic flow characteristics of counterflow thrust [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4):769-775. (in Chinese)
- [12] 汪明生,杨建军. 逆流推力矢量喷管的非定常内流性能研究[J]. 航空动力学报,2009,24(1):75-82.
- WANG Mingsheng, YANG Jianjun. Unsteady internal performance study of counterflow vectoring thrust nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1):75-82. (in Chinese)
- [13] 汪明生,杨建军. 几何参数对逆流推力矢量喷管性能的影响研究[J]. 火箭推进,2009,35(2):30-36.
- WANG Mingsheng, YANG Jianjun. Effect of geometric parameters on performance of counterflow thrust vectoring nozzle[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(2):30-36. (in Chinese)
- [14] 刘赵森,张谭. Laval型微喷管内气体流动的计算及分析[J]. 航空动力学报,2008,24(7):1556-1563.
- LIU Zhao-miao, ZHANG Tan. Numerical investigation on gas flow in Laval micronozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 24(7):1556-1563. (in Chinese)
- [15] 刘赵森,张谭,逢燕. 喉部形状设计对微喷管内流动及性能的影响[J]. 航空动力学报,2010,25(10):2279-2284.
- LIU Zhao-miao, ZHANG Tan, PANG Yan. Effects of throat shape design on propulsion performance of micro-nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10):2279-2284. (in Chinese)