

文章编号:1000-8055(2009)11-2631-06

固体火箭发动机环缝式气动喉部研究

谢侃, 刘宇, 王一白
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对固体火箭发动机气体二次流控制的环缝式气动喉部方案进行了数值模拟. 研究了二次流不同喷射位置、角度、流率及喷嘴几何参数对气动喉部调节性能的影响规律. 计算得到了气动喉部的流场特征, 即气动喉部的声速线起点在二次流喷口的下游, 并得到了气动喉部特征存在的喷注范围. 结果还表明使二次流的喷入位置越靠近喉部、增大二次流流量或减小喷射角度都能明显增加气动喉部调节性能.

关 键 词: 固体火箭发动机; 气动喉部; 二次流; 数值模拟

中图分类号: V430

文献标识码: A

Investigation of ring aerodynamic throat for solid rocket motor

XIE Kan, LIU Yu, WANG Yi-bai

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A ring aerodynamic throat concept of solid rocket motor controlled by secondary injection was simulated numerically. The influence and rules of secondary flow injection positions, injection angle, secondary flow rate and injector geometry parameters on the performance of aerodynamic throat were studied. The flow field character of aerodynamic throat was attained by calculation, namely: the starting point of sonic line from the downstream of secondary injection outlet. And the scope of injection positions for the existence of aerodynamic throat character was also attained. The results show that, the performance of aerodynamic throat can be obviously increased by making secondary flow injector close to the throat, increasing secondary flow rate or decreasing secondary flow injection angle.

Key words: solid rocket motor; aerodynamic throat; secondary flow; numerical simulation

火箭发动机推力调节技术可以提高导弹的机动性和突防能力,在姿控和轨控发动机领域具有广泛的应用.目前常用的改变火箭发动机推力的方案有以下两种:一种是不改变燃烧室形状和喷管喉部面积的情况下改变进入燃烧室的质量流量;另一种通过改变喷管喉部面积同时调节流量.第一种方案如液体火箭发动机通过推进剂供应系统的节流阀、可调文氏管或可调式喷注器对流量进行调节;第二种方案一般通过在发动机中插入可移动部件来实现如特型枢轴、锥形塞、喉栓等装

置^[1].这两种方法都是通过机械的方法进行质量流量控制来改变火箭发动机推力的.

本文研究的火箭发动机推力调节方案是使用二次流改变喉部流场的气动喉部方案^[2].所谓气动喉部是指把二次流射入发动机喉道附近的主流中,主流和二次流相互作用从而改变喷管声速面的位置和形状.气动喉部技术不但可以实现喉道调节,还可以实现推力矢量控制:如果在喉部附近引入对称的二次流,可以控制有效喉道面积实现流量控制;如果引入非对称的二次流,就可以使声

收稿日期:2008-11-14; 修订日期:2009-05-06

基金项目:航天支撑技术基金

作者简介:谢侃(1982-),男,湖南株洲人,博士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究. E-mail:maixk311531@126.com

速面在亚声速区产生偏转,同时实现流量控制和推力矢量控制(喉部倾斜矢量控制).图1给出了气动喉部控制技术的示意图.图2给出了二次流诱导激波的推力矢量控制和气动喉部倾斜的矢量控制两种控制方式的比较图.

