# 辅助活门对串联TBCC排气系统的影响研究\*

林坚强,徐惊雷,葛建辉,秦启豪,宋光韬

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

摘 要:为了改善串联式TBCC (Turbine based combined cycle)排气系统在低压比状态下的工作性能,对有无辅助活门的两种串联式TBCC组合喷管开展了数值模拟,并对含辅助活门的串联式组合喷管进行了实验研究,来探究辅助活门对串联式组合喷管气动性能的影响。结果表明:辅助活门结构能够减少主流喷管外壁面的流动分离区范围和内流总压损失,有效地提高了组合喷管内推力。含辅助活门型组合喷管能够引射环境气流,减少引射喷管壁面的回流区范围与底部阻力,从而减少推力损失,提升组合喷管整体性能。提高次流压比或降低主流压比,主流喷管出口处欠膨胀程度降低,声速线往下游方向移动,主流流量减少。提高主流压比或者次流压比都能使辅助活门引射环境气流量增加。辅助活门进气通道距离会影响次流射流与引射喷管的相对位置,距离过小或过大都会造成引射环境气流量减少。

关键词:涡轮基组合循环发动机;排气系统;喷管;风洞实验;数值模拟;回流区;气动性能 中图分类号:V231 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2021) 11-2445-10 DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 200164

## Effects of Auxiliary Door on Tandem TBCC Exhaust System

LIN Jian-qiang, XU Jing-lei, GE Jian-hui, QIN Qi-hao, SONG Guang-tao

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

Abstract: In order to improve the performance of the exhaust system of tandem TBCC under the condition of low nozzle pressure ratio, numerical simulation was carried out for two sets of tandem combination nozzles with and without auxiliary doors, and the tandem combination nozzle with auxiliary doors was also experimentally studied. The results show that the auxiliary door structure can reduce the range of the flow separation area on the outer wall of the primary nozzle and total pressure loss of internal flow to effectively increase the internal thrust of the combination nozzle. The combination nozzle with auxiliary doors can inject ambient airflow to reduce the range of flow separation area and bottom drag of the ejector nozzle wall, thereby reducing thrust loss and improving the overall performance of the combination nozzle. Increasing the secondary flow nozzle pressure ratio or reducing the main flow nozzle pressure ratio reduces the degree of under–expansion of main stream at the throat of the primary nozzle. The sonic line moves downstream, and the mass flow rate of main flow decreases. Increasing the main flow nozzle pressure ratio or the secondary flow nozzle pressure ratio can increase the mass flow rate of ambient airflow injected by the auxiliary door. The distance of the inlet passage of the auxiliary door will affect the relative position of the secondary flow jet and the ejector nozzle. If the distance is too small or too large, the mass flow rate of the ambient airflow will be reduced.

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-03-26; 修订日期: 2020-05-20。

作者简介:林坚强,硕士生,研究领域为发动机排气系统。

通讯作者:徐惊雷,博士,教授,研究领域为发动机排气系统。

**引用格式:**林坚强,徐惊雷,葛建辉,等. 辅助活门对串联TBCC排气系统的影响研究[J]. 推进技术, 2021, 42(11):2445-2454. (LIN Jian-qiang, XU Jing-lei, GE Jian-hui, et al. Effects of Auxiliary Door on Tandem TBCC Exhaust System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(11):2445-2454.)

**Key words**: Turbine based combined cycle engine; Exhaust system; Nozzle; Wind tunnel experiment; Numerical simulation; Flow separation area; Aerodynamic performance

#### 1 引 言

涡轮基组合循环发动机(Turbine based combined cycle,TBCC)按照布局可分为两种,分别为同轴型(串联式TBCC)与双通道型(并联式TBCC)。研究串联式TBCC能拓宽高马赫数飞行器的工作范围,为实现高马赫数飞行提供新的思路。

