

文章编号: 1000 8055(2008)09 1603-06

二次流喷射位置对流体推力矢量喷管 气动性能影响的数值模拟

李志杰, 王占学, 蔡元虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 数值模拟了二次流喷射位置对基于激波控制的二维收敛-扩张(2DCD)喷管的流体推力矢量气动性能, 结果表明喷射位置对矢量角有较大影响, 在喷管落压比 $NPR=4.5$ 时, 二次流喷射位置相对于喷管发散段中部时, 矢量角最大; 在 $NPR \geq 7.2$ 时, 二次流喷射位置越靠近出口, 矢量角越大. 喷射位置对推力系数及流量系数的影响不大.

关 键 词: 流体推力矢量; 矢量角; 二维收敛-扩张(2DCD)喷管

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation of aerodynamic effects of secondary injection positions on fluidic thrust vectoring nozzle

LI Zhi-jie, WANG Zhan-xue, CAI Yuan-hu

(School of Engine and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring of a two-dimensional, convergent-divergent (2DCD) nozzle with fluidic injection were simulated numerically, showing that different fluidic injection positions have bigger influence on the vector angle. In the case of nozzle $NPR=4.5$, the vector angle of secondary injection position is maximum in relation to the divergent middle section of nozzle, in the case of nozzle $NPR \geq 7.2$, the vector angle becomes bigger if the secondary injection position is closer to the outlet. The results indicate that vector angle is sensitive, and thrust coefficient and discharge coefficient are insensitive to the injection position.

Key words: fluidic thrust vectoring; vector angle; two-dimensional convergent-divergent (2DCD) nozzle; secondary injection position

与传统的机械式推力矢量喷管应用大量机械构件产生矢量推力不同, 流体推力矢量 (Fluidic thrust vectoring, FTV) 喷管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, 流体推力矢量喷管结构简单, 重量轻, 易于维护, 系统响应快, 隐身性能好. 由于

流体推力矢量喷管的诸多优点, 目前, 对有关流体推力矢量喷管的技术研究已经成为航空推进技术领域研究热点之一^[1-2].

流体推力矢量技术最早于 20 世纪 50 年代末应用于火箭推进系统的研究^[3], 美国 NASA 兰利研究中心 (LaRC) 于 1987 年将其引入航空推进系统领域^[4]. 近十年来国内外对流体矢量的研究主

收稿日期: 2007-09-06; 修订日期: 2007-11-22

基金项目: 国家自然科学基金 (50576077); 教育部新世纪优秀人才计划

作者简介: 李志杰 (1985-), 男, 河南遂平人, 硕士, 主要从事推进系统气动热力学研究.

要集中于 3 种流体矢量方法: 激波矢量控制 (Shock vectoring controlling, SVC) 技术、喷管喉部偏移 (Throat shift, TS) 技术和反流控制 (Counter flow, CF) 技术^[2]. 激波矢量控制技术利用向喷管扩张段注入二次射流产生激波以实现推力矢量, 其原理如图 1 所示^[1]. 对于激波矢量控制技术的研 究, 国外学者已经作了大量工作, 文献 [4] 给出了这些研究工作的简要综述, 研究证明了激波矢量技术是一种有效的推力矢量控制技术, 主要讨论了喷管落压比 (NPR), 二次流流量, 二次流与主流总压比 (SPR), 自由流气动参数等对喷管气动性能的影响^[4-6]. 目前, 关于二次流喷射位置对喷管气动性能影响的研究还较为匮乏, 本文基于 CFD 技术, 研究并分析了二次流喷射位置对二维收缩扩张喷管气动性能的影响. 结果表明二次流喷射位置对喷管推力矢量角有较大影响, 而对喷管推力系数及流量系数的影响较小.

