

S弯收扩喷管流动特性数值研究^{*}

周莉, 孟钰博, 王占学

(西北工业大学 动力与能源学院 陕西省航空发动机内流动力学重点实验室, 陕西 西安 710129)

摘要: 为了研究S弯收扩喷管的流动机理, 数值模拟了不同喷管落压比(NPR)和S形收敛管道出口面积比(A_{72}/A_8)对S弯收扩喷管内流动的影响。结果表明: 当S弯收扩喷管处于高度过膨胀状态时, 随着 NPR 升高, 非对称分离逐渐转变为对称分离, λ 型激波转变为马赫盘结构, 气动性能下降, 推力矢量角减小; 随着 NPR 继续上升, 激波从喷管内移动到喷管出口边缘, 并逐渐转变为膨胀波, 气动性能上升, 推力矢量角减小至 0° 后保持不变。在完全遮挡高温部件的低可探测准则的约束下, 出口面积比 A_{72}/A_8 的变化主要对S弯收扩喷管收敛段的流动特性产生显著影响, 体现在S弯收扩喷管内的局部加速及二次流分布。S弯收扩喷管的气动性能随着 A_{72}/A_8 增大而提高, 但当 A_{72}/A_8 增大至1.8时, 第一弯管道出口上壁面发生流动分离, 气动性能显著下降。

关键词: S弯收扩喷管; 流动特性; 气动性能; 喷管落压比; 出口面积比

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 01-0103-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200271

Numerical Study on Flow Characteristics of Serpentine Convergent-Divergent Nozzle

ZHOU Li, MENG Yu-bo, WANG Zhan-xue

(Shaanxi Key Laboratory of Internal Aerodynamics in Aero-Engine, School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to investigate the flow mechanism of serpentine convergent-divergent nozzle, the numerical simulation on the flow characteristics of serpentine convergent-divergent nozzle with different nozzle pressure ratio (NPR) and exit area ratio of serpentine convergent duct (A_{72}/A_8) had been performed. The results show that with the increase of NPR in the highly over-expanded conditions of serpentine convergent-divergent nozzle, the unsymmetrical flow separation turned into symmetrical flow separation and the λ shock turned into Mach disk, which brought about the decrease of aerodynamic performance and vector angle. As NPR continued to rise, shock waves moved toward the nozzle outlet, and gradually transformed into an expansion wave. As a result, the aerodynamic performance increased, and the vector angle remained unchanged after decreasing to 0° . Under the low observable qualifications of totally shielding the high-temperature components, the change of A_{72}/A_8 notably impacted on the flow characteristic in the convergent duct, mainly reflecting in the local acceleration and secondary flow in the serpentine convergent duct. And the performance of the serpentine convergent-divergent nozzle increased with the increment of A_{72}/A_8 . While A_{72}/A_8 increased to 1.8, the flow separation occurred on the upper wall of the first serpentine duct, inducing the notable decrease of aerodynamic performance.

* 收稿日期: 2020-04-27; 修订日期: 2020-07-10。

基金项目: 国家自然科学基金 (51876176; 51906204); 民机专项科研项目。

通讯作者: 周莉, 博士, 教授, 博导, 研究领域为排气系统设计及流动控制技术。E-mail: zhouli@nwpu.edu.cn

引用格式: 周莉, 孟钰博, 王占学. S弯收扩喷管流动特性数值研究[J]. 推进技术, 2021, 42(1): 103-113. (ZHOU Li, MENG Yu-bo, WANG Zhan-xue. Numerical Study on Flow Characteristics of Serpentine Convergent-Divergent Nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(1): 103-113.)

Key words: Serpentine convergent-divergent nozzle; Flow characteristic; Aerodynamic performance; Nozzle pressure ratio; Exit area ratio

1 引言

发动机排气系统被认为是飞机上最强的红外辐射源和主要的雷达散射源。S弯喷管的弯曲构型能够有效遮挡发动机的高温部件,并且矩形喷口增强了喷流与外界大气的掺混,可显著降低排气系统的红外辐射强度,增强飞机的隐身能力,其已被广泛运用于隐身轰炸机和无人机中^[1-3]。此外,为了满足不同飞行状态下高推力的要求,排气系统通常是几何可调的。因此,S弯收敛扩喷管结构成为兼顾战机高隐身、宽速域要求的必然排气系统构型,开展其研究对下一代战机动用排气系统设计具有重要的指导意义。

近年来国内外的研究者们已经开展了一部分有关S弯喷管设计和流动特性的研究。孙啸林等^[4-6]提出了一种基于多参数耦合的变截面S弯喷管设计方法,并通过冷态试验和数值模拟方法研究了S弯收敛喷管设计参数对流动特性的影响,研究表明:双S弯收敛喷管的流动特性受设计参数的影响较大。杜力伟等^[7]通过数值模拟研究了非对称波瓣混合器对S弯喷管流动特性的影响。Rajkumar和Sekar等^[8-9]通过冷态试验研究了带后甲板和二次喷流的单S弯收敛喷管的流动特性。单勇等^[10]研究了设计参数对S弯喷管气动性能和红外辐射特性的影响。然而上述研究均是以S弯收敛喷管作为研究对象的。

在以S弯收敛扩喷管为对象的研究方面,美国空军在ADVENT计划中采用了S弯收敛扩喷管结构^[11]。Crowe等^[12-13]设计了一种由S形收敛段和二元扩张段构成的S弯收敛扩喷管,数值研究了该喷管的热斑特性。Coates等^[14]将S形管道与二元扩张管道结合,研究了上游S形管道的曲率对尾喷流的影响,研究表明:上游曲率增加能够使尾流长度缩短,但是也会导致上游管道的损失增大。高翔等^[15]研究了双S弯收敛扩喷管出口形状对红外辐射特性的影响。王占学等^[16]研究了针对超紧凑双S弯收敛扩喷管内流动分离现象的流动控制方法。综上所述,国内外已经开始关注了S弯收敛扩喷管,对其热斑和红外辐射特性开展了部分研究,但是关于S弯收敛扩喷管流动特性的研究较少,而且S弯收敛扩喷管的构型基本上由简单的S形收敛管道加上二元扩张管道构成,型面构型中未涉及到如何对高温部件进行有效遮挡以提高其红外隐

身能力。

因此,本文在满足完全遮挡高温部件的低可探测准则的条件下,提出一种由圆管道、S形收敛管道和二元收敛扩管道组成的S弯收敛扩喷管结构,数值模拟不同喷管落压比(NPR)和S形收敛管道出口面积比(A_{72}/A_8)下S弯收敛扩喷管的流动特性,研究S弯收敛扩喷管内部的流动机理,获得 NPR 和 A_{72}/A_8 对S弯收敛扩喷管气动性能和流动特性的影响规律,以期为S弯收敛扩喷管的设计提供基础。