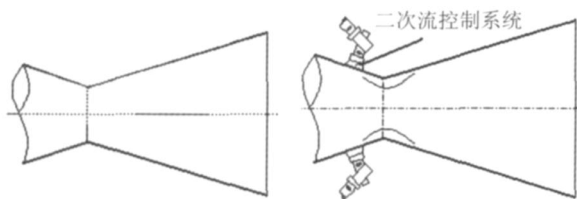


图1 气动喉部示意图

Fig. 1 Geometry of aerodynamic throat

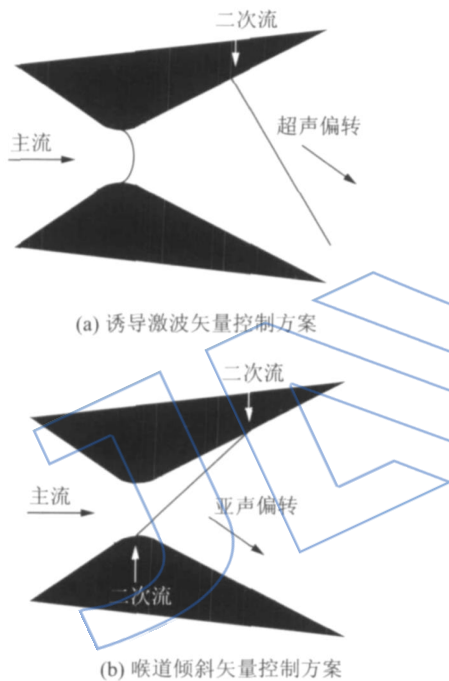


图2 两种推力矢量控制方案的示意图

Fig. 2 Sketches of two thrust vector controlled concepts

1 环缝式气动喉部

气动喉部方案既可调节流量又可实现推力矢量控制,且没有移动部件.因而该方案可减轻系统质量并且可靠性高.气动喉部所需的二次流可由两种方式获得:一种是增加额外的高压气瓶(有源法);另一种是从发动机燃烧室中直接引出一部分气流(无源法).

MaAulay 曾对固体火箭喷管的气动喉部控制技术的无源法方案进行了研究^[3].试验得出的结论是射流效率不高且需要过高的二次流流量来减少喉道面积.但近年针对航空发动机的研究工

作^[4-5]已经可以使固定喷管的有效喉道面积的控制范围为25%时只需要7.5%的主流流量,这种高效的气动喉部控制技术主要得益于靠近喉部的射流缝及射流与主流反向结构.

国内对气动喉部的直接研究较少,二次流的研究都集中在在推力向量控制上的应用.因而本文针对有源环缝式气动喉部进行流量控制的研究.为便于下文讨论,定义气动喉部的有效喉部面积 A_t 如下:

$$A_t = \Gamma \frac{m_c}{p_c \sqrt{R_g T_c}}$$

$$\Gamma = \sqrt{r \left[\frac{2}{r+1} \right]^{\frac{r+1}{2(r-1)}}}$$

其中 γ 为燃气比热比; R_g 为燃气的气体常数; m_s 为二次流流量; m_c 为主喷管流量; p_c , T_c 分别为燃烧室总压和总温.

2 计算方法

研究环缝式气动喉部的特性,所建立的模型为轴对称几何体,采用的二维几何模型如图3所示.模型喷管几何参数为:入口直径为177 mm,喉部直径为102 mm,出口直径为315 mm,收敛半角和扩张半角分别为30°和15°,扩张比约为9.5.二次流喷嘴采用收缩-扩张的喷管型面,它的环形喉部面积与主喷管几何喉部面积比为10%.主流的燃气工质采用热力计算得到的参数,比定压热容为5837.37 J/(kg·K),比热比为1.14.二次流喷入的工质为氮气,氮气总温 T_s 为300 K,总压表示为 p_s .采用结构网格离散计算域,为了提高计算精度,在用粗网格计算收敛后,对马赫数变化梯度大的地方进行了局部网格加密(见图3).对加密后的网格再次进行计算直到收敛.

因为气动喉部有效喉部面积的最终大小是与达到稳定状态后的主流及二次流参数有关,因而下文进行的参数化研究是在二次流喷入后,主流变化达到稳态后的变化规律.计算中略去质量力,不考虑化学反应,假定气流为纯气相的理想气体(主流燃气视为单一成分气体).由于主流燃气工质与二次流工质不同,计算中求解了组分输运方程.其中理想气体的雷诺平均 N-S (Navier-Stokes) 方程计算中对流项采用二阶迎风格式,黏性项采用中心差分离散,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 模型^[6].数值计算过程在软件 FLUENT 6.3 中完成.