国内关于串联式TBCC组合喷管的研究较少,公 开的研究文献缺乏。20世纪80年代,吴达等[1]通过 实验和理论分析两种方式对串联式组合喷管开展了 相关研究。他们设计了一种在不同来流状态下,自 动改变引射喷管出口面积来适应来流的气动可调喷 管。碍于计算机发展水平,并未对该模型开展进一 步仿真研究。诸惠民[2]论述了涡轮冲压组合发动机 的概念,对若干关键技术进行综合分析,分析了尾喷 管不同布局方式对推进系统的影响。之后在文献 [3]中详细介绍了串联式TBCC组合喷管的工作过 程,指出其面临的主要问题及解决方式。陈敏等[4]建 立了串联式组合动力装置部件的计算模型,从设计 点热力循环和非设计点性能等角度给出了合适的串 联布局方案。刘福城等<sup>[5]</sup>采用数值模拟方法研究了 引射喷管间距比和面积比对推力性能与红外辐射特 性的影响。结果表明,两个参数都能影响推力性能 与引射流量。刘福城等[6]还对短套筒二元引射喷管 结构进行了细致的研究。结果表明相比于外加长套 筒,外加短套筒的组合喷管获得更佳的推力性能与 红外隐身效果。斯仁等四研究了不同飞行高度下不 同结构的引射喷管对飞行器推力及红外辐射特征的 影响,得出在不同飞行高度下二元引射喷管能提高 飞行器推力性能与减弱红外辐射强度。刘毅等[8]基 于流固热耦合理论对偏心引射喷管开展数值研究, 得出相比于轴对称引射喷管,偏心引射喷管的泵抽 能力更强。邓文剑等[9]对串联式组合喷管进行数值 仿真,研究了不同几何参数对喷管流场结构与气动 性能的影响,并观察到了次流扼流现象。

国外关于串联式TBCC组合喷管的研究起步较 早。Connors<sup>[10]</sup>阐述了J58发动机各个部件的工作方 式。长期先进推进概念和技术(Long-term advanced propulsion concepts and technologies,LAPCAT)计划中 SCIMITAR喷管就采用了轴对称串联式组合喷管。 欧盟对 SCIMITAR喷管开展了大量相关仿真与实验 研究。在前期大量的研究基础上,正进行下一阶段 的改进研究<sup>[11-13]</sup>。Maingre 等<sup>[14]</sup>对高超声速推进系 统项目(Hypersonic transport propulsion system research project, HYPR)中处于冲压工作模态的串联式 组合喷管开展了参数化研究,通过改变喷管上游收 缩角度、喉道曲率半径、扩张段角度与长度等参数, 研究内流场与喷管推力的变化情况。研究发现改变 引射喷管收缩段角度和喉道曲率半径对喷管推力性 能没有影响,但对流量系数存在影响。改变扩张段 长度和扩张段角度对喷管推力有影响。Der<sup>[15]</sup>利用 原始数据绘制了抽吸特性曲线图。该图更加明确了 落压比和抽吸流量的关系,反映了当主流落压比达 到一定程度后,次流流量将达到壅塞状态,此时再增 加主流落压比也无法提高抽吸量。Mcfarlan等<sup>[16]</sup>对 非轴对称引射喷管进行了仿真研究,分别采用K-KL 湍流模型和 B-L湍流模型对引射喷管内部流场开展 数值模拟研究。将数值结果和GE公司的实验数据 进行对比,结果表明:采用两种湍流模型计算得到的 流场结构大体上相同,但是在引射入口处,B-L模型 结果反映的主流与次流的掺混作用不明显,并且在 剪切层里出现了速度曲线的不连续;K-KL模型结果 提取的壁面压力曲线与实验数据吻合得很好,并且 能捕捉到次流经过拐角时产生的流动分离现象。 Kishi 等<sup>[17]</sup>提出了一种适用于马赫数 0~5 的可调引 射喷管构型,通过改变主流喷管喉道面积和出口面 积来匹配不同状态的来流,但缺少关于不同来流状 态下次流流量的研究。Enomoto等<sup>[18]</sup>对典型非轴对 称引射喷管作了无粘和有粘的数值计算,发现无粘 计算虽然不能体现掺混现象和剪切层的厚度,但还 是能得到准确的引射流量大小。并通过干涉仪对不 同参数构型的组合喷管流场进行研究,根据次流和 主流声速线位置将流场结构分为三类并给出了相应 的判断方法。