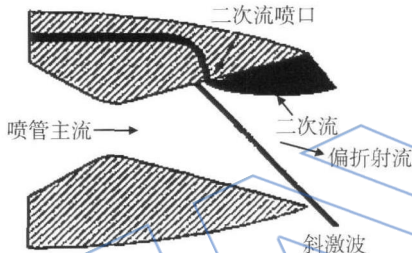
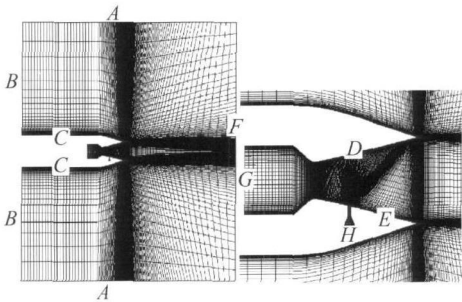


图 1 激波控制流体推力矢量技术原理^[1]
Fig. 1 Shock vector fluidic thrust vectoring^[1]

1 数值计算模型

1.1 控制方程、湍流模型、计算网格和边界条件

流场计算基于求解二维 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程. 采用四阶龙格-库塔法进行时间推进求解, 对流项采用二阶迎风格式离散求解, 粘性项采用中心差格式. 湍流模型选用经过 RNG 理论修正的 $k-\epsilon$ 模型. 详细的数值离散方法和湍流模型见文献[7]. 本文采用结构化 H 形网格, 在喷管壁面附近加密, 靠近壁面处 y^+ 值不大于 3. 图 2 给出了计算网格图. 在计算中, 假定喷管壁面为无滑移、非穿透、绝热壁面, 边界条件包括: 喷管主流进口边界、二次流进口边界、远场边界、喷管后远方出口边界及壁面边界. 假定喷管壁面为无滑移、非穿透、绝热壁面. 文献[8]中通过试验结果与计算结果的对比, 验证了本计算模型的正确性, 对激波系下喷管壁面压力分布及推力系数的计算得到了较为精确的结果.



A 远场边界; B 喷管外流进口边界; C 壁面外壁面;
D 喷管上壁面; E 喷管下壁面; F 喷管后远方出口边界;
G 喷管主流进口边界; H 二次流进口边界

图 2 计算网格

Fig. 2 Computational 2DCD nozzle grid with freestream domains

1.2 喷管几何结构

本文研究对象是二维收缩扩张喷管, 喷管主要设计参数见表 1.

表 1 喷管主要设计参数

Table 1 Designed parameters of the nozzle	
设计参数	数值
NPR_D	13.89
喉部面积/ m^2	0.052 8
出口面积/ m^2	0.123
面积比	2.33
喷管扩张角/ $(^\circ)$	13.52

1.3 参数计算

喷管实际推力

$$F = \sum (\rho \mathbf{V} \cdot \Delta \mathbf{A}) \cdot \mathbf{V} + (p_\Delta - p_\infty) \cdot \Delta \mathbf{A} \tag{1}$$

矢量偏角为

$$\delta_p = \tan^{-1}(F_N/F_A) \tag{2}$$

其中 F_N 和 F_A 分别是喷管推力的侧向分量和轴向分量, ΔA 为喷管出口单元表面积.

推力系数 C_{Fg} 为实际推力与理想推力(主流与二次流理想推力之和)之比

$$C_{Fg} = F/(F_p + F_s) \tag{3}$$

理想推力可由一维等熵流动方程确定

$$F_p = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma-1}} W_p \sqrt{T_p^* \left[1 - \left(\frac{p_\infty}{p_p^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \tag{4}$$

$$F_s = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma-1}} W_s \sqrt{T_s^* \left[1 - \left(\frac{p_\infty}{p_s^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \tag{5}$$

主流流量系数 C_{Dp} 为主流实际流量与理想流量之比

$$C_{Dp} = W_p / W_{ip} \tag{6}$$

二次流流量系数 C_{Ds} 为二次流实际流量与理想流量之比

$$C_{Ds} = W_s / W_{is} \tag{7}$$

总流量系数 C_D 为总流实际流量与理想流量之比

$$C_D = (W_p + W_s) / (W_{ip} + W_{is}) \tag{8}$$

主流理想流量

$$W_{ip} = K \frac{p_p^*}{T_p^*} A_{sp} q(\lambda_{sp}) \tag{9}$$

二次流理想流量

$$W_{is} = K \frac{p_s^*}{T_s^*} A_{sq}(\lambda_{s}) \tag{10}$$

2 数值计算结果和分析

2.1 计算条件

基于 CFD 技术, 分别计算了二次流喷射位置距喷管几何喉部相对位置 x/x_1 分别为 0.344, 0.516, 0.688 时的喷管推力矢量性能, 喷管落压比 NPR 分别取 4.5, 7.2, 13.89, 喷管二次流与主流总压比 (SPR) 保持为 0.6, 自由流 Ma 数 (Ma_∞) 为 0.3.