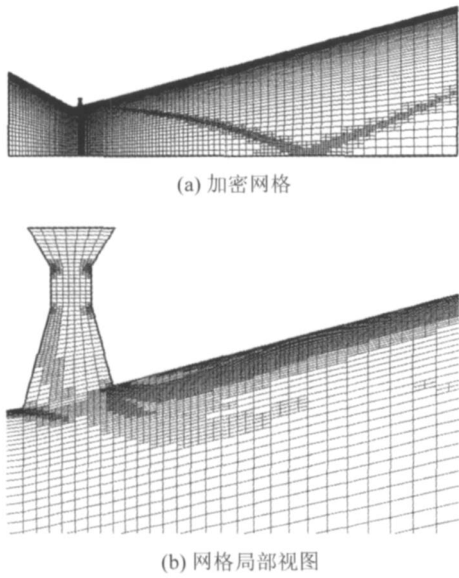


图 3 计算网格
Fig. 3 Grids for calculation

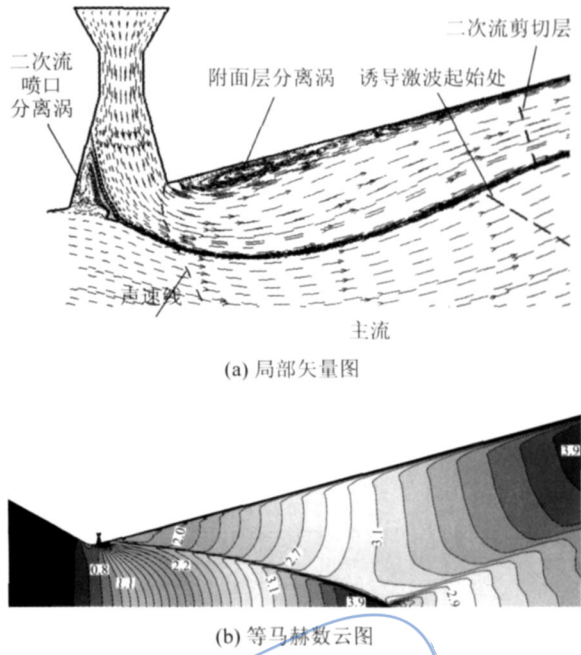


图 4 气动喉部流动现象
Fig. 4 Flow details of aerodynamic throat

3 计算结果与分析

3.1 流动现象

从图 4(a) 看出二次流喷入主流的喷口处存在复杂的流动现象. 二次流喷出后被主流引射往下游喷管出口流动, 二次流喷口靠近上游一侧出现二次流流动分离. 二次喷口在下游一侧则引起主流在喷管壁面上的附面层分离, 形成分离涡. 在分离涡尾部处开始出现诱导激波 (参看图 4(a) 和 (b)). 二次流在下游沿着喷管壁面流动与主流逐渐掺混交换能量和动量形成二次流剪切层.

另外从图 4 还可以看出原本应该在喷管喉部引出的声速线已变为由二次流喷口靠近主流下游一侧开始引出, 即喉部位置改变.

3.2 喉部二次流位置的影响

这里将二次流的喷射位置用无量纲的方法定义为 D_i/D_t , 其中 D_i 为喷射孔中心距内喷管喉部的距离, D_t 为喷管喉部的直径 (负号表示喷射位置位于喉部上游, 参见图 5(a)). 定义二次流与主流的夹角为入射角, 记为 α , 如图 5(b) 所示. 计算了二次流不同喷射位置对主流的影响, 计算中将主流与二次流的总压比 p_s/p_c 固定为 1:1, 入射角 α 都为 90° .

图 6 是计算得到的无量纲有效喉部面积 A_t/A_0 (A_0 为无二次流喷入时的喉部面积) 与无量纲喷射位置的曲线图. 从图中可以看到气动喉部特征存在适用范围, 二次流无量纲喷射位置 D_i/D_t

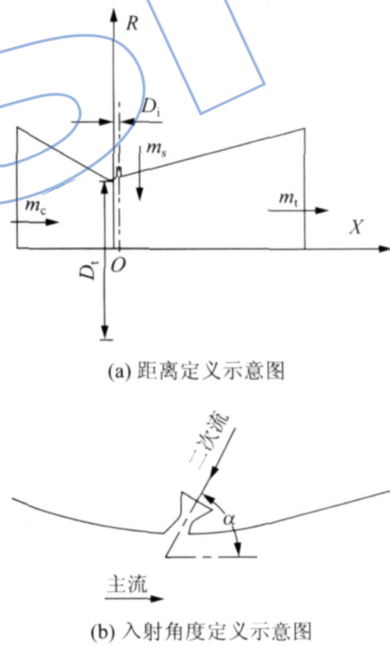


图 5 符号定义示意图
Fig. 5 Sketch of symbol definition

在 $-0.6 \sim 0.3$ 时才会有喉部面积调节作用, 如果二次流喷射位置距离喉部太远 ($D_i/D_t > 0.3$), 二次流将只起到激波诱导作用, 而起不到流量调节作用^[7]. 并且气动喉部的扼流能力在 $D_i/D_t = 0$ 时最强. 气动喉部无量纲有效喉部面积曲线在 $D_i/D_t = -0.1$ 和 0.15 时出现转折, 气动喉部调节喉部面积的能力在 $D_i/D_t = -0.1 \sim 0.15$ 间增强; 在该范围内, 气动喉部扼流能力对二次流喷嘴

位置变得敏感, A_t/A_0 的变化差别达到了 8 %.