2 研究方法

2.1 几何模型

S弯收敛扩喷管由圆管道、S形收敛管道和二元收敛扩管道组成,如图1所示,其中S弯收敛管道基于多参数耦合的变截面管道设计方法设计^[4],包括第一弯管道和第二弯管道。从图1可以看出S弯收敛管道由一条中心线和沿该中心线分布的一系列截面构成。基于Lee曲线方程构造中心线^[17],截面由圆形入口截面收缩到矩形出口截面。二元收敛扩管道入口与S弯收敛管道出口连接,并且二元收敛扩管道各截面宽度相同,即只在纵向进行收敛和扩张。二元收敛扩管道由左右侧壁面和对称的上下壁面构成,左右侧壁面均为平面,上壁面由一条型线沿侧壁面法向拉伸形成,型线由两条直线和一段圆弧构成,两条直线与喷管法向的夹角分别为收敛角和扩张角,并且圆弧与两条直线在连接处保证斜率连续。

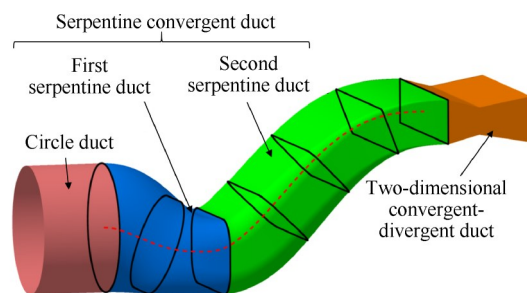


Fig. 1 Geometric model of serpentine convergent-divergent nozzle

S弯收敛扩喷管的几何参数如图2所示。喷管入口面积 A_7 由喷管入口直径 D 计算,而喷管入口直径 D 由发动机直径确定。喷管喉道面积 A_8 和喷管出口面积 A_9 由发动机热力学参数确定。根据S弯收敛扩喷管的结构特点,从图2可以看出,S弯收敛扩喷管涉及13个

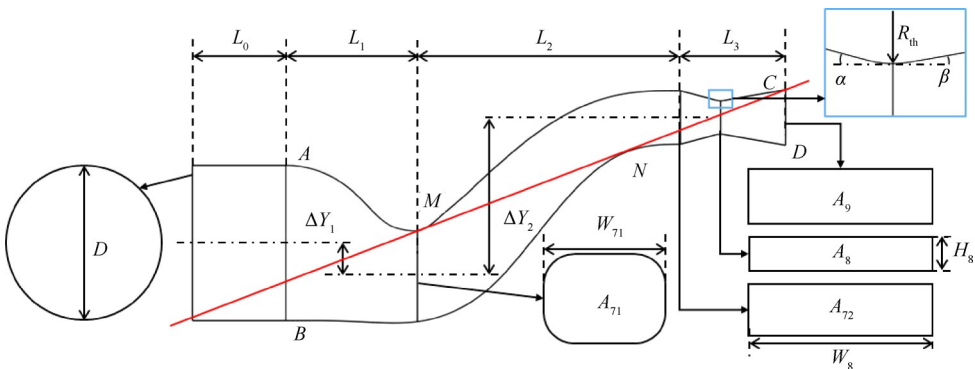


Fig. 2 Geometrical parameters of serpentine convergent-divergent nozzle

主要设计参数,包括:圆管道轴向长度 L_0 ,第一弯管道的轴向长度 L_1 ,偏距 ΔY_1 ,出口面积 A_{71} 和出口宽度 W_{71} ,第二弯管道的轴向长度 L_2 ,偏距 ΔY_2 ,出口面积 A_{72} ,二元收扩管道的轴向长度 L_3 ,收敛角 α ,扩张角 β ,倒角半径 R_{th} ,喷管喉道宽高比 W_8/H_8 。为了满足收敛角和扩张角与喉道倒圆角相切的几何条件,这些几何参数应满足如下方程

$$L_3 = \frac{H_{72} - H_8 - 2R_{th}}{2 \tan \alpha} + \frac{R_{th}}{\sin \alpha} + \frac{H_9 - H_8 - 2R_{th}}{2 \tan \beta} + \frac{R_{th}}{\sin \beta} \quad (1)$$

方程中 $H_i(i=72,8,9)$ 分别表示第二弯出口、喷管喉道和喷管出口的高度。由于二元收扩管道是等宽度的,第二弯出口、喷管喉道和喷管出口的宽度可以通过面积与喉道宽高比计算得到,计算公式如下

$$W_i = \frac{A_i}{\sqrt{A_8 \times (W_8/H_8)}} \quad (2)$$

图 2 中还给出了 S 弯收扩喷管的完全遮挡高温部件原则,即喷管上纵线和下纵线的公切线 MN 经过喷管出口上点 C ,在此条件下,通过在喷管 S 弯 (M, N 两点)处的遮挡,从喷管出口下游的所有方向均无法直接探测到为喷管 AB 面之前的高温部件。为了满足这个遮挡高温部件的原则,第二弯管道的偏距 ΔY_2 受到其他参数的约束。S 弯收扩喷管设计参数如表 1 所示,设计落压比为 7.5,表中 L 为 S 形收敛管道和二元收扩管道的轴向长度之和, R_t 为喷管喉道等效半径。

2.2 数值模拟方法

采用 ANSYS FLUENT 商用软件对 S 弯收扩喷管内的流场进行数值模拟,基于密度耦合的求解器求解三维定常可压缩的雷诺平均 Navier-Stokes 方程,湍流模型选取 SST $k-\omega$ 湍流模型,空间离散采用二阶迎风格式,工质为理想气体。

S 弯收扩喷管的结构化网格和计算边界条件如

Table 1 Nozzle design parameters

Parameters	L/D	A_8/A_7	A_9/A_8	L_0/D
Value	3.211	0.413	1.665	0.6
Parameters	L_1/L_2	A_{71}/A_7	$\Delta Y_1/D$	W_{71}/D
Value	0.5	0.85	0.214	1.2
Parameters	A_{72}/A_8	$\Delta Y_2/D$	L_3/D	W_8/H_8
Value	1.6	1.034	0.659	7
Parameters	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	R_{th}/R_t	
Value	15	10	0.3	

图 3 所示。喷管壁面附近的网格局部加密,第一层网格高度使 $y^+ < 1$,满足 SST $k-\omega$ 湍流模型的计算要求。喷管入口采用压力入口边界,入口总压 p_{in}^* 根据喷管落压比确定,由于单通道喷管进口总温的改变对其流场影响非常小,因此本研究采用冷态条件,入口总温 $T_{in}^* = 300K$ 。远场入口边界和远场边界采用压力远场边界,远场马赫数 $Ma_\infty = 0.05$,远场静压 $p_0 = 0.1MPa$,远场静温 $T_0 = 300K$ 。远场出口采用压力出口边界,背压 $p_b = 0.1MPa$ 。喷管壁面采用无渗透、无滑移和绝热的壁面边界条件,以保证壁面上质量、动量和能量的法向通量为零。

使用 872090, 1644524 和 3656910 三种不同数量的网格进行了网格无关性验证,当网格数量达到 164 万之后,喷管壁面静压随网格量变化不超过 1%,因此