2.2 二次流喷射对喷管超声速主流流场的影响

二次射流与超声速主流的掺混形成了一个具有复杂结构的流场, 图 3 和图 4 给出了计算得到的二次流掺混流场的结构图. 可以看出, 在二次流喷射孔前的主流流场中形成一道诱导激波, 喷射孔前方气流分离, 形成两个对旋涡并产生一道分离激波. 喷射孔后部形成一个后分离区, 喷管主流在激波及二次流喷射流、后分离区的影响下, 在喷射孔下游某位置会产生再入, 形成一道再入激波. 从本文计算结果来看, 主流是否再入与喷管落压比有密切关系. 喷管主流经过诱导激波及分离激波压缩后发生折转, 导致喷管上下壁面压力分布不均, 产生了推力矢量. 推力矢量角的大小与诱导激波位置强度及喷管主流参数, 自由流参数有关.

2.3 二次流喷射位置对矢量性能的影响

本文研究了 3 个不同二次流喷射位置下喷管的气动性能, 计算了喷管矢量角, 推力系数, 主流流量系数 C_{Dp} , 次流流量系数 C_{Ds} 和总流量系数 C_D . 在 $Ma_\infty = 0.3$, SPR 为 0.6 时的流体矢量性能如表 2 所示.

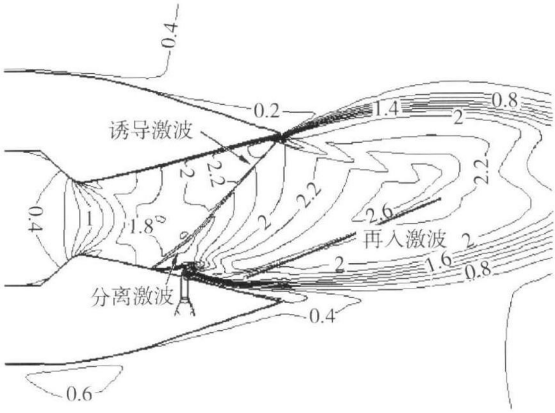


图 3 $NPR=7.2, SPR=0.6, Ma_\infty=0.3, x/x_1=0.516$ 时喷管流场结构图
Fig. 3 Configuration of the flowfield, $NPR=7.2, SPR=0.6, Ma_\infty=0.3, x/x_1=0.516$