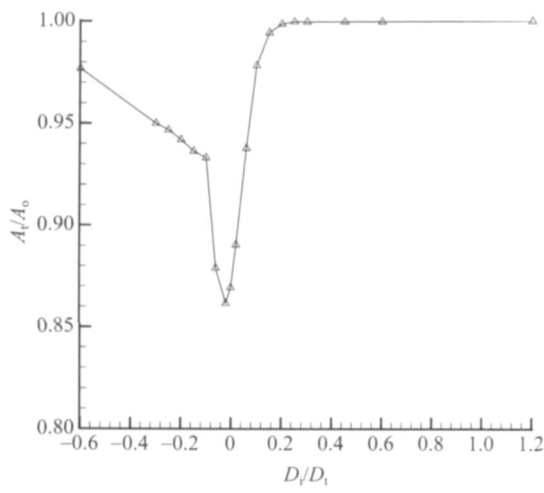


图 6 无量纲有效喉部面积与无量纲喷注位置关系曲线
Fig. 6 Nondimensional effective throat area curve with the nondimensional injection positions

图 7 给出了不同二次流喷射位置在喷管喉部附近的等马赫线对照图,可以观察喷管的声速线随二次流喷射位置变换的改变情况,图中标示出了二次流喷嘴的无量纲位置. 图 7(a) 是有二次流与没有二次流时的情况. 可以看出在 $D_i/D_t = 0$ 处引入二次流,声速线起始位置已改由二次流喷口靠近主流下游一侧开始引出并且向下游移动了约 8 mm. 图 7(b) 给出了二次流喷嘴位置在 $D_i/D_t = -0.1 \sim 0.15$ 范围内时两个典型位置处的等马赫线图. 可以看出声速线起始位置与二次流喷口的位置有关,图中两种喷注位置的声速线偏差约 12 mm,并且气动喉部形状随之改变. 另外可以预测,如果在喉部非对称的注入二次流,不同位置出发的声速线将相互连接,形成倾斜的声速线,即实现了喉部倾斜的矢量控制方案. 图 7(c) 给出了当 $D_i/D_t > 0.3$ 时两个典型位置处的等马赫线图,可以看出在该范围下气动喉部特征已经消失,两个喷射位置不能改变喷管声速线的位置. 随着喷射点往下游移动,二次流引起的诱导激波强度越强.

3.3 二次流入射角的影响

针对二次流入口的边界接近喉部下游的位置 ($D_i/D_t = 0.1$),改变入射角度和流量进行了一系列的计算. 计算中设定二次流与主流反向,对 3 个喷射角度 ($90^\circ, 60^\circ, 30^\circ$) 及对应不同的二次流量进行计算. 实际应用中二次流喷嘴型面是固定的,二次流的流量改变是通过改变二次流的入口总压 p_s 来实现的. 流量的改变是这里定义无量纲二次