宽范围工作的串联式TBCC 排气系统,在低压 比状态下性能较差,需要采用辅助活门来改善,但是 相关的研究,特别是实验结果还鲜有报道。本文采 用数值模拟、实验校核的方法对有无辅助活门结构 的两套串联式组合喷管,在若干工况时的内部流场 结构进行研究,分析辅助活门对排气系统性能的 影响。

#### 2 方 法

#### 2.1 计算模型

本文研究的含辅助活门的串联式TBCC组合喷 管其设计状态为地面起飞状态,主流设计落压比为 2.4,次流为1.1。起飞状态下,次流来源于前端进气 道的分流,起到冷却发动机的作用。在此状态下,排 气系统中辅助活门打开,引射环境气流,增加出口总 流量。组合喷管构型如图1所示,模型由三个子喷管 嵌套组合构成,分别为引射喷管、次流喷管与主流喷 管。辅助活门在引射喷管上周向均匀分布,自身跨 度45°,相邻两个辅助活门中心线夹角为60°。表1给 出了引射喷管出口直径D<sub>e</sub>,喉道直径D<sub>i</sub>,组合喷管两 喉道间距H以及主喷管收缩比β的几何参数,D<sub>P</sub>为主 流喷管直径。次流喷管周向布置有次流进气孔,用 于注入次流。不含辅助活门的串联式组合喷管构型 除了不含辅助活门结构,其它几何参数与含辅助活 门型一致。



Fig. 1 Tandem combination nozzle with auxiliary doors

 Table 1 Geometric parameter of tandem combination

 nozzle with auxiliary door

		-	
$D_{e}/D_{p}$	$D_{\nu}D_{ m p}$	$H/D_{\rm p}$	β
1.684	1.684	0.171	1.310

#### 2.2 计算方法

本文采用基于有限体积法的 Fluent 软件对 N-S 方程进行离散求解,选择密度基求解器、RNG k- ε 湍 流模型、二阶迎风差分格式。固体壁面施加无滑移、 绝热壁条件。主流进口与次流进口均采用压力入口 条件,计算远场为压力远场,计算网格与边界条件如 图 2 所示。为了减少远场对于组合喷管流场的影响, 远场长度方向为主流喷管喉道直径 15 倍,宽度方向 为 10 倍喉道直径。



Fig. 2 Computational grid and boundary condition

串联式组合喷管轴向推力系数 C<sub>6</sub>不同于单个喷 管的推力系数计算方法。由于组合喷管由多个喷管 嵌套而成,故实际计算时应该考虑各部分的叠加。 推力系数表达式为

$$C_{\rm fx} = \frac{I_{\rm exm} + I_{\rm exs}}{F_{\rm sm} + F_{\rm ss}} \tag{1}$$

式中 *I*<sub>exm</sub>, *I*<sub>exs</sub>分别表示主流出口富裕冲量的轴向 分量与次流出口富裕冲量的轴向分量。*F*<sub>sm</sub>, *F*<sub>ss</sub>分别 表示主流的等熵推力与次流的等熵推力。

为了减少网格量,只对1/6的模型进行计算分析。壁面第一层网格高度设定为0.1mm,网格增长率为1.05。这里为了排除网格量对数值计算结果的影响,分别选取了稠密(508万)、中等(381万)和稀疏(232万)三种不同密度的网格,对主流落压比2.4,次流落压比1.1状态下的组合喷管流场进行模拟计算。