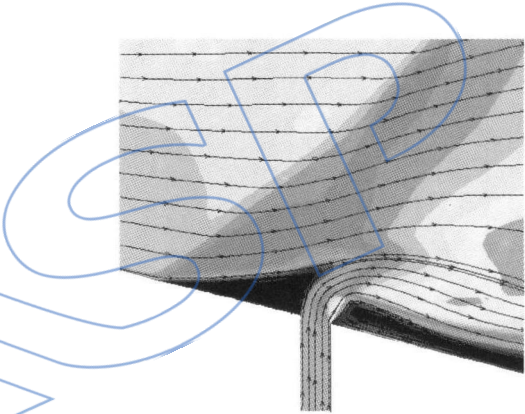


图 4 二次流喷射孔附近流线图
Fig. 4 Streamlines through the interaction region

计算结果表明, 二次流喷射位置对矢量角有显著影响. 在 $NPR=4.50$ 时, 随着喷射位置距喷管几何喉部距离的增加, 在下壁面由二次流产生的诱导激波位置后移, 强度增加, 使喷管上下壁面压力分布不均匀性增加(图 5). 但喷射位置接近喉部时($x/x_1=0.344$), 二次流诱导激波与上壁面相交产生的反射激波, 降低了压力分布不均匀性, 随着喷射位置的后移, 反射激波消失, 代之以分离激波(图 5(b), 图 6), 同样降低了压力分布不均匀性. 在 $x/x_1=0.516$ 时, 诱导激波后的压力升高抑制了上壁面的流动分离, 因此造成上壁面的分离激波位置比在 $x/x_1=0.688$ 时靠后(图 5). 同时, 在 $x/x_1=0.688$ 时上壁面产生的分离激波对喷管主流的影响增强(图 6). 这样, 在 $NPR=4.50$ 时, 随着喷射位置距喷管几何喉部距离的增加, 矢量角先增加后减小. 在 $NPR \geq 7.2$ 时, 随着喷射位置逐渐靠近喷管出口, 下壁面的压力分布不均与

表 2 二次流喷射位置对矢量性能的影响

Table 2 Nozzle performance with variable secondary injection port

NPR	x/x_1	$\delta_p/ (^{\circ})$	C_{I_g}	C_{D_p}	C_{D_s}	C_D
4.50	0.344	8.41	0.876 9	0.972 9	0.937 2	0.971 0
4.50	0.516	13.29	0.884 9	0.972 9	0.958 5	0.9721
4.50	0.688	8.33	0.866 7	0.972 8	0.959 9	0.972 2
7.20	0.344	1.11	0.923 6	0.973 0	0.938 8	0.971 2
7.20	0.516	7.58	0.915 4	0.973 0	0.962 2	0.972 4
7.20	0.688	9.26	0.917 3	0.973 0	0.961 3	0.972 4
13.89	0.344	-0.065 5	0.942 8	0.973 2	0.935 4	0.9712
13.89	0.516	4.93	0.928 7	0.973 1	0.964 1	0.972 7
13.89	0.688	5.35	0.930 4	0.973 1	0.963 1	0.972 6

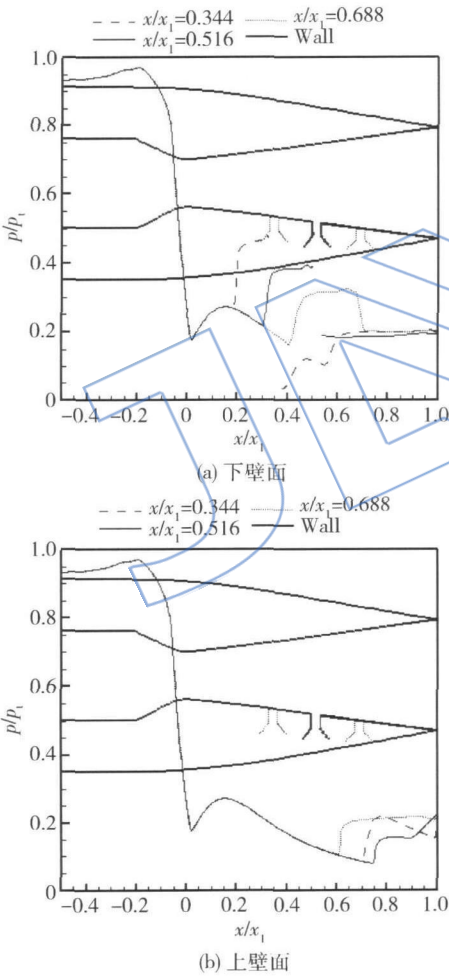


图 5 $Ma_{\infty} = 0.3, NPR = 4.5, SPR = 0.6$ 时壁面压力分布

Fig.5 Pressure distributions along the nozzle inner wall, $Ma_{\infty} = 0.3, NPR = 4.5, SPR = 0.6$