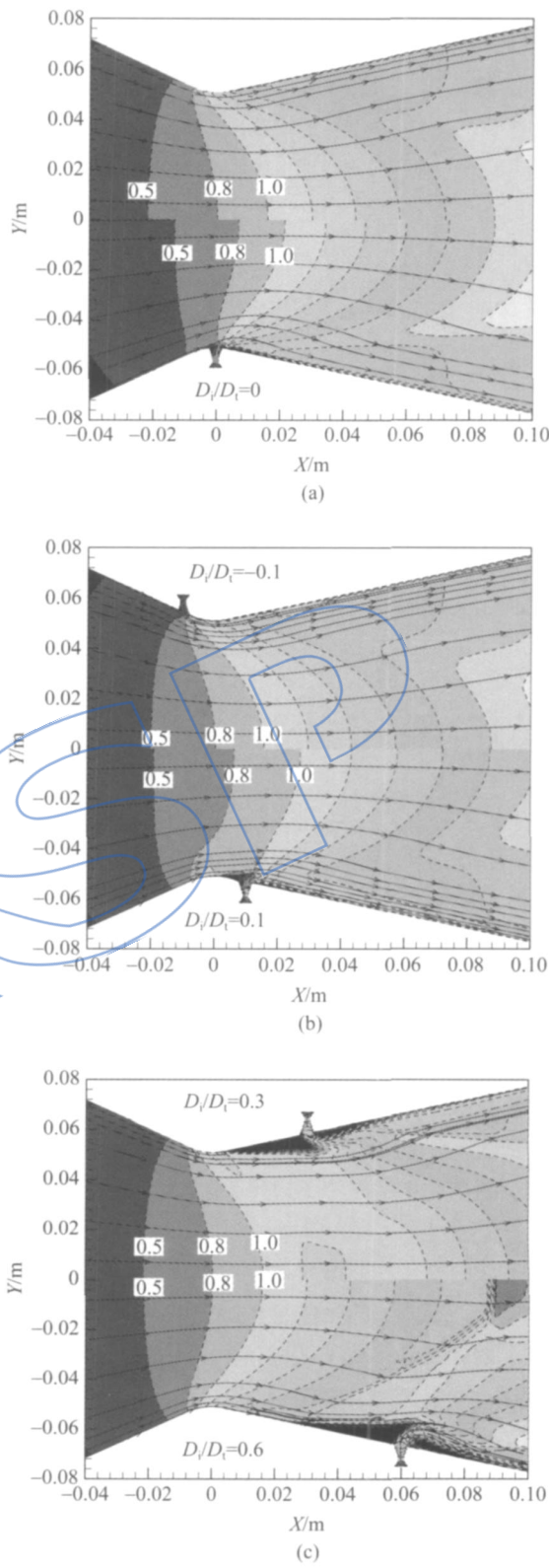


图 7 不同喷射位置的等马赫线及流线对照图
Fig. 7 Comparison of Mach contours and streamlines at different injection positions

流流量为 m_s/m_c . 无量纲二次流流量与无量纲气动喉部有效面积的关系图如图 8 所示. 从图中可以看出,随着二次流流量的增加和喷射角度的减

小,气动喉部有效面积不断减小,即气动喉部的节流能力增加.增加二次流的流量实际上是增强了二次流对主流的挤压作用,使主流的流通面积减小;而采用与主流逆向的二次流喷射则是增加了主流的流阻,因而会使气动喉部的调节范围增大.

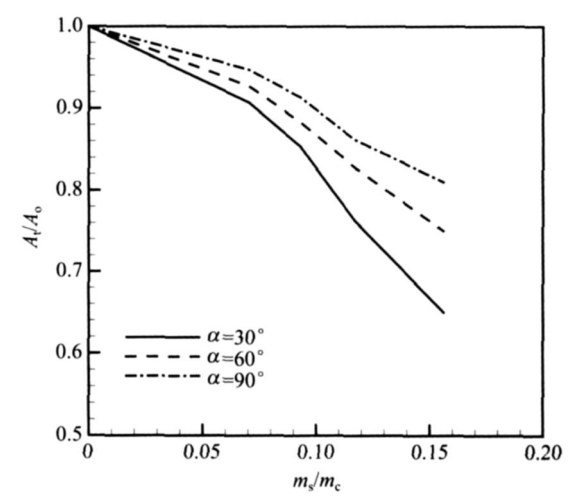


图 8 不同喷射角度下无量纲二次流量与无量纲喉部有效面积的关系曲线

Fig. 8 Nondimensional effective throat area curves at different injection angles with nondimensional secondary flow rate

无量纲二次流流量 m_s/m_c 在小流量情况下 ($m_s/m_c < 8\%$ 时) 与无量纲气动喉部有效面积近似成线性关系. 对于 $\alpha = 30^\circ$ 时的情况, 当 $m_s/m_c > 8\%$ 时, A_t/A_0 出现明显的减小, 当 $m_s/m_c = 15\%$ 时, 气动喉部的有效喉道面积调节范围达到了 38%.

3. 4 二次流喷嘴几何参数的影响

针对二次流入口位置为 $D_i/D_t = 0$ 时, 固定 p_s/p_c 为 1 : 1, 考察不同二次流喷嘴扩张比 (见表 1) 下的气动喉部情况. 计算模型中入射角 α 都为 90° , 计算得到的无量纲气动喉部有效面积 A_t/A_0 见表 1.