得到的引射喷管壁面压力p<sub>is</sub>与主流喷管壁面p<sub>im</sub> 沿程分布如图3所示。从计算结果可以看出,中等密 度网格与稠密网格计算结果十分接近,两者与稀疏 网格计算结果存在一定的偏差。因此,综合考虑计 算精度和计算效率,选取中等密度的计算网格进行 计算,L为喷管长度。



Fig. 3 Effects of different grid density on pressure distribution

### 3 结果与讨论

#### 3.1 实验介绍及验证

3.1.1 实验介绍

选取含有辅助活门的组合喷管模型进行风洞实 验。试验件及相关的主要装置如图4所示。实验时 采用压力扫描阀测量引射喷管壁面和主流喷管壁面 沿程压力,利用纹影仪拍摄喷管出口流场结构。



(a) Combined nozzle model





(b) Nozzle installation



(c) Pressure scanning valve

Fig. 4 Related device

3.1.2 实验验证

图 5 给出含辅助活门型组合喷管在主流落压比 NPR<sub>m</sub> 2.4,次流落压比 NPR<sub>s</sub> 1.1 状态下,引射喷管和 主流喷管壁面压力实验值与仿真结果对比情况。引 射喷管出口位置附近存在流动分离区,实验测量结 果存在压力波动。主流喷管壁面压力测量值与数值 模拟结果吻合得较好。图 6 是含辅助活门型串联式 组合喷管在设计状态下,数值模拟得到的马赫数线 图与实验拍摄的出口流场结构对比情况,线图中波 节位置、形状与实验结果一致。组合喷管壁面压力 与出口流场波系结构的对比结果均验证了计算方法 的可靠性。



Fig. 5 Comparison of experimental value and calculated value at NPR<sub>m</sub>=2.4, NPR<sub>s</sub>=1.1



- Fig. 6 Schlieren of tandem combination nozzle with auxiliary door at *NPR*<sub>m</sub>=2.4, *NPR*<sub>s</sub>=1.1
- 3.2 次流落压比恒定主流落压比影响分析 图 7 是含辅助活门型组合喷管在次流落压比为

1.1,主流落压比为1.5,2.0,2.4,3.0四种状态下流场 的马赫数云图。黑色实线为主流喷管喉道处的声速 线。从不同主流落压比马赫数云图中可观察到主流 声速线位置随着主流落压比的变化而变化。主流压 比较低时,主流不出现声速线或在主流喷管喉道外 形成声速线;主流落压比足够高时,声速线维持在主 流喷管喉道处。当主流落压比较低时,主流在主喷 管喉道处膨胀不足,难以到达声速状态。亚声速的 主流离开主喷管后,由于气流角度内折,亚声速的主 流仍然沿着收缩的流管流动,继续膨胀加速,直到在 主流喷管外达到声速状态为止。进一步提高主流落 压比,主流在主流喷管物理喉道处就已能膨胀加速 达到壅塞状态。主流喷管处于超临界状态后,再提 高主流落压比,不对声速线位置产生影响。



auxiliary door at *NPR*<sub>s</sub>=1.1

图 8 表示不含辅助活门的组合喷管在次流落压 比恒定 1.1,主流落压比从 1.5~3.0 变化的马赫数云 图。从中可以看出由于缺乏辅助活门,不能引射环 境气流平衡引射喷管拐角处压力,导致引射喷管壁 面两个拐角处流速较低,出现回流区。同时由于不 存在次流挡板,次流未贴着主流喷管外壁面流动,而 在主流喷管外壁面上形成大范围的分离区。



without auxiliary door at NPR<sub>s</sub>=1.1

图 9 是有/无辅助活门结构的两套组合喷管模型 在主流落压比 3.0,次流落压比 1.1 状态下,主流喷管 外壁面沿程压力分布比对情况。不含辅助活门型主 流喷管外壁面存在较大的回流区,导致主流喷管外 壁面压力低于含辅助活门型主流喷管的外壁面压 力。而含辅助活门型组合喷管,由于挡板结构限制 了次流流动,使次流贴着主流喷管外壁面流动,避免 了大范围回流区的产生。相对于不含辅助活门型组 合喷管,含辅助活门型主流喷管外壁面压力高于环 境压力,增加了喷管内推力。图中pb为环境压力。