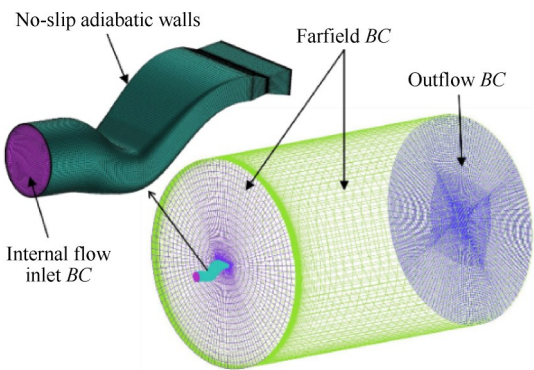


Fig. 3 Computational grids and boundary conditions

选取 164 万的网格数进行 S 弯收扩喷管的数值模拟。

采用参考文献[5]中的实验数据验证了本文采用的湍流模型和计算方法的可行性。图 4 给出了实验结果和数值模拟结果壁面静压分布、流量和轴向推力的对比,可以看出数值模拟结果与实验结果吻合较好,实验结果和数值模拟结果的相对误差最大值不超过 5%。由此可见,本文所采用的数值模拟方法可以准确模拟 S 弯收扩喷管的流动特征。

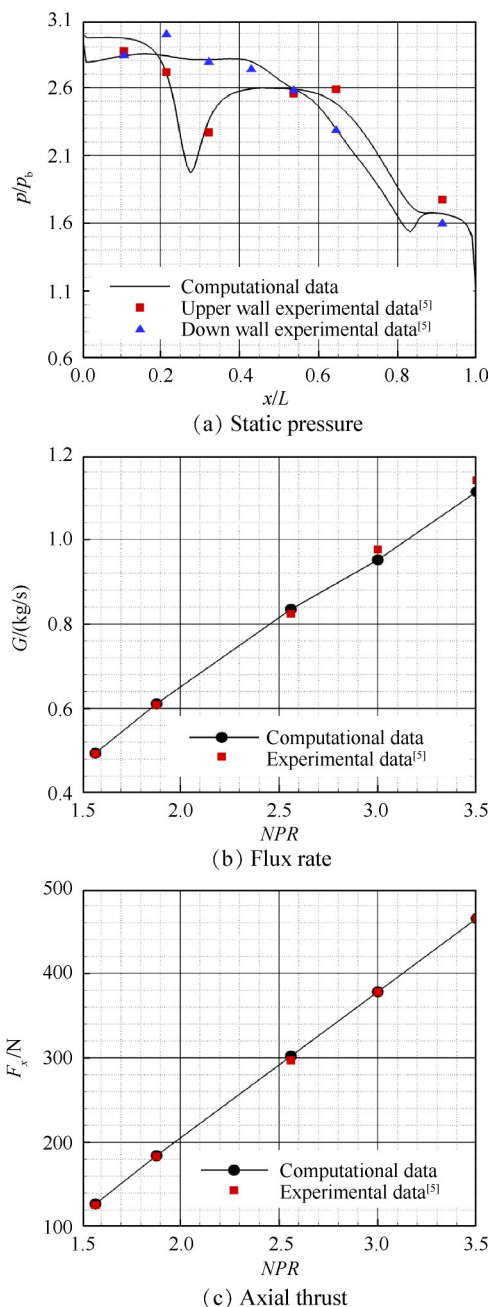


Fig. 4 Comparisons of experimental data and computation

2.3 性能参数定义

本文使用了四个喷管性能参数用于评估 S 弯收扩喷管的气动性能,包括总压恢复系数 σ_e , 流量系数

C_D , 轴向推力系数 $C_{F_{gx}}$, 推力矢量角 γ_e 。总压恢复系数定义为喷管出口总压 p_e^* 与喷管进口总压 p_{in}^* 的比值。流量系数定义为喷管实际流量 m_a 与喷管理想流量 m_i 的比值,理想流量计算公式如下^[18]

$$m_i = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{p_{in}^*}{T_{in}^*} A_8} \quad (3)$$

式中 k 对于空气取值为 1.4, R 对于空气取值为 287.06, T_{in}^* 为喷管进口总温。

推力矢量角定义如下

$$\gamma_e = \arctan \frac{F_y}{F_x} \quad (4)$$

式中 F_x 和 F_y 分别表示喷管轴向推力(喷管推力在 x 方向上的分量)和喷管法向推力(喷管推力在 y 方向上的分量),相应的计算公式如下^[19]

$$F_x = \int_{A_0} (\rho V_x V_x + (p - p_b)) dA \quad (5)$$

$$F_y = \int_{A_0} (\rho V_x V_y) dA \quad (6)$$

式中 ρ , V_x , p , p_b 分别为密度、轴向速度、静压和环境压力。

轴向推力系数定义为轴向推力 F_x 与理想等熵推力 F_i 的比值,理想等熵推力 F_i 的计算公式如下

$$F_i = m_a \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_{in}^* \left[1 - \left(\frac{p_b}{p_{in}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (7)$$

3 结果与讨论

3.1 喷管落压比的影响

众所周知,喷管落压比(NPR)是收扩喷管的关键气动参数。在不同的 NPR 下,收扩喷管的流动特性有明显的差异。因此,本文在八个不同的 NPR 下,研究了 S 弯收扩喷管的流动特性和气动性能,分别为 $NPR=1.5, 1.8, 2.0, 2.4, 3.0, 4.5, 7.5, 10.5$ 。

图 5 给出了不同 NPR 下的性能参数对比。随着 NPR 上升,总压恢复系数先下降后升高在 2.4 时总压恢复系数最小。随着 NPR 上升,流量系数整体升高。随着 NPR 上升,推力矢量角先减小后不变;当 $NPR=1.5$ 时,推力矢量角最大为 9.37° ,当 $NPR \geq 2.4$ 时,推力矢量角保持 0° 不变。在 NPR 从 1.5 上升到 7.5 时,轴向推力系数先下降后升高,当 $NPR=1.8$ 时轴向推力系数最小;当 NPR 从 7.5 继续上升到 10.5 时,轴向推力系数减小。

