

文章编号: 1000-8055(2023)09-2271-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220449

# 马赫数范围为 0~4 混合并联二元弯曲压缩 进气道设计及试验研究

朱 伟<sup>1,2</sup>, 王 霄<sup>1,2</sup>, 华正旭<sup>2</sup>, 张堃元<sup>3</sup>, 梁剑寒<sup>1</sup>, 王俊伟<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073;

2. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 采用内外压缩型面可控的弯曲压缩进气道反设计方法, 设计了一种新型混合并联式二元弯曲压缩进气道, 重点针对进气道模态转换过程及冲压单独工作条件下进行了数值仿真及试验研究, 获得了进气道宽速域性能, 结果也表明新型混合并联式弯曲压缩进气道具有较高的综合气动特性, 冲压工作状态马赫数为 4、攻角为 3° 时总压恢复 0.5 以上, 马赫数为 3、攻角为 3° 时总压恢复 0.75 以上, 涡轮工作状态马赫数为 2、攻角为 3° 时总压恢复 0.88 以上, 综合畸变指数小于 5%, 满足宽速域进发匹配需求。

**关 键 词:** 弯曲压缩; 反设计; 风洞试验; 混合并联; 涡轮基组合循环

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

## Design and experimental research of Mach number range 0—4 2D mixed parallel-type curved compression inlet

ZHU Wei<sup>1,2</sup>, WANG Xiao<sup>1,2</sup>, HUA Zhengxu<sup>2</sup>, ZHANG Kunyuan<sup>3</sup>,  
LIANG Jianhan<sup>1</sup>, WANG Junwei<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Shenyang 110035, China;

3. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Based on the internal and external compression surface controllable curved compression inlet reverse design method, a mixed parallel-type curved compression inlet was designed, numerical simulation and experiment research were conducted focusing on inlet model transition process and ramjet work alone, and wide speed performance of inlet was obtained. The result showed that, the new type parallel curved compression inlet had high comprehensive aerodynamic characteristics, at ramjet work alone state Mach number 4, Angle of attack 3° total pressure recovery coefficient was above 0.5, at Mach number 3, Angle of attack 3° total pressure recovery coefficient was above 0.75, at turbine work state Mach number 2, Angle of attack 3° total pressure recovery coefficient was above 0.88, composite distortion factor was under 5%, meeting the matching requirements of wide speed domain.

收稿日期: 2022-06-22

作者简介: 朱伟(1987—), 男, 高级工程师, 博士生, 主要从事飞机进排气设计及推进系统总体研究。

通信作者: 华正旭(1990—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事宽速域飞行器进气道总体设计研究。E-mail: hua.zhengxu@163.com

引用格式: 朱伟, 王霄, 华正旭, 等. 马赫数范围为 0~4 混合并联二元弯曲压缩进气道设计及试验研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2271-2278. ZHU Wei, WANG Xiao, HUA Zhengxu, et al. Design and experimental research of Mach number range 0—4 2D mixed parallel-type curved compression inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2271-2278.

**Keywords:** curved compression; reverse design; wind tunnel experiment; mixed parallel-type; turbine based combined cycle engine

水平起降临近空间吸气式高速飞机是 21 世纪航空航天技术新的制高点,将是未来颠覆战争形态、改变游戏规则的重大战略装备,具有战略性、前瞻性、标志性和带动性。涡轮基组合循环(TBCC)发动机是未来水平起降临近空间吸气式高速飞机的理想动力,而可调组合进气道是组合循环发动机的重要组成部分,也是制约当前 TBCC 推进系统发展的关键因素<sup>[1]</sup>,提出一种新型高效的宽速域变几何组合进气道设计方案具有深远意义。

传统组合进气道主要分为串联型和并联型,其中并联型布局分为外并联型和内并联型<sup>[2-3]</sup>,已有的研究表明并联型较串联型有更短的长度、流道干扰更小,因此在高速飞行条件下在热防护方面具有更明显的优势<sup>[4]</sup>。目前并联型 TBCC 进气道是全速域组合循环发动机进气道研究的主要方向,外并联型式是通过进口前的分流装置调节来实现不同流道的流量分配,内并联则在进气道喉道之后设置分流装置。孙波等<sup>[5]</sup>对多种组合形式的并联进气道方案进行了归纳,设计并对比了不同方案的仿真特性,提出了一种分类方法。文献<sup>[6-10]</sup>分析了高马赫数 TBCC 方案并对典型外并联二元进气道进行了模态转换特性的仿真和试验研究。国内张明阳、尹朝林等<sup>[11-12]</sup>针对并联 TBCC 进行了建模分析,针对内并联进气道<sup>[13-16]</sup>开展设计方法、调节形式及流场优化的仿真研究,刘愿等<sup>[17]</sup>对外并联方案模态转换进行了原理性试验研究。可见,国内外已对外并联型和内并联型两种 TBCC 进气道方案分别开展了较深入的气动设计及数值仿真研究,但大部分工作仍处于原理性概念探索阶段。