Fig. 9 Comparison of pressure distribution on the outer wall of primary nozzle at NPR<sub>m</sub>=3.0, NPR<sub>s</sub>=1.1

图 10给出辅助活门引射流量 m<sub>3</sub>随主流落压比变 化情况,m<sub>2</sub>为次流质量流量。主流落压比增加,主流 喷管喉道处膨胀波强度越大,波后的主流速度越大, 对于环境气流的引射作用增强,导致辅助活门进气 量升高。在主流压比 1.5~2.0 时,主流喷管出口处主 流未达到声速,低速的主流对环境气流的引射作用 较小,引射环境气流量增量较少。随着主流落压比 进一步提高,主流喷管出口处膨胀波强度提升,波后 主流速度明显增加,对环境气流的引射作用显著增 强。在主流落压比为 3.0 时,辅助活门引射流量达到 次流流量 90% 以上。

图 11(a)给出不含辅助活门型引射喷管壁面沿



Fig. 10 Variation of mass flow rate of injected ambient airflow at different NPR<sub>m</sub>

程压力分布随主流落压比变化情况。次流在引射喷 管内流动时,由于主流的引射作用,次流流管偏离引 射喷管壁面,向主流靠近。在引射喷管直段与收缩 段拐点处和扩张段末端拐点处,形成两个压力较高 的回流区。引射喷管喉道位置最靠近主流,压力最 低。因此形成了引射喷管壁面沿程压力呈"高-低-高-低"分布。随着主流落压比的提高,主流喷管喉 道处膨胀波强度增加,波后主流马赫数变大,对次流 的引射作用增强,引射喷管壁面沿程压力降低。

图 11(b)为含辅助活门型引射喷管壁面沿程压 力分布随主流落压比变化情况。低主流落压比状态 下,辅助活门引射环境气流,平衡喷管内部压力,引 射喷管壁面沿程压力大小与环境压力相当。主流落 压比增加,引射喷管壁面附近被引射的环境气流流 速加快,引射喷管壁面沿程压力降低。对比不含辅 助活门型引射喷管壁面沿程压力分布结果,辅助活 门引射的环境气流能够减少由于引射喷管壁面面积 不匹配所产生的回流区,从而提高串联式组合喷管 在低落压比状态下的性能。



Fig. 11 Effects of auxiliary door on the pressure distribution on ejector nozzle wall at different *NPR*<sub>m</sub>

表2是次流落压比恒定1.1,不同主流落压比状态下,有/无辅助活门结构的两套组合喷管推力系数 对比情况。相同状态下,辅助活门结构能引射环境 流体,平衡了组合喷管内外压差,使得含辅助活门型 组合喷管推力系数 C<sub>fal</sub>均高于不含辅助活门型组合喷 管推力系数 C<sub>fa2</sub>,并当主流落压比较低时,辅助活门结 构带来的增推收益越高。

# Table 2 Effects of auxiliary doors on thrust coefficient of combination nozzle with variable NPR<sub>m</sub>

NPR <sub>m</sub>	1.5	2.0	2.4	3.0
$C_{\rm fx1}$	0.977	0.986	0.993	0.983
$C_{\rm fx2}$	0.918	0.951	0.965	0.965

#### 3.3 主流落压比恒定次流落压比影响分析

下文控制主流落压比恒定 2.6,研究次流落压比 变化对串联式组合喷管流场结构及性能的影响。 图 12给出次流落压比分别为 1.5, 2.0, 2.5, 3.0 四个状 态时,含辅助活门的组合喷管马赫数云图。图 13 给 出辅助活门引射流量 m<sub>3</sub>与主流流量 m<sub>1</sub>随次流落压比 变化情况, m<sub>p</sub>表示主流理想流量。从马赫数云图与 流量变化图来看,当次流落压比足够大时,次流在挡 板处压力高于辅助活门引射的环境流体压力而产生 膨胀波。次流落压比越高, 挡板处次流的欠膨胀程