为了分析不同 NPR 下 S 弯收扩喷管气动性能参

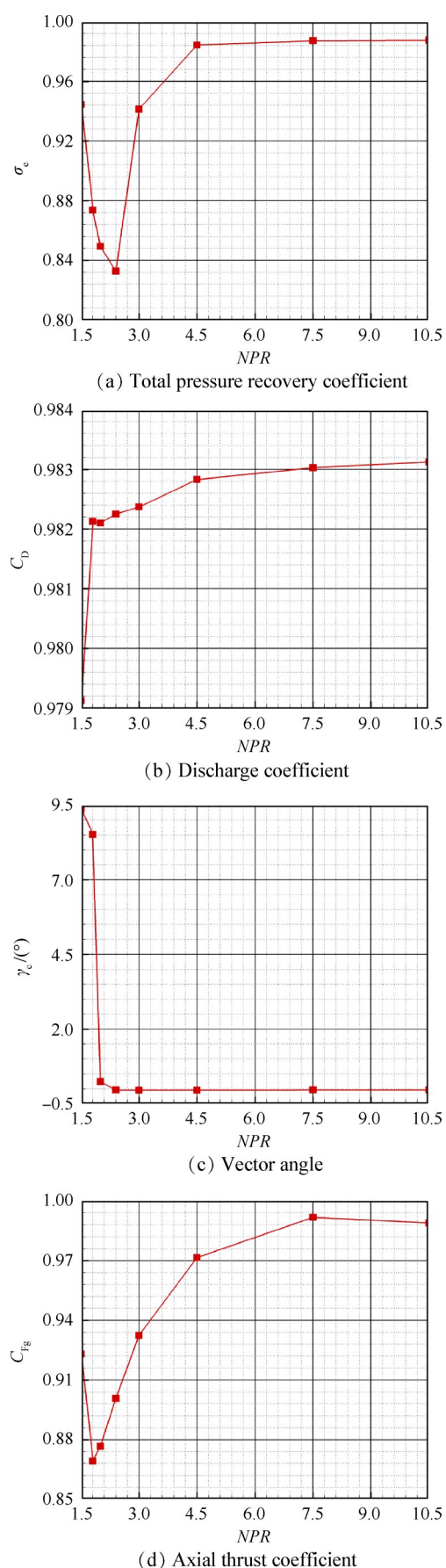


Fig. 5 Comparisons of the performance parameters at different NPRs

数变化的原因,图6给出了不同NPR下的喷管对称面马赫数分布和二元收扩管道的局部放大图,并通过流线标注出高度过膨胀状态下的流动分离。当气流流过S形收敛管道时,流线发生弯曲,即沿流线运动的气体作曲线运动,这就需要外力提供指向运动曲率中心的向心力。在气流流过S形收敛管道时,这股外力仅由压差力提供,即弯道外侧压力大于弯道内侧压力,压差力方向指向弯道内侧。从图6中可以明显观察到弯道内侧速度均大于弯道外侧。因此,S弯收扩喷管内的马赫数分布不均匀,在第一弯管道出口处的上壁面和第二弯管道出口处的下壁面均存在局部的流动加速区。S形收敛管道出口的气流在二元收扩管道壁面约束下,向管内侧偏转,由于偏转的曲率中心位于管内侧,壁面附近的压力需要大于核心流的压力以提供偏转的向心力,因此在上/下壁面的拐点形成了局部的减速高压区。此外,可以注意到在不同NPR下,S形收敛管道内的流动特征是相似的,流场的主要变化发生在二元收扩管道中。

当NPR=1.5,1.8,2.0,2.4,3.0时,喷管处于高度过膨胀状态。当NPR=1.5时,通过喷管喉道的气流仅在

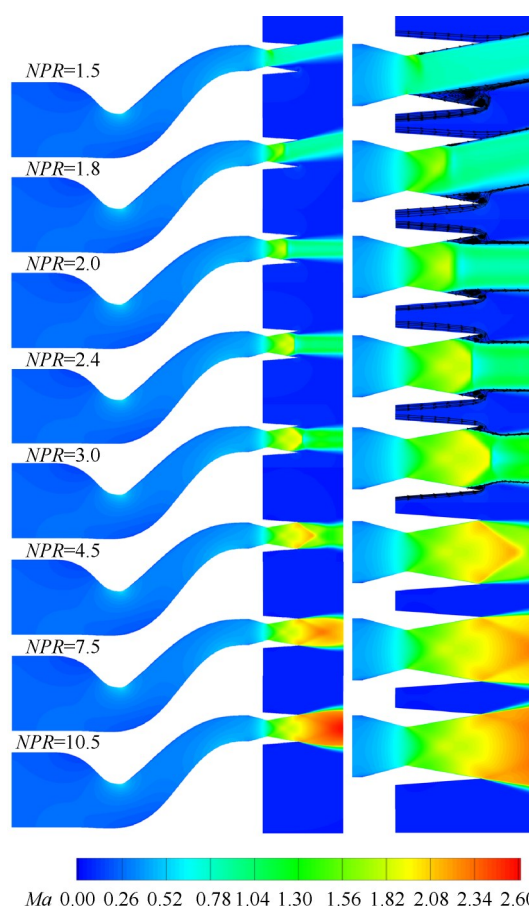


Fig. 6 Effects of NPR on Mach number distribution on the symmetry plane

喉道壁面附近加速至超声速,而核心流仍处于亚声速状态,因此 $NPR=1.5$ 对应的流量系数在所有状态中最低。此外,由于S形收敛管道内的流动不均匀,通过喷管喉道的气流具有向上的速度分量,扩张段内发生明显的非对称分离现象,即上/下壁面的分离涡结构不对称。上壁面在喉道倒圆角与扩张角连接处形成了强度较弱的斜激波,在斜激波后形成较小的闭式分离区,而下壁面在喉道后形成较大的开式分离区。喷管内的斜激波和流动分离均会导致较大的流动损失,因此总压恢复系数和轴向推力系数较低,并且推力矢量角在所有状态中最大且为 $+9.37^\circ$ 。

当 NPR 上升到1.8时,由于喷管喉道核心流流动达到声速,流量系数相比 $NPR=1.5$ 时大幅上升。此外,非对称分离现象仍然存在,但是随着 NPR 上升,喷管过膨胀状态改善,上壁面的闭式分离区和下壁面的开式分离区均向喷管出口移动,闭式分离区增大,而开式分离区减小,非对称分离逐渐向对称分离转变,因此推力矢量角随着 NPR 上升而减小。上壁面与下壁面的首道激波发生马赫反射,形成 λ 型激波结构^[20],由于气流经过激波后总压下降,流动损失增大,因此总压恢复系数和轴向推力系数降低,并且轴向推力系数达到所有状态中的最低值。

随着 NPR 进一步上升,上壁面的闭式分离区逐渐变化为开式分离区,激波和分离涡均向喷管下游移动。当 $NPR=2.0$ 时,上、下壁面的开式分离区大小十分接近,非对称分离变化为接近对称分离的结构,推力矢量角大幅减小至 0.24° ,并且 λ 型激波结构变化为马赫盘结构,总压恢复系数进一步降低达到所有状态中的最低值,但是由于推力矢量角减小,推力的法向分量减小,轴向推力系数有所上升。由于 $NPR \geq 1.8$ 后,喷管喉道核心流流动均达到声速,因此流量系数变化只与喷管喉道前S形收敛管道的流动损失相关。图7给出了不同 NPR 下喷管喉道总压与喷管入口总压的比值,可以看出随着 NPR 上升,喷管喉道前的流动损失一直下降,因此流量系数在 $NPR \geq 1.8$ 后整体上升。

随着 NPR 继续上升,激波盘结构进一步向下游移动。当 $NPR=2.4$ 时,激波移动到接近喷管出口的位置,由于激波前马赫数进一步增加,总压损失增大,因此总压恢复系数进一步下降;并且非对称分离完全转变为对称分离,推力矢量角减小到 0° 。当 NPR 增加到3.0时,激波结构从管内移动到喷管出口外,管内的激波损失减小,因此总压恢复系数大幅上升,推力矢量角仍为 0° 。此外,随着 NPR 接近完全膨胀