传统外并联进气道,如图 1 所示,采用中间分

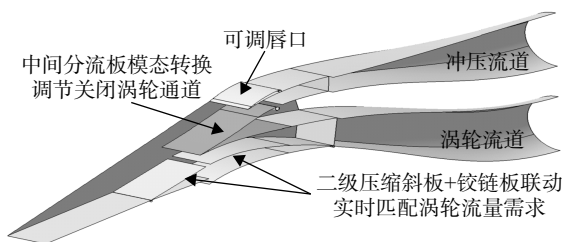


图 1 传统外并联型式组合进气道

Fig. 1 Traditional configuration of external parallel-type combined inlet

流板调节型式实现模态转换,传统内并联与之类似,主要区别在于分流板由外压段调整到内压段,均存在调节方式复杂、调节作动机构空间小导致工程实现困难等问题。本文所述的混合并联方案,类似文献<sup>[5]</sup>中孙波等人提出的混合内并联构型,但分流板末端开口位置更接近冲压唇罩入口,通过第二级压缩面与涡轮流道铰链板联动,向后开启实现组合流道的分流调节,作动机构可布置空间大。结合弯曲压缩设计方法,本文设计了一种新型混合并联二元弯曲压缩进气道概念方案,通过试验和数值仿真结合的方法研究进气道的宽速域气动性能。

## 1 混合并联进气道设计

### 1.1 冲压流道设计

冲压进气道是并联式 TBCC 进气系统构型的基础。高速飞机高马赫数巡航攻角一般为  $3^\circ \sim 5^\circ$ , 本文的进气道以马赫数  $Ma=4$ 、攻角  $0^\circ$  为压缩面激波封口的设计条件,可以防止小攻角时前缘激波打入进气道唇口内。第一级压缩角选取为  $6.5^\circ$ , 第二级弯曲压缩面采用“缓急缓”参数分布规律<sup>[18-20]</sup>, 冲压通道弯曲压缩面反设计方法与文献<sup>[21]</sup>一致,具体设计过程本文不再赘述。为匹配低马赫数冲压流量特性,改善低马赫数起动特性,冲压进气道唇口可沿轴向进行前后滑动调节,本文定义  $Ma=4$  巡航点时唇口的位置为“前”位置,在  $Ma=3$  以下,唇口向后滑动的极限位置为“后”位置,“前”位置和“后”位置状态下,进气道的内收缩比如表 1 所示。进气道进口宽度与进气道进口高度之比为 1.06, 进气道前缘至出口总长度与进口高度之比为 7.2, 进气道总收缩比为 4.9。

表 1 冲压进气道唇口调节位置

Table 1 Ramjet inlet cowl-lip adjustment position

| 马赫数 | 唇口位置 | 内收缩比      |
|-----|------|-----------|
| 4   | 前    | 1.32      |
| 3   | 前/后  | 1.32/1.04 |

### 1.2 调节方案及涡轮流道设计

当冲压流道的初步设计完成后,需要在冲压进气道的基础上确定模态转换时的调节方案。由于涡喷发动机宽速域范围内流量变化范围较大,

要求进气道的喉道面积大范围调节,而传统中间分流板调节型式外并联进气道存在结构复杂、工程难以实现等缺点,因此,考虑在冲压流道与涡轮流道共用弯曲压缩面的基础上,采用转动弯曲压缩面的混合并联调节方案。

由于模态转换点在 $Ma=3$ 左右,因而涡轮通道设计点选取为 $Ma=3$ 、攻角为 $3^\circ$ ,基于涡轮发动机流量需求,进气道需要变几何实现喉道面积可调,涡轮通道不同状态下喉道面积按下式进行计算,由此得到涡轮通道、冲压通道的分流位置及二级弯曲压缩面的调节位置,其中涡轮通道流管捕获高度与进气道进口高度之比为0.42。

$$A_t = \frac{K \times W_c \times \sigma_d}{242 \times q(M_t)}$$

式中 $A_t$ 为理论喉道面积( $m^2$ ); $W_c$ 为发动机进口处设计换算流量( $kg/s$ ); $M_t$ 为喉道马赫数; $\sigma_d$ 为喉道至发动机进口管道段的总压恢复系数; $K$ 为考虑黏性影响,喉道面积放大系数,一般取为1.05。