Fig. 12 Mach number contour of combination nozzle with auxiliary door at NPR<sub>m</sub>=2.6



Fig. 13 Variation of mass flow rate at different NPR<sub>s</sub>

度越大,产生的膨胀波越强,波后次流流速越大,使 辅助活门引射气流量变大。次流落压比由1.5变为 2.0时,辅助活门进气量增量最大,次流落压比进一步 提高,引射环境气流量受辅助活门尺寸限制而达到 饱和。另一方面,次流落压比升高提高了主流喷管 出口处的环境压力,导致主流在主流喷管喉道处的 欠膨胀程度降低,甚至达不到壅塞状态。当主流未 在主流喷管喉道位置膨胀加速到声速状态时,由于 主流带有向内的气流角,离开主流喷管后继续膨胀 加速,在主流喷管外达到声速状态。次流落压比进 一步提高,主流离开主流喷管达到声速状态所需膨 胀的距离越远,声速线形成位置越靠近下游。随着 声速线位置远离主流喷管喉道截面,实际的主流流 量减少。

图 14给出不含辅助活门型组合喷管在主流落压 比恒定 2.6,次流落压比分别为 1.5,2.0,2.5 和 3.0 四个 状态时的马赫数云图。在次流落压比为 1.5 和 2.0 状 态下,主流喷管外壁面存在大范围回流区,不利于内 推力的提高。随着次流落压比的增加,次流在主流 喷管外壁面拐点位置前就达到超声速状态。超声速 的次流在经过主流喷管外壁面拐点位置时,因几何 流道扩张而产生膨胀波扇。当次流落压比>2.5 时,拐 点位置膨胀波强度较大,形成激波串向下游发展,并 干扰主流发展。这些波系造成内流总压损失,降低 了串联式组合喷管的推力性能。



Fig. 14 Mach number contour of combination nozzle without auxiliary door at NPR<sub>m</sub>=2.6

图 15表示两种模型引射喷管壁面沿程压力分布 随次流落压比的变化情况。不含辅助活门型组合喷 管引射壁面受次流膨胀波与激波的影响,沿程压力 波动大。含辅助活门的组合喷管引射壁面附近不存 在波系结构,壁面压力值与环境压力相当。在次流 落压比增加时,引射的环境流体流速增大,引射壁面 压力整体略有降低。 图 16给出两种模型底部压力分布随次流落压比 变化情况。次流落压比升高,出口气流马赫数增加, 壁面压力越低,带来的底部阻力越大。次流落压比 较低时,辅助活门对于底部减阻的效果较好,之后随 着次流落压比增加,引射喷管壁面附近被引射的环 境流体流速变快,减阻效果下降。次流落压比>2.5 后,引射的流量逐渐达到饱和,引射喷管底部压力不 受次流落压比的影响,而不含辅助活门型组合喷管 底部阻力继续变大,因此减阻效果上升。可以看到 在次流落压比为3.0时,带辅助活门型组合喷管底部 压力均在不带辅助活门型组合喷管之上,大大降低 了喷管底部阻力。



Fig. 15 Effects of auxiliary door on the pressure distribution on ejector nozzle wall at different *NPR*,



Fig. 16 Variation of pressure distribution on nozzle bottom at different *NPR*.