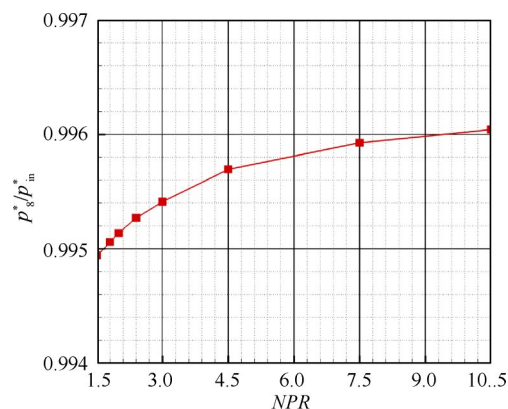


Fig. 7 Effects of NPR on the ratio of the total pressure at nozzle throat to the total pressure at nozzle inlet

状态,过膨胀状态减弱,轴向推力系数上升。

当 $NPR=4.5$ 时,喷管处于过膨胀状态,由于喷管出口压力小于背压,喷管出口形成两道斜激波使出口压力与背压匹配,并且由于喷管内不存在激波和流动分离,管内的流动损失大幅减小,总压恢复系数、轴向推力系数和流量系数均明显上升,推力矢量角仍为 0° 。当 $NPR=7.5$ 时,喷管出口仅存在微弱的斜激波,接近完全膨胀状态,推力矢量角仍为 0° ,总压恢复系数、轴向推力系数和流量系数继续上升,并且由于压力能基本完全转化为动能,轴向推力系数是所有状态中最大的。当 NPR 增加至10.5时,喷管处于欠膨胀状态,由于喷管出口压力大于外界背压,喷管出口形成两道膨胀波使气流在喷管外继续膨胀,推力矢量角仍为 0° ,总压恢复系数和流量系数继续上升;但是由于压力能不能完全转化为动能,推力损失增大,轴向推力系数减小。

3.2 S形收敛管道出口面积的影响

文献[5-6]中研究了双S弯收敛喷管的几何参数影响规律,发现几何设计参数对喷管的流动特性和气动性能会产生至关重要的影响。S弯收扩喷管的S形收敛管道的结构与双S弯收敛喷管类似,所以这些参数的影响规律也类似;而S形收敛管道出口是连接S形收敛管道与二元收扩管道的关键截面,S形收敛管道出口面积比 A_{72}/A_8 可能是影响喷管性能的关键几何参数。因此,本节重点研究 A_{72}/A_8 对流动特性和气动性能的影响规律,为S弯收扩喷管的设计提供设计依据。

四种不同 A_{72}/A_8 的喷管几何模型如图8所示,并且在表2中给出了不同 A_{72}/A_8 下对应的第一弯管道偏距 $\Delta Y_2/D$ 和二元收扩管道长度 L_3/D , $\Delta Y_2/D$ 根据图2中描述的完全遮挡准则确定,而 L_3/D 根据公式(1)计算

得到,其余的几何设计参数与表 2 中相同。在完全遮挡高温部件的低可探测准则的约束下,由图 2 可以看出 $\Delta Y_2/D$ 会随着第二弯管道的轴向长度 L_2 和出口高度 H_{71} 的减小而减小。由于随着 A_{72}/A_8 增大, L_2 减小, H_{71} 增大,因此 L_3/D 一直增大,而 $\Delta Y_2/D$ 先减小后增大,当 $A_{72}/A_8=1.6$ 时, $\Delta Y_2/D$ 最小。此外,由于流体在 S 形弯管中的运动主要与曲率半径相关,因此表 2 中给出了图 8 中所示的第一弯管道出口中心线曲率半径 R_1/D 和第二弯管道出口中心线半径 R_2/D 。可以看出, R_1/D 和 R_2/D 主要与第二弯管道的轴向长度 L_2 和偏距 ΔY_2 有关, R_1/D 和 R_2/D 会随着 L_2 的增大而增大,而随着 ΔY_2 增大而减小。因而在完全遮挡高温部件准则的约束下, $L_2/\Delta Y_2$ 随着 A_{72}/A_8 的增大而减小, R_1/D 和 R_2/D 随着 A_{72}/A_8 的增大一直减小。

Table 2 Nozzle design parameters for investigation on effects of A_{72}/A_8

A_{72}/A_8	1.2	1.4	1.6	1.8
$\Delta Y_2/D$	1.058	1.052	1.034	1.040
L_3/D	0.499	0.579	0.659	0.740
$L_2/\Delta Y_2$	0.854	0.834	0.822	0.792
R_1/D	0.372	0.353	0.338	0.318
R_2/D	0.962	0.913	0.876	0.825

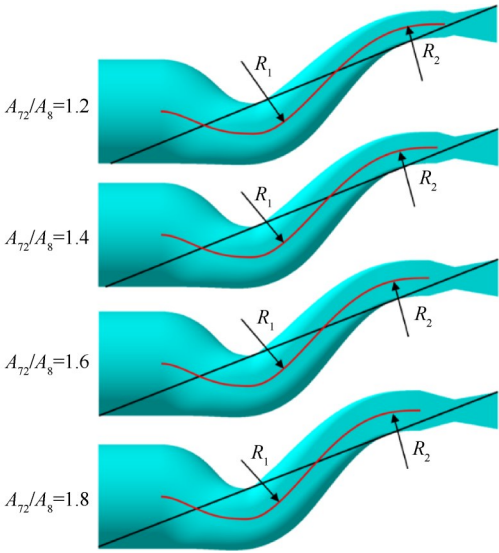
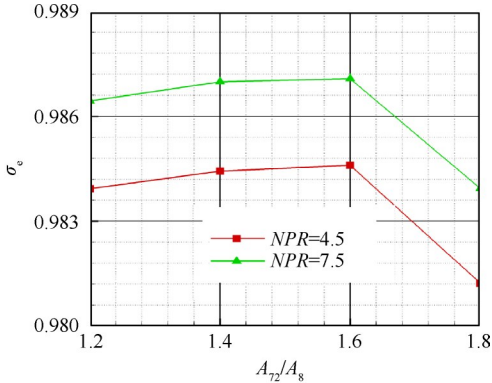


Fig. 8 Geometric model with different A_{72}/A_8

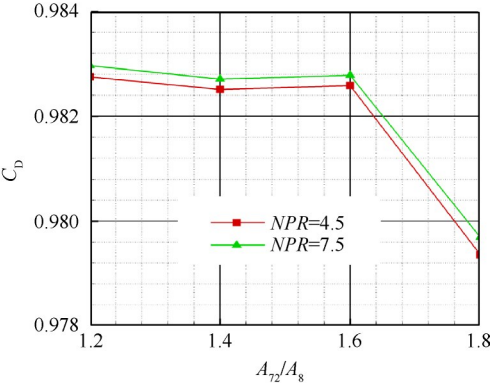
图 9 给出了过膨胀状态 ($NPR=4.5$) 和完全膨胀状态 ($NPR=7.5$) 下不同 A_{72}/A_8 的喷管性能参数对比,可以看出两个不同状态下, A_{72}/A_8 对性能参数的影响规律相同。总压恢复系数和轴向推力系数均随着 A_{72}/A_8 的增大而先增大后减小,当 $A_{72}/A_8=1.6$ 时总压恢复系数和轴向推力系数最大。当 A_{72}/A_8 从 1.2 增大到 1.6