性增加,上壁面反射激波消失,并且分离激波的影响减弱甚至消失,最终使矢量角逐渐增大,如图 7

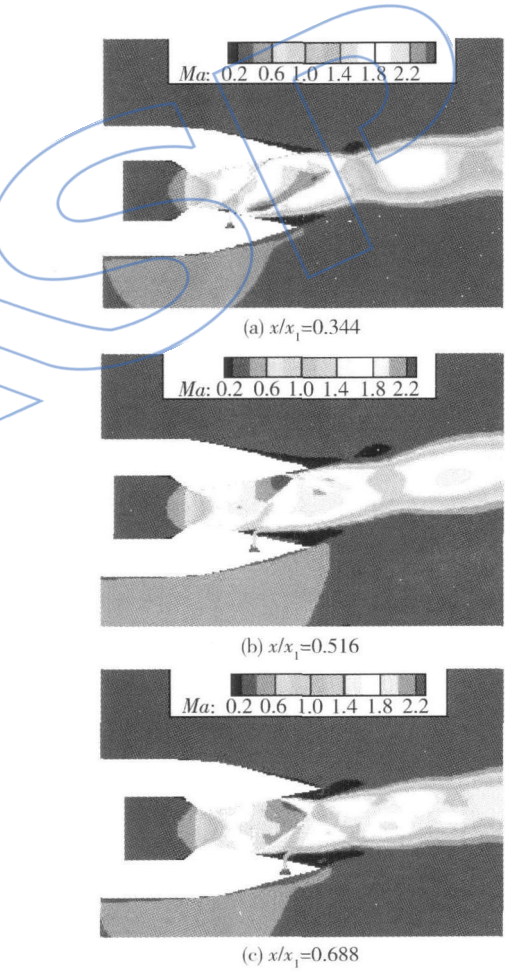


图 6 $Ma_{\infty} = 0.3, NPR = 4.5, SPR = 0.6$ 时的等 Ma 线云图

Fig.6 Mach counters, $Ma_{\infty} = 0.3, NPR = 4.5, SPR = 0.6$

和图 8 所示.

喷管推力损失主要是因为激波损失,二次流

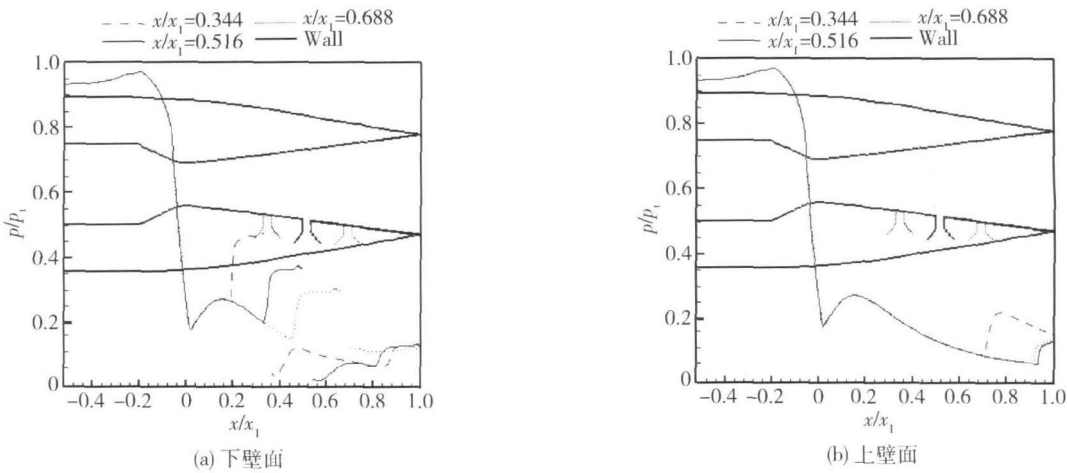


图 7 $Ma_\infty=0.3, NPR=7.2, SPR=0.6$ 时壁面压力分布

Fig. 7 Pressure distributions along the nozzle inner-wall, $Ma_\infty=0.3, NPR=7.2, SPR=0.6$