表3是有/无辅助活门结构的两套组合喷管推力 系数随次流落压比的变化情况。不同次流落压比状 态下,辅助活门引射环境流体,减少壁面回流区范围 与喷管底部阻力。在次流落压比>2.0时,辅助活门结 构能有效地防止次流波系的产生,减少内流总压损 失,显著提高串联式组合喷管推力系数。

 Table 3
 Effects of auxiliary doors on thrust coefficient of combination nozzle with variable NPR,

NPR <sub>s</sub>	1.5	2.0	2.5	3.0
$C_{\rm fx1}$	0.930	0.963	0.958	0.956
$C_{\rm fx2}$	0.910	0.892	0.890	0.918

3.4 辅助活门进气通道距离对排气系统流场的影响

本节研究辅助活门进气通道距离G(引射喷管壁 面到次流挡板间距)对串联式组合喷管流场结构的 影响。辅助活门进气通道距离位置如图17所示。在 保证辅助活门开度不变和引射喷管喉道位置固定的 条件下,通过转动次流挡板来改变距离G。距离G越 大,次流喷管出口面积越小。通过CFD数值模拟,得 到不同辅助进气通道距离模型,在主流落压比为3.0, 次流落压比为1.5状态下,组合喷管马赫数云图如图 18 所示。图中黑色实线表示声速线位置。距离增 加,挡板逐渐靠近主流喷管外壁面,外壁面末端回流 区范围越来越小。从云图中引射喷管壁面附近引射 的环境气流变化来看,在一定程度增大辅助活门进 气通道距离,使得引射的气流流速增加,尤其在距离 为3.5mm或4.0mm时,引射喷管壁面附近流体流速较 大。其原因在于不同辅助活门进气通道距离,会造 成次流射流相对于引射喷管喉道位置的不同。辅助 活门进气通道距离过小时,次流射流在引射喷管喉 道处"堵塞",阻碍辅助活门引射环境气流,对辅助活 门引射环境气流有抑制作用。当距离过大时,次流 射流远离引射喷管喉道,同样带来辅助活门引射效 率下降。

图 19为不同辅助活门进气通道距离模型,在主



Fig. 17 Parameter location



Fig. 18 Mach number contour of the nozzle with different distance at NPR<sub>m</sub>=3, NPR<sub>s</sub>=1.5

流落压比为3.0,次流落压比为1.5状态下,引射喷管 壁面沿程压力分布情况。辅助活门进气通道距离较 小时,次流射流靠近喉道,喉道附近流速大,压力低。 随着距离的增加,次流射流逐渐远离引射喷管喉道, 引射喷管喉道处气流速度降低,压力升高。

图 20 为引射流量、次流流量与组合喷管出口总 流量随辅助活门进气通道距离变化情况。辅助活门 进气通道距离增大时,次流通道的出口面积减少,导 致次流流量降低。组合喷管出口总流量由次流流 量、主流流量和引射环境流量组成,其中引射流量所 占比例较低。不同辅助活门进气通道距离模型,其 主流在喉道位置均达到壅塞状态,主流流量大小不 随辅助活门进气通道距离改变而变化。因此出口总 流量变化趋势和次流流量一致。过小的辅助活门进 气通道距离,次流射流与引射喷管喉道过于靠近,易 "堵塞"引射喷管,阻碍辅助活门引射环境气流,此时 引射流量接近0。增大辅助活门进气通道距离,辅助 活门正常工作,引射流量增加。但过大的辅助活门 进气通道距离会导致次流射流远离引射喷管喉道, 引射流量反而下降。



Fig. 19 Pressure distribution on the ejector nozzle wall with different distance



Fig. 20 Mass flow rate with different distance

#### 4 结 论

通过数值模拟和风洞实验的方式研究了辅助活 门对于串联TBCC发动机排气系统的作用。发现在 低落压比工作状态下,辅助活门对于改善流场与提 高喷管性能有以下作用:

(1)含辅助活门型组合喷管,能够减少主流喷管 外壁面的分离区范围和内流总压损失,从而提高串 联式排气系统推力性能。

(2) 在对比有无辅助活门结构的组合喷管壁面 沿程压力结果后,得出带辅助活门型组合喷管能够 引射环境气流,平衡引射喷管壁面内外压力,减少引 射喷管内回流区范围与底部阻力,从而提高组合喷 管推力系数,且主流落压比越低,辅助活门带来的增 推效益越高。