定义第二级压缩面在涡轮关闭位置时为 $0^\circ$ ,匹配涡轮发动机状态时二级板最大偏转角度为 $13.5^\circ$ 。表2给出了不同马赫数下对应的调板角度。

表2 涡轮进气道调板板位

Table 2 Turbine inlet actuator plate adjustment position

| 马赫数 | 可调二级压缩面相对角度 $\delta_2/(^\circ)$ |
|-----|---------------------------------|
| 1.2 | 13.5                            |
| 2   | 11.5                            |
| 2.5 | 9                               |
| 3   | 6.7                             |

当各个设计因素确定之后,即完成了涡轮进气道型面的设计,从而实现了混合并联组合进气系统内型面的整体设计。图2即为TBCC进气系统在不同工况点的内型面设计结果。

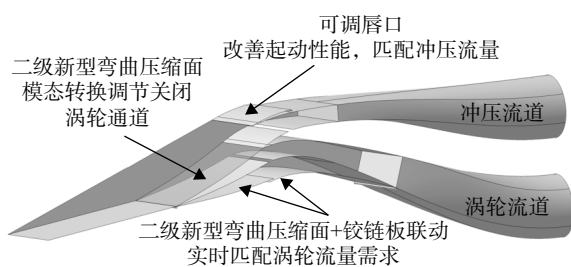


图2 混合并联组合进气道构型

Fig. 2 Configuration of mixed parallel-type combined inlet

这种调节方案的特点在于:结合内并联、外并联型式各自的优势,充分利用机体空间,利用弯曲压缩面及铰链板联动实现不同状态涡轮进气道的喉道高度调节,以匹配涡轮发动机宽范围内的流量变化需求;同时通过弯曲压缩面调节关闭涡轮通道,实现模态转换。该方案仅用一个调节机构同时实现涡轮流道喉道的调节及模态转换,调节方式简单,易于实现,作动机构安置空间足够,利用机体泄压腔可显著减小斜板调节铰链力矩。

## 2 试验方案与数值仿真方法

### 2.1 试验设备和模型

试验在中国空气动力研究与发展中心 FL-23 超声速风洞完成。该风洞是一座高压下吹——真空抽吸暂冲式超声速风洞,主要包括高压气源系统、稳定段、喷管和试验段、纹影系统、真空系统、电气控制系统和数据采集系统等,最大试验马赫数为4.5。本次试验主要在来流马赫数为2~4等条件下进行,风洞参数如表3所示,试验攻角变化范围为 $-5^\circ \sim 5^\circ$ 。试验测量系统采用美国 Physical Sciences Inc.(PSI)公司的电子扫描阀系统。风洞中的进气道试验模型如图3所示。

表3 风洞来流参数

Table 3 Parameters of wind tunnel

| 马赫数 | 风洞单位雷诺数/ $10^7 m^{-1}$ | 来流静压/Pa | 来流总温/K |
|-----|------------------------|---------|--------|
| 2   | 1.78                   | 23 574  | 288    |
| 3   | 2.91                   | 9 610   | 288    |
| 4   | 3.09                   | 3 981   | 288    |



图3 进气道试验模型照片

Fig. 3 Photo of inlet model in wind tunnel

进气道性能、畸变以及流量通过布置在进气道出口的测量段获得,测量截面为进气道出口和发动机入口气动交界面。涡轮管道和冲压管道测量段直径 $d=72 mm$ ,测点布置为按等面积分布的8支耙, $R$ 为出口截面半径, $R_1 \sim R_5$ 为5个稳态总压测点所处径向位置,每支耙上测点按等面积环布置。周向壁面布置8个静压测点( $P_1 \sim P_8$ ),布