时,流量系数基本不变;而当 A_{72}/A_8 继续增大时,流量系数减小。

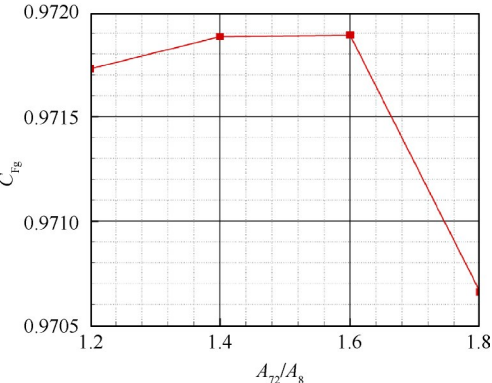
图 10 给出了 $NPR=7.5$ 时不同 A_{72}/A_8 的喷管对称



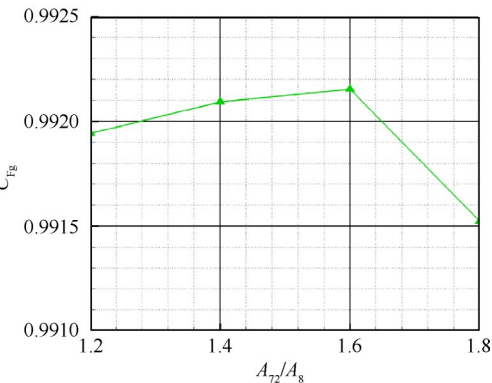
(a) Total pressure recovery coefficient



(b) Discharge coefficient



(c) Axial thrust coefficient at $NPR=4.5$



(d) Axial thrust coefficient at $NPR=7.5$

Fig. 9 Comparisons of the performance parameters with different A_{72}/A_8

面马赫数分布对比和二元收扩管道的局部放大图。从图 10 中可以观察到,随着 A_{72}/A_8 增大,第二弯管道的出口面积增大,因此第二弯管道内的加速减弱,气流的摩擦损失减小;当 A_{72}/A_8 增大至 1.8 时, R_1/D 最小,第一弯管道出口上壁面发生流动分离,流动损失大幅度增大,气动性能下降。在气流通过弯道时向心力的作用下,从图 10 中可以观察到 S 形收敛管道内的马赫数分布不均匀,尤其在第一弯管道出口上壁面和第二弯管道出口下壁面存在局部的流动加速区,而且由于 R_1/D 小于 R_2/D ,第一弯管道出口上壁面的流动加速区比第二弯管道出口下壁面的流动加速区更加明显。此外 S 形收敛管道出口的气流在二元收扩管道壁面约束下向管内侧偏转,由于气流拐点处的壁面曲率理论上无穷大,并且曲率中心位于管内侧,因此在上下壁面的拐点形成了局部减速区。经过 S 形收敛管道的不均匀流动进入上下对称的二元收扩管道中,受到整流作用,流动不均匀性下降, A_{72}/A_8 在 1.2~1.6 二元收扩管道内的马赫数分布基本上下对称,并且 A_{72}/A_8 变化对二元收扩管道流场的影响较小。

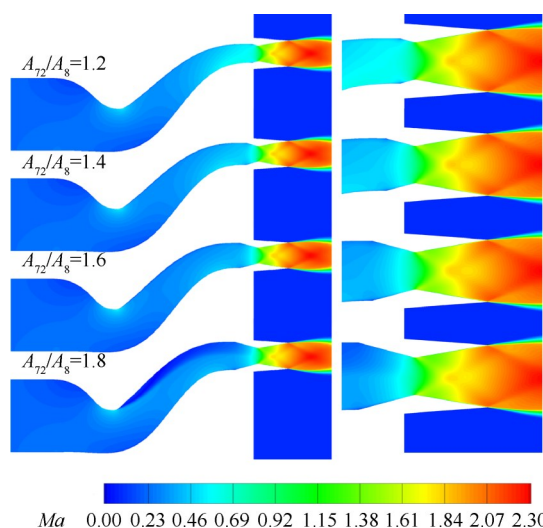


Fig. 10 Effects of A_{72}/A_8 on the Mach number distribution on the symmetry plane at $NPR=7.5$

当 A_{72}/A_8 增大至 1.8 时,第一弯管道出口上壁面发生流动分离,分离涡后的流动速度大幅下降,并且减速影响一直延续到二元收扩管道入口,因此从图 10 中可以观察到当 $A_{72}/A_8=1.8$ 时,二元收扩管道的收敛段内的下侧流速大于上侧流速,但在二元收扩管道的整流作用下,扩张段的流场均匀分布,并且与其他的 A_{72}/A_8 相比基本相同。

为了更加详细地分析流动加速区和局部减速区

的变化,图 11 给出了 $NPR=7.5$ 时不同 A_{72}/A_8 的壁面静压分布对比。可以看出,与图 10 相同,在完全遮挡高温部件的低可探测准则约束下, A_{72}/A_8 的变化主要引起 S 弯收扩喷管的收敛管道几何参数的改变, A_{72}/A_8 对 S 形收敛管道的壁面静压分布的影响较大,而对圆管道和二元收扩管道扩张段的壁面静压分布的影响较小。与图 10 中观察到的局部加速区和碰撞减速区对应,在图 11 中也可以观察到局部低压区和碰撞增压区,局部低压区位于第一弯管道出口上壁面和第二弯管道出口下壁面,碰撞增压区位于第二弯管道出口。

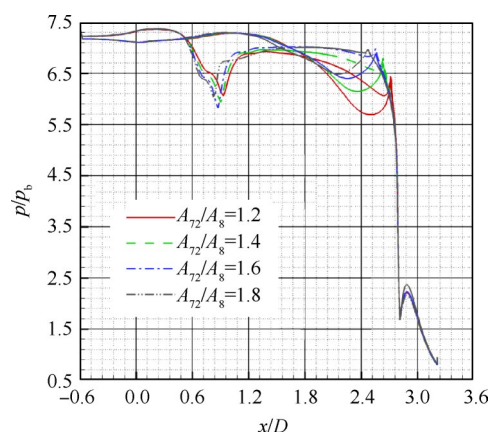


Fig. 11 Effects of A_{72}/A_8 on the wall pressure distribution at $NPR=7.5$

由于 S 形收敛管道轴向长度随着 A_{72}/A_8 增大而减小, S 形收敛管道出口局部增压区和下壁面局部低压区的位置均向喷管入口移动,第一弯管道出口上壁面的局部低压区也随之向喷管入口移动。由于 R_1/D 随 A_{72}/A_8 的增大而减小,气流转弯所需要压差力增大,第一弯管道出口上壁面的局部低压区的峰值下降,局部加速损失增大。对于第二弯管道出口下壁面的局部低压区而言,尽管 R_2/D 也随 A_{72}/A_8 的增大而减小,但是由于 A_{72}/A_8 的增大引起的第二弯管道内的加速减弱,因此第二弯管道出口下壁面的局部低压区的峰值上升,局部加速损失减小。