(3)提高次流落压比或降低主流落压比,主流喷 管出口处欠膨胀程度降低,声速线往下游方向移动, 主流流量减少。提高主流落压比或者次流落压比能 使辅助活门引射环境气流量增加。

(4)辅助活门进气通道距离大小影响次流射流 与引射喷管的相对位置,过小与过大的辅助通道进 气距离都会阻碍辅助活门引射环境气流。

(5)CFD数值模拟结果与风洞实验结果吻合得较 好,验证了计算方法的正确性。

**致** 谢:感谢北京动力机械研究所对本课题研究的 资助。

#### 参考文献

- [1] 吴 达,董振宁. 气动可调喷管的研究[J]. 推进技术, 1986, 7(6): 31-37. (WU Da, DONG Zhen-ning. Research on the Adjustable Nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 1986, 7(6): 31-37.)
- [2] 诸惠民. 涡扇冲压组合发动机概念研究[J]. 航空发动 机, 1991(1): 80-94.
- [3] 诸惠民.涡轮冲压(串联布局)组合发动机基准概念方案研究[J].航空发动机,1997(2):1-12.
- [4] 陈 敏,唐海龙,朱大明.高超声速串联式组合动力 装置方案[J].北京航空航天大学学报,2007,33(3): 265-268.
- [5] 刘福城,吉洪湖,林兰之,等.二元引射喷管几何特 性参数对推力及红外特性的影响[J].航空动力学报, 2011,26(6):1244-1250.
- [6] 刘福城,吉洪湖,斯 仁,等. 短套管二元引射喷管 设计及气动与红外特性数值研究[J]. 红外技术, 2013,35(10):623-628.
- [7] 斯 仁,吉洪湖,刘福城,等.二元引射喷管高空性 能及对无人机红外抑制的数值研究[J]. 航空动力学 报,2014,29(1):42-50.
- [8] 刘 毅,王新月,熊 剑.偏心距引射喷管气动性能研究[J].科学技术与工程,2011,11(14):3241-3247.
- [9] 邓文剑,代 瑛,王家启.引射喷管流量及推力特性数值研究[J].航空科学技术,2014,25(6):9-13.
- [10] Connors J. The Engines of Pratt & Whitney: A Technical History[M]. Reston: AIAA: Alexander Bell Drive, 2010.
- [11] Steelant J, Varvill R, Defoort S, et al. Achievements Obtained for Sustained Hypersonic Flight Within the LAPCAT-II Project [C]. Glasgow: 20th AIAA International Space Planes and Hyperson ic Systems and Technol-

ogies Conference, 2015.

- [12] Falempin F, Bouchez M, Perrillat V. LAPCAT 2-Axisymmetric Concept for a Mach 8 Cruiser Preliminary Design and Performance Assessment [C]. France: 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2009.
- [13] Steelant J. Sustained Hypersonic Flight in Europe: Technology Drivers for LAPCAT II[C]. France: 16th AIAA/ DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2009.
- [14] Maingre, Lamugue, Joubert. CFD Optimization and Test Validation of 2D Ramjet Nozzle for Hypersonic Vehicle
   [C]. Indianapolis: 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1994.

- [15] Der J. Improved Methods of Characterizing Ejector Pumping Performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(3): 412-420.
- [16] Mcfarlan J D, Mcmurry C B, Scaggs W F. Computational Investigation of Two Dimensional Ejector Nozzle Flow Fields [C]. Orlando: AIAA/SAE/ASNE/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, 1990.
- [17] Kishi K, Kuno N, Kashiwagi T, et al. Exhaust Nozzle Research in Japanese HYPR Program [C]. San Diego: 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1995.
- [18] Enomoto S, Yanagi R, Sasaki M. Internal Flow Field and Mass Flow Rate of 2DCD Ejector Nozzles[C]. Cleveland: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.

(编辑:史亚红)