表 1 不同二次流喷嘴扩张比下的 A_t/A_0 ($p_s/p_c = 1$)

Table 1 A_t/A_0 at different divergence ratios of injector ($p_s/p_c = 1$)

喷嘴扩张比	A_t/A_0
1	0. 869
1. 5	0. 862
2. 1	0. 879
2. 6	0. 870

从表 1 看出, 二次流喷嘴扩张比在 1~1. 5 时气动喉部的调节能力较好. 当扩张比大于 1. 5 时, 气动喉部调节能力下降. 算例中扩张比在 1~2. 6 变化时, 无量纲有效喉部面积变化在 1% 内.

图 9 给出了喷嘴扩张比分别为 1 和 2. 6 时喉部附近的等马赫线及流线图. 从图可以看出两者的喷嘴所处位置虽然相同 (D_i/D_t 都为 0) 但是主喷管声速线位置却不同, 喷嘴扩张比为 2. 6 时的声速线与扩张比为 1 时的声速线相比, 位置线往下游偏移了约 1. 5 mm. 说明喷嘴的扩张比对气动喉部有一定的影响. 但与喷射角度和喷射位置等参数的影响相比, 这种影响较小.

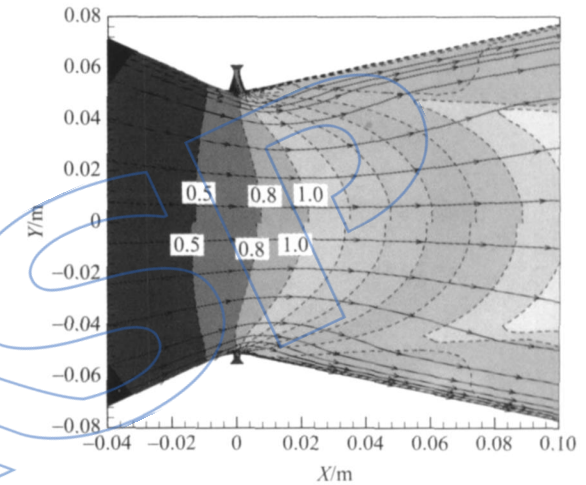


图 9 喷嘴扩张比分别为 1 和 2. 6 时的等马赫线及流线图

Fig. 9 Mach cntour and streamlines when the divergence ratios of injector are 1 and 2. 6

4 结 论

- 1) 气动喉部的明显流场特征为: 声速线的起点从二次流出口的下游开始; 引入二次流的气动喉部特征存在适用范围, 如果二次流喷射位置距喉部太远, 二次流将只起到激波诱导作用, 而起不到喉部有效面积调节作用.
- 2) 气动喉部声速线位置和形状随二次流喷注位置的变换而改变. 喷注位置越接近喷管的几何喉部时, 气动喉部的调节性能越好.
- 3) 针对二次流入口的边界接近喉部下游的位置, 改变入射角度和流量进行了计算分析. 结果表明随着二次流流量的增加和喷射角度的减小, 气动喉部调节喉部有效面积的范围明显增大.
- 4) 固定了二次流与主流总压比及喷嘴的位置研究了喷嘴扩张比对气动喉部的影响. 计算结

果表明喷嘴在小扩张比下气动喉部调节喉道有效面积能力较好。

参考文献:

- [1] 李娟,李江,王毅林,等.喉控式变推力发动机性能研究[J].固体火箭技术,2007,30(6):505-509.
LI Juan, LI Jiang, WANG Yilin, et al. Study on performance of pintle controlled thrust solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 505-509. (in Chinese)
- [2] McArdle J G. Internal characteristics and performance of an aerodynamically controlled, variable discharge convergent nozzle[R]. NACA TN4312, July 1958.
- [3] McAulay J E. Cold-air investigation of three variable-throat-area convergent-divergent nozzles[R]. NASA TM X-42, September 1958.
- [4] Catt J A, Miller D N, Giuliano V J. A static investigation of fixed-geometry nozzle using fluidic injection for throat-area control[R]. AIAA 95-2604.
- [5] Miller D N, Yagle P J, Bender E E, et al. A computational investigation of pulsed injection into a confined, expanding crossflow[R]. AIAA 2001-3026.
- [6] 谢侃,刘宇,任军学,等.两相流环缝塞式喷管理想型面的设计方法[J].航空学报,2007,28(6):1339-1344.
XIE Kan, LIU Yu, REN Junxue, et al. Design methods of two-phase axial plug nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1339-1344. (in Chinese)
- [7] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed-geometry nozzles using fluidic injection for throat-area control[R]. AIAA 95-2603.