随 A_{72}/A_8 的增大,第一弯管道出口上壁面的局部低压区的峰值下降,相应的逆压梯度逐渐增大,当 A_{72}/A_8 增大至 1.8 时,逆压梯度过大造成第一弯管道出口上壁面发生流动分离,流动损失增大。此外,由于第二弯管道出口速度随着 A_{72}/A_8 增大而减小, S 形收敛管道出口气流与壁面发生的碰撞偏转减弱,从图 11 中可以观察到 S 形收敛管道出口的局部高压区范围缩小,相应的碰撞损失减弱。

为了明确S弯收扩喷管内损失变化的原因,图12给出了 $NPR=7.5$ 时不同 A_{72}/A_8 的S弯收扩喷管沿程流通截面上 x 方向的涡量对比,图中截面A为S形收敛管道入口截面,截面B为第一弯管道出口截面,截面C和D为第二弯管道中间截面,截面E为第二弯管道出口截面,截面F为喷管喉道截面,截面G为喷管出口截面。

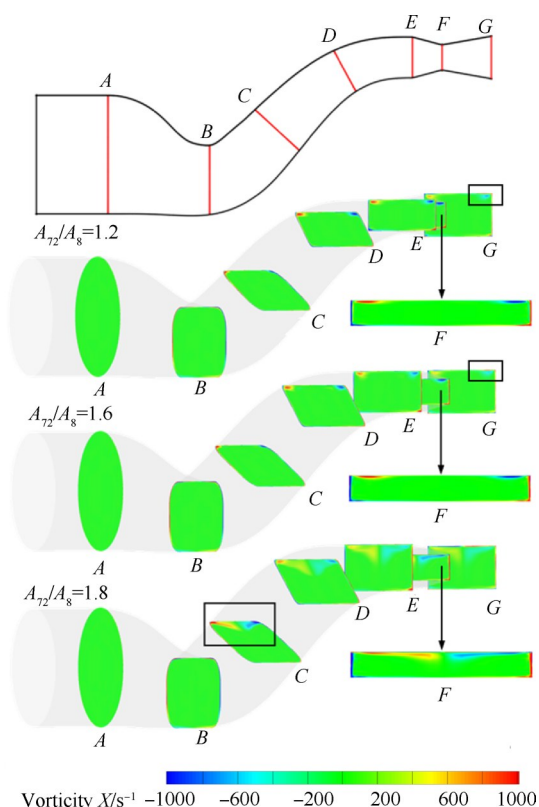


Fig. 12 Effects of A_{72}/A_8 on the vorticity X distribution on the cross-sections at $NPR=7.5$

从图12中可以看出,涡量较大的区域主要在边界层内产生。在边界层之外的近壁面区,由于S形收敛管道的截面由圆形逐渐转变为矩形,在截面C到截面E的上、下壁面角区处均产生两个方向相反的涡量分布,但是由于截面A到截面B的形状变化较小,在截面B上观察不到明显的涡量分布。由于弯道内侧加速更快,根据涡量输运方程^[21]可知,沿涡线的气流速度梯度引起涡线的伸缩,更大的速度梯度导致更强的涡管拉伸,从而使得涡管收缩得更为厉害,涡管收缩,涡量增大,因此从截面B到截面C上壁面涡量的增大幅度大于下壁面,而从截面D到截面E下壁面涡量的增大幅度大于上壁面。从表2可知 R_1/D 均小于 R_2/D ,即第一弯出口弯曲程度均大于第二弯出口弯曲程度,因此从截面B到截面E上壁面总的涡量增大

幅度大于下壁面,在截面E上上壁面涡量强度明显大于下壁面涡量强度。在二元收扩管道的收敛段中,由于流道收敛,涡管收缩,从截面E到截面F的涡量增大;而在二元收扩管道的扩张段中,由于流道扩张,涡管扩张,从截面F到截面G的涡量减小。

随着 A_{72}/A_8 从1.2增大到1.6,从截面B到截面E的加速程度整体减弱,截面C到截面E的涡量均减小,相应的二次流损失减少;由于截面E的涡量减小,经过二元收扩管道后,截面F和截面G的涡量也随着 A_{72}/A_8 增大而减小,在喷管出口截面上的变化较为明显。当 A_{72}/A_8 进一步增大到1.8时,由于第一弯管道出口上壁面发生流动分离,截面C上的上壁面涡量增大,下壁面涡量不变,原本只位于上壁面角区的涡量分布向喷管对称中心扩张;从截面C到截面E,由于弯道曲率中心位于喷管下方,上壁面涡量减小;经过二元收扩管道后,截面G上的涡量相比其他 A_{72}/A_8 时明显增大,并且上壁面角涡范围扩张至喷管对称面,喷管内的二次流损失大幅上升。

综上所述,由于S形收敛管道内的流动加速程度整体随着 A_{72}/A_8 增大而减弱,喷管内的摩擦损失和二次流损失减小。S形收敛管道出口速度随着 A_{72}/A_8 增大而下降,因此S形收敛管道出口气流与二元收扩管道壁面之间由于碰撞产生的碰撞损失减小。此外,由于第一弯管道出口上壁面的局部加速随着 A_{72}/A_8 增大而增强,第一弯管道出口上壁面的局部加速损失增大;而第二弯管道出口下壁面局部加速随着 A_{72}/A_8 增大而减小,第二弯管道出口下壁面的局部加速损失减小;并且 A_{72}/A_8 变化对圆管道和二元收扩管道的流场影响非常小,S弯收扩喷管内的流动损失变化主要与S形收敛管道内的流动损失有关。因此,当 A_{72}/A_8 从1.2增大至1.6时,喷管内的流动损失减小,推力增大,总压恢复系数和推力系数升高。

根据喷管流量计算公式^[18],流量系数与总压和流量函数 $q(\lambda)$ 呈正相关性,图13中给出了不同 A_{72}/A_8 的 $q(\lambda)$ 对比,可以看出 $q(\lambda)$ 随 A_{72}/A_8 的增大而先减小后增大。因此,当 A_{72}/A_8 从1.2增大至1.6时,由于总压恢复系数上升而 $q(\lambda)$ 下降,流量系数基本不变。然而,当 A_{72}/A_8 继续增大至1.8,由于第一弯管道出口上壁面发生流动分离,流动损失增大,气动性能参数均下降。因此,在完全遮挡高温部件的前提下, A_{72}/A_8 取值为1.6可以使S弯收扩喷管在第二弯管道偏距最小的同时,气动性能达到最佳。