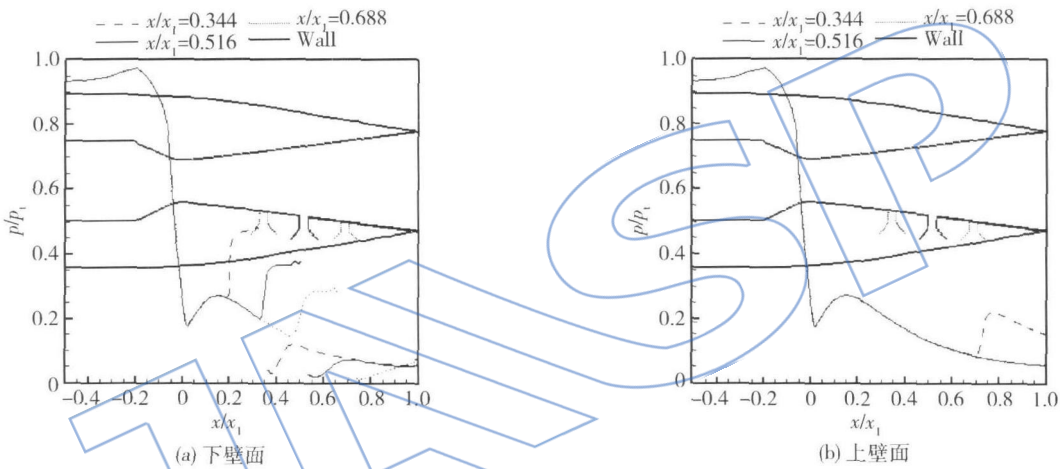


图 8 $Ma_\infty=0.3, NPR=13.89, SPR=0.6$ 时壁面压力分布

Fig. 8 Pressure distributions along the nozzle inner-wall, $Ma_\infty=0.3, NPR=13.89, SPR=0.6$

喷射位置越靠前, 诱导激波及分离激波波前 Ma 数越小, 激波强度越小, 所造成的推力损失越小。但同时, 在喷管过膨胀状态下诱导激波也抑制了上壁面处的流动分离, 而且二次流喷射位置越靠后, 诱导激波及分离激波对喷管主流的影响区域也越小, 这都会减小推力的损失。喷管推力系数不仅受到二次流喷射位置的影响, 还受到喷管主流及二次射流气动参数的影响。从表 2 可以看出, 在不同喷射位置, 推力系数变化较小; 而在相同喷射位置下, NPR 对推力系数影响较大, 二次流喷射位置并不是影响推力系数变化的主要因素。由于二次流的喷射并不能影响到主喷管喉部流场, 故主流流量系数保持不变。流场的计算结果表明, 在 $x/x_1=0.344$ 时二次流喉部气流没有达到声速, 故此时二次流流量系数较 $x/x_1=0.516, x/x_1=0.688$ 时变小。

3 结 论

本文基于 CFD 技术, 对激波控制的 2DCD 流体推力矢量喷管进行了数值模拟研究, 计算了自由流 Ma 数, 喷管落压比, 主次流总压比相同时不同二次流喷射位置的喷管矢量角及其它喷管性能参数, 结果表明:

- 1) 二次流喷射位置对推力矢量角有较大影响。 $NPR=4.5$ 时, 由于喷管在过膨胀状态下扩张段气流分离的影响, 随着二次流喷射位置与喷管喉部距离的增加, 矢量角先增加后减小; $NPR \geq 7.2$ 时, 二次流喷射位置越靠近喷管出口, 矢量角越大。
- 2) 喷管推力系数不仅受到二次流喷射位置的影响, 还受到喷管主流及二次流气动参数的影响。二次流喷射位置对推力系数的影响不明显, 喷管落

压比 NPR 是影响推力系数变化的主要因素.

参考文献:

[1] Waithe K A, Deere K A. Ex perimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring [R]. AIAA 2003-3802.

[2] 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.

[3] Martin A I. The aerodynamic variable nozzle[J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1957, 24(5): 357.

[4] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center[R]. AIAA 2003-3800.

[5] Deere K A. Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring[R]. AIAA 2000-3598.

[6] Hamed A, Laskowski G. A parametric study of slot injection thrust vectoring in a 2DCD nozzle[R]. AIAA 1997-3154.

[7] 王占学, 黄杰. 喷管/飞行器后体一体化数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2000, 18(4): 587-590.
WANG Zhanxue, HU ANG Jie. Numerical simulation of integration of nozzle/ vehicle afterbody [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2000, 18 (4): 587-590. (in Chinese)

[8] 汪维娜, 王占学, 乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21 (2): 280-284.
WANG Weina. WANG Zhanxue, QIAO Weiyang. Investigation of influence of single expansion ramp nozzle geometric parameters on the flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 280-284. (in Chinese)