置的4个动态总压测点(A、B、C、D)位置,一般取0.9倍半径处,具体位置如图4所示。

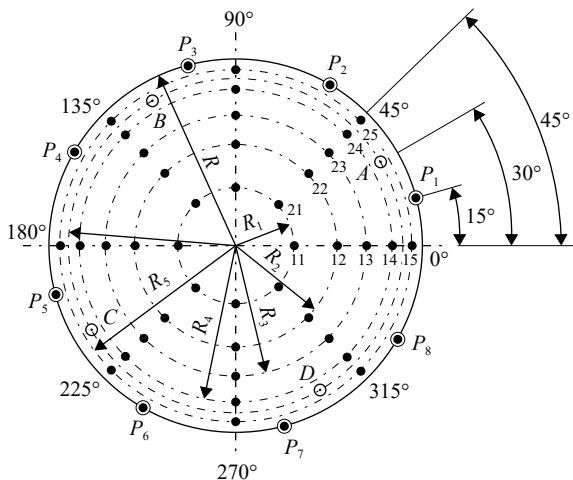


图4 进气道出口测量段测靶位置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of rake position at inlet outlet measuring section

## 2.2 数值模拟方法

采用多面体网格进行三维数值模拟,壁面附近采用等比加密的附面层网格,第一层网格距壁面约0.02 mm,保证壁面 $Y^+$ 值满足计算软件湍流模型要求,在内管道及入口附近位置进行了网格加密,半模网格量1200万左右,图5为计算网格示意图。采用耦合可压缩三维Navier-Stokes方程的隐式求解,利用二阶迎风格式对方程进行离散,湍流模型为可实现 $k-\varepsilon$ 湍流模型,配合使用双层All  $Y^+$ 处理。采用理想气体模型,比热比 $\gamma$ 取1.4,分子动力黏度采用Sutherland公式计算。边界条件类型包括压力远场、压力出口、无滑移绝热壁面等。当残差下降至 $10^{-3}$ 后,进气道喉道与出口流量差和出口流量之比小于0.005时认为收敛。通过改变双管道出口边界的压力获得组合进气道的节流特性。

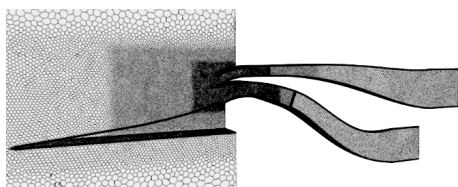


图5 网格划分示意图

Fig. 5 Configuration of computational grid

## 3 结果分析

### 3.1 涡轮模态特性分析

涡轮模态为模态转换过程的起始状态,该状

态下仅涡轮发动机工作,涡轮通道的节流特性仅与涡轮发动机的工作状态相关。此时进气道唇口处于“后”位置,由于分流位置固定不变,唇口调节后分流调节板全部处于唇口外侧,此时的并联构型类似文献[5]中所述的后开外并联方案。通过分析涡轮模态下出口截面的性能参数以及总压恢复系数云图,揭示进气道在涡轮模态工作特性。

与数值仿真状态相比,试验中由于模型是缩比方案,为减弱低马赫数下激波边界层干扰及改善出口流场,在二级压缩面安排了9%开孔率的附面层抽吸孔,仿真时未采用抽吸计算。图6给出了进发匹配状态下,进气道的对称面流场图和出口流场总压恢复系数 $\sigma$ 的仿真等值图与试验结果对比情况,出口等值图左侧CFD表示仿真结果,右侧EXP表示试验结果(下文同)。通过仿真可以看到,此时涡轮节流使进气道正激波位于进气道进口前,工作模式与常规外压式进气道相似。此时激波足与压缩面存在小范围激波附面层干扰,冲压流道处于超临界状态。由于波前马赫数较低,马赫数约为1.2~1.3,激波引起的总压损失较小,仿真得到的涡轮出口总压恢复系数0.87左右,由于进发匹配点正激波紧贴进口,双流道总流量系数( $\phi$ )接近0.6,溢流量较小;同时由于压缩面抽吸孔吸除了沿流向发展的低能附面层,使得试验时出口下部流场更为均匀,且高能流占出口面积比近50%,显著改善了出口流场畸变特性。

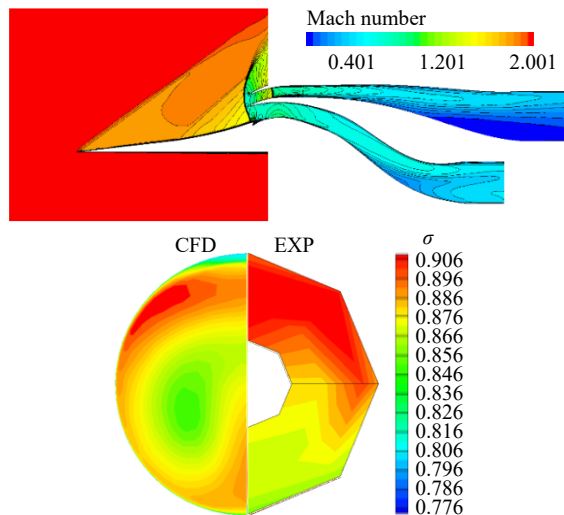


图6  $Ma=2, \alpha=3^\circ$ 涡轮进气道匹配状态流场结构

Fig. 6 Matching flowfield structure of  $Ma=2, \alpha=3^\circ$  at turbine inlet operation state

涡轮模态工作条件下,进气道通过第二级压缩面和铰链板联动实现喉道面积调节,实时匹配涡轮发动机,唇罩位置处于“后”位置。图7给出

了  $Ma=2$ ,  $\alpha=3^\circ$  试验状态下组合进气道的节流特性曲线。图中  $\sigma$  和  $\pi$  分别为进气道出口以来流参数无量纲化的总压恢复系数和增压比, 综合总压畸变指数  $W$  定义为稳态总压畸变指数  $\Delta\sigma_0$  与湍流度  $T_u$  的代数和。试验结果表明, 匹配点涡轮总压恢复系数  $\sigma_t$  为 0.88 左右, 出口增压比  $\pi$  为 6 左右, 综合畸变指数  $W$  不超过 5%。同时考虑了冲压发动机在  $Ma=2$  时点火工作的影响, 如图 8 所示, 通过冲压通道出口增加反压来模拟, 节流初期进气道结尾激波位于冲压喉道下游, 接近临界状态, 冲压流道下游反压变化不会影响上游流动。也就是说, 在满足涡轮发动机匹配的前提下, 通过合理设计冲压发动机的工作状态, 可以保证双流道相互独立的, 有利于组合发动机的稳定工作。图中冲压总压恢复系数为  $\sigma_r$ , 冲压增压比为  $\pi_r$ 。

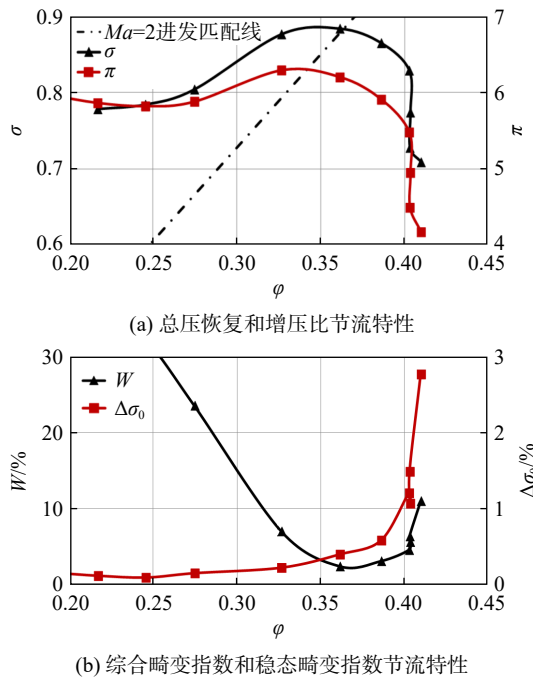


图 7  $Ma=2$ ,  $\alpha=3^\circ$  试验条件下涡轮进气道节流特性

Fig. 7 Throttling performance of turbine inlet at  $Ma=2$ ,  $\alpha=3^\circ$  experiment condition

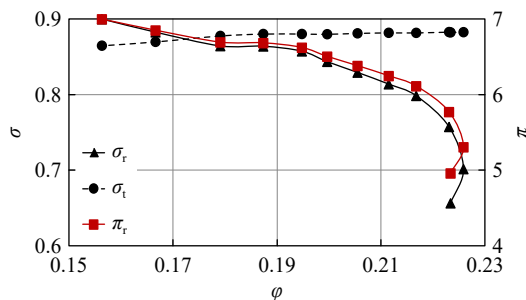


图 8  $Ma=2$ ,  $\alpha=3^\circ$  试验条件下冲压进气道节流特性

Fig. 8 Throttling performance of ramjet inlet at  $Ma=2$ ,  $\alpha=3^\circ$  experiment condition

### 3.2 冲压模态特性分析

冲压模态为模态转换过程的结束状态, 该状态下涡轮发动机完全关闭, 二级板角度为  $0^\circ$ , 以实现涡轮流道关闭, 冲压发动机单独工作。此时进气道唇口处于“后”位置, 冲压通道的反压特性仅受冲压发动机的工作状态影响。通过分析冲压模态下出口截面的性能参数和冲压通道出口截面总压恢复系数云图, 揭示进气道在冲压模态工作特性。

反压作用下, 冲压通道内出现结尾激波, 结尾激波后气流为亚声速, 在冲压通道扩张段内继续减速增压。随着冲压通道堵塞度增大, 进气道内结尾激波逐渐从冲压通道扩张段向上游移动至喉道放气槽附近, 与之相对应的进气道工作状态从超临界状态逐渐进入临界状态并最终进入亚临界状态, 总压恢复系数、流量系数出现阶跃, 说明结尾激波已被推出内通道, 在唇罩前缘形成脱体激波, 脱体激波后为亚声速气流存在明显的亚声速溢流, 此时进气道处于亚临界状态。

图 9~图 10 给出了  $Ma=3$  状态下的对称面和出口的仿真流场结构及不同攻角试验条件下冲压进气道出口的节流特性曲线。攻角为  $0^\circ$  (A0) 条件下, 进气道总压恢复可达到 0.75 左右; 攻角为  $3^\circ$  (A3) 条件下, 进气道总压恢复最大可达到 0.78, 增压比 26 倍来流压力以上。

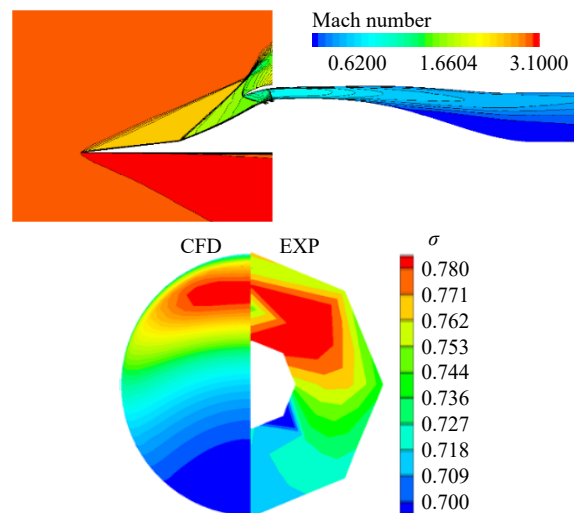


图 9  $Ma=3$ ,  $\alpha=3^\circ$  冲压进气道单独工作匹配点流场结构

Fig. 9 Flowfield structure of  $Ma=3$ ,  $\alpha=3^\circ$  at ramjet inlet operation state alone

图 11~图 12 给出了  $Ma=4$  状态下的对称面和出口的仿真流场结构及不同攻角试验条件下冲压进气道出口的节流特性曲线。可以看到, 攻角为  $3^\circ$  (A3) 条件下, 进气道总压恢复可达到 0.5 左

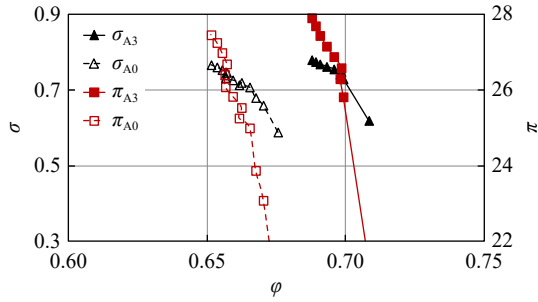


图 10  $Ma=3$  试验条件下冲压进气道节流特性  
Fig. 10 Throttling performance of ramjet inlet at  $Ma=3$  experiment condition

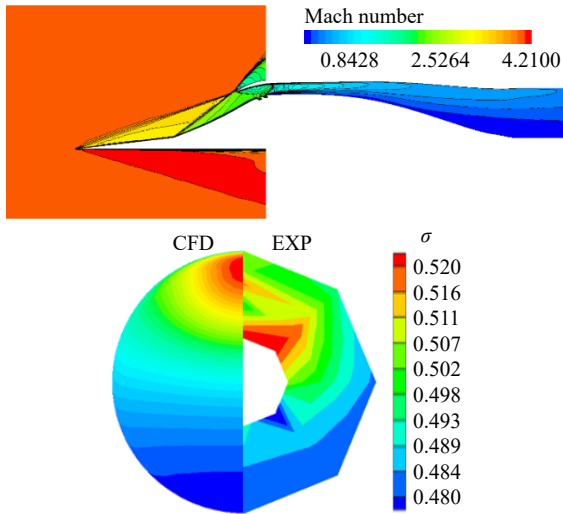


图 11  $Ma=4, \alpha=3^\circ$  冲压进气道单独工作匹配点流场结构  
Fig. 11 Flowfield structure of  $Ma=4, \alpha=3^\circ$  at ramjet inlet operation state alone

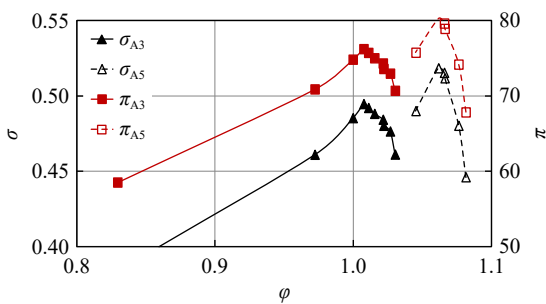


图 12  $Ma=4$  试验条件下冲压进气道节流特性  
Fig. 12 Throttling performance of ramjet inlet at  $Ma=4$  experiment condition

右; 攻角为  $5^\circ$  (A5) 下, 进气道最大总压恢复可达到 0.518, 增压比 75 倍来流压力以上。

### 3.3 模态转换特性分析

本节将开展模态转换过程不同分流模态下流动特性分析, 此时进气道唇口逐渐由“后”位置向前位置移动, 本文中给出了冲压进气道唇口处于

“后”位置状态的特性, 通过出口截面性能参数揭示出进气道模态转换过程稳态特性。

图 13 给出了  $Ma=3$  飞行条件下流场结构图, 仿真图中冲压流道为通流状态。图 14 给出了  $Ma=3$  试验情况下, 涡轮通道出口性能参数包括流量系数 ( $\phi$ )、总压恢复系数 ( $\sigma$ ) 及综合畸变指数 ( $W$ ), 随二级调板角度变化规律。为保证进发稳定工作, 并具有一定裕度, 匹配点应处于超临界点, 尽量靠近临界点, 可得到较高的综合性能, 模态转换调节规律如图中虚线所示, 进气道始终工作在超临界状态, 出口总压恢复系数从 0.6 逐渐降

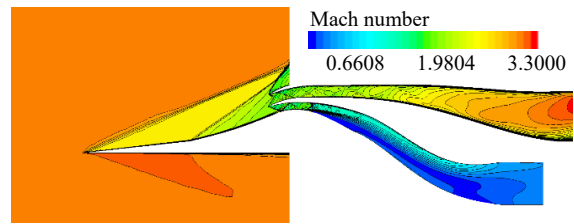
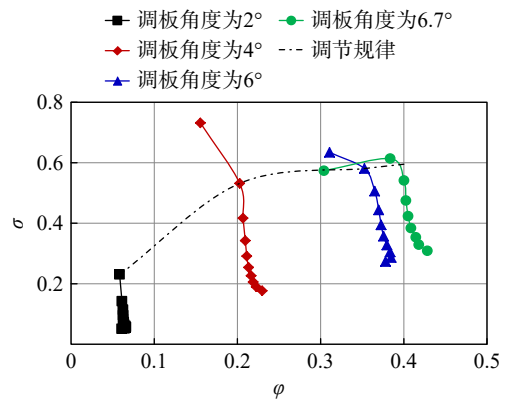
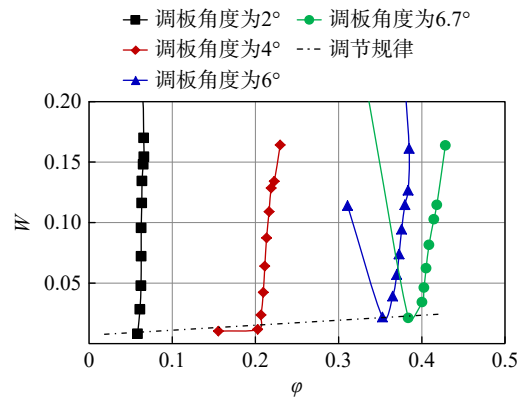


图 13  $Ma=3, \alpha=3^\circ, \delta_2=6.7^\circ$  时共同工作流场结构  
Fig. 13 Flowfield structure of  $Ma=3, \alpha=3^\circ, \delta_2=6.7^\circ$  at combined operating condition



(a) 涡轮通道  $\sigma$ - $\phi$  节流特性



(b) 涡轮通道畸变  $W$ - $\phi$  节流特性

图 14  $Ma=3, \alpha=3^\circ$  不同调板角度下涡轮进气道节流特性  
Fig. 14 Throttling performance of turbine inlet at  $Ma=3, \alpha=3^\circ$  with different actuator plate angles

低至0.2, 流量系数从0.4逐渐降低至0.06, 出口综合畸变指数均在5%以下。

图15给出 $Ma=3$ 模态转换试验过程各分流模态下, 冲压通道出口性能参数的变化规律。冲压通道调节规律类似涡轮通道, 进发匹配点靠近临界点附近, 从图可知, 随着二级调板的关闭, 涡轮通道出口总压恢复系数和流量系数分别从0.61和0.39减小至0.22和0.06, 冲压通道出口总压恢复系数和流量系数分别从0.57和0.42增大至0.66和0.46, 双管道的出口综合畸变指数均在5%以下。此时由于冲压唇口处于“后”位置, 冲压流量偏低, 有可能引起TBCC推进系统的推力不足, 导致模态转换失败, 实际模态转换过程中唇口应从“后”位置逐渐过渡到前位置, 增加进气道捕获流量, 提高发动机推力, 后续有必要开展不同唇口位置的详细分析。

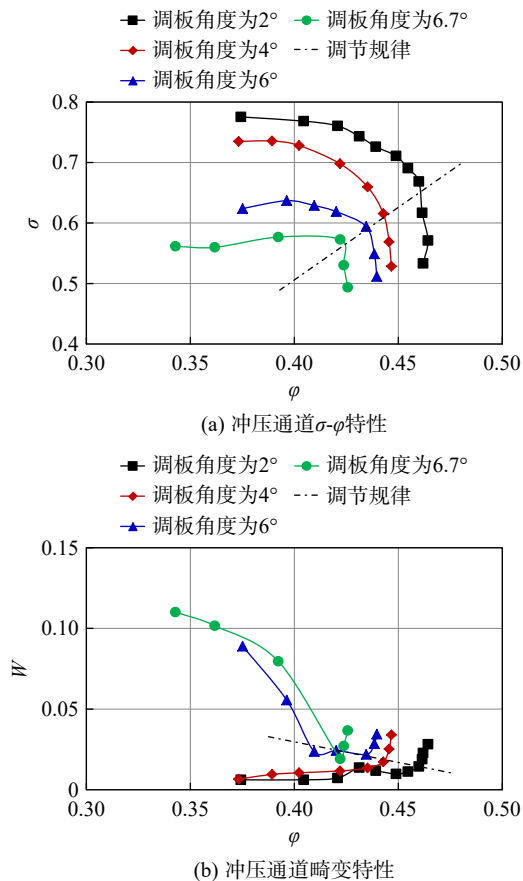


图15  $Ma=3$ ,  $\alpha=3^\circ$ 不同调板角度下冲压通道特性

Fig. 15 Tperformance of ramjet inlet at  $Ma=3$ ,  $\alpha=3^\circ$  with different actuator plate angles

## 4 结 论

本文采用内外压缩型面可控的弯曲压缩进气

道反设计方法, 设计了一种新型混合并联式二元弯曲压缩进气道, 重点针对进气道模态转换过程及冲压单独工作条件下进行了数值仿真及试验研究, 获得了进气道宽速域性能, 通过本文研究, 得出以下结论:

1) 新型混合并联式弯曲压缩进气道具有较高的综合气动特性, 冲压工作状态  $Ma=4^\circ$ , 攻角为  $3^\circ$  时总压恢复 0.5 以上,  $Ma=3^\circ$ , 攻角为  $3^\circ$  时总压恢复 0.75 以上, 涡轮工作状态  $Ma=2^\circ$ , 攻角为  $3^\circ$  时总压恢复 0.88 以上, 综合畸变指数 5% 以下;

2) 本文提出了一种用于 TBCC 推进系统的宽速域变几何组合进气道, 涡轮通道的第二级采用了铰链联动的弯曲压缩面, 实现涡轮通道的流量调节以及开闭, 辅以可调唇口来实现冲压通道的流量调节, 具有较好的工程实用前景。

## 参考文献:

- [1] BULMAN M J