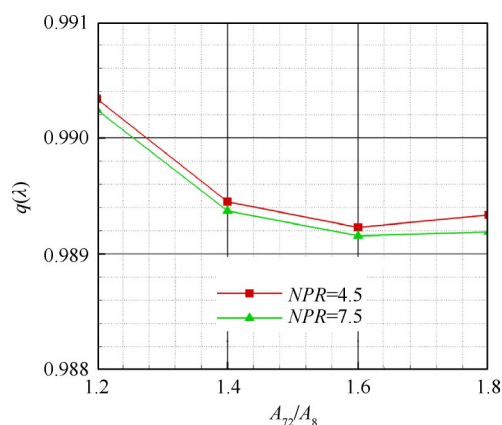


Fig. 13 Comparisons of flow function at throat with different A_{72}/A_8

4 结论

本文在不同喷管落压比(NPR)和S形收敛管道出口面积比(A_{72}/A_8),对S弯收扩喷管流动特性的影响进行了数值研究,主要结论如下:

(1)S弯收扩喷管在S形收敛管道内的第一弯出口上壁面和第二弯出口下壁面存在局部加速区,流场存在明显的不均匀分布特征。S形收敛管道出口的气流在二元收扩管道壁面约束下向管内侧偏转,在上下壁面的拐点处形成了减速高压区,而且由于S形收敛管道内的流动不均匀,通过喷管喉道的气流具有向上的速度分量,在高度过膨胀状态下,二元收扩管道内形成非对称分离现象和 λ 激波结构。

(2)随着 NPR 上升,S弯收扩喷管的气动性能先下降后升高,推力矢量角先减小后不变。当 $NPR \leq 2.4$ 时,S弯收扩喷管处于高度过膨胀状态且激波位于喷管内,喷管喉道后上、下壁面存在流动分离区,随着 NPR 升高,上壁面的闭式分离区向喷管出口移动并逐渐增大为开式分离区,非对称分离逐渐转变为对称分离, λ 型激波转变为马赫盘结构并向喷管出口移动,相应的流动损失增大,气动性能下降,推力矢量角减小为 0° 。当 $NPR > 2.4$ 时,随着 NPR 上升,S弯收扩喷管从高度过膨胀状态变为欠膨胀状态,上、下壁面的开式分离区逐渐缩小至消失,激波从喷管内移动到喷管出口边缘,并逐渐转变为膨胀波,相应的气动性能上升,推力矢量角保持 0° 不变。

(3)在完全遮挡高温部件的低可探测准则约束下, A_{72}/A_8 的变化主要引起S弯收扩喷管的收敛管道几何参数的改变,进而对S弯收敛管道内的流动特性产生了显著影响,对扩张管道的流场影响则非常小。随着 A_{72}/A_8 增大,第二弯管道出口下壁面的局部加速

减弱,S形收敛管道出口气流与二元收扩管道壁面发生的碰撞减弱,喷管内的二次流减弱。当 A_{72}/A_8 增大至1.8时,由于第一弯管道出口中心线曲率半径减小,局部加速减弱导致逆压梯度过大,第一弯管道出口上壁面发生流动分离。

(4)当 A_{72}/A_8 从1.2增大至1.6时,S弯收扩喷管内的流动损失减小,总压恢复系数和轴向推力系数均升高,但由于流量函数 $q(\lambda)$ 下降,流量系数不变;当 A_{72}/A_8 继续增大至1.8,由于喷管内发生流动分离,气动性能下降。因此,在完全遮挡高温部件的前提下, A_{72}/A_8 取值为1.6可以使S弯收扩喷管在第二弯管道偏距最小的同时,气动性能达到最佳。

下一步要进行的研究:根据S弯收扩喷管对热端部件的遮挡原则,S弯收扩喷管难以在不同落压比条件下通过调节出口面积实现最优的膨胀状态和推力系数,因此调节出口面积对S弯收扩喷管性能的影响还有待研究。

致谢:感谢国家自然科学基金、民机专项科研项目的资助。

参考文献

- [1] An C H, Kang D W, Baek S T, et al. Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle [J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(6): 1768-1778.
- [2] Cheng W, Wang Z X, Zhou L, et al. Influences of Shield Ratio on the Infrared Signature of Serpentine Nozzle [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71: 299-311.
- [3] 温美娟. 浅谈“B-2”隐身战略轰炸机[J]. 现代防御技术, 2001, 29(4): 1-4.
- [4] 孙啸林, 王占学, 周莉, 等. 基于多参数耦合的S弯隐身喷管设计方法研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 35(11): 2371-2375.
- [5] Sun X L, Wang Z X, Zhou L, et al. Experimental and Computational Investigation of Double Serpentine Nozzle [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(11): 2035-2050.
- [6] Sun X L, Wang Z X, Zhou L, et al. Influences of Design Parameters on a Double Serpentine Convergent Nozzle [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power Transactions of the ASME*, 2016, 138(7): 1-16.
- [7] Du L W, Liu Y H, Li T. Numerical Predictions of Scarfing on Performance of S-Shaped Nozzle with Asymmetric Lobe [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 3(2): 604-618.

- [8] Rajkumar P, Sekar T C, Kushar A, et al. Flow Characterization for a Shallow Single Serpentine Nozzle with Aft Deck [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33 (5): 1130–1139.
- [9] Sekar T C, Kushari A, Mody B, et al. Fluidic Thrust Vectoring Using Transverse Jet Injection in a Converging Nozzle with Aft-Deck [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2017, 86: 189–203.
- [10] Shan Y, Zhou X M, Tan X M, et al. Parametric Design Method and Performance Analysis of Double S-Shaped Nozzles [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, (2): 1–24.
- [11] Rusher C J, Magstadt A S, Berry M G, et al. Investigation of a Supersonic Jet from a Three-Stream Engine Nozzle [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(4): 1554–1568.
- [12] Crowe D S, Martin C L. Hot Streak Characterization in Serpentine Exhaust Nozzles [R]. *AIAA* 2016–4502.
- [13] Crowe D S, Martin C L. Hot Streak Characterization of High-Performance Double-Serpentine Exhaust Nozzles at Design Conditions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(3): 501–511.
- [14] Coates T D, Page G J. CFD Based Study of Unconventional Aeroengine Exhaust Systems [R]. *AIAA* 2012–2775.
- [15] 高翔, 杨青真, 施永强, 等. 出口形式对双S弯排气系统红外特性影响研究 [J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(6): 1726–1732.
- [16] 王占学, 俞梦哲, 史经纬, 等. 超紧凑S弯收扩喷管流动机理及控制方法研究 [J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(8): 1718–1724.
- [17] Lee C C, Boedicker C. Subsonic Diffuser Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft [R]. *AIAA* 85–0307.
- [18] 王新月. 气体动力学基础 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [19] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [20] 王成鹏, 杨锦富, 程川, 等. 超声速喷管起动过程激波结构演化特征 [J]. *实验流体力学*, 2019, 33(2): 13–18.
- [21] 张涵信. 分离流与旋涡运动的结构分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.

(编辑:梅 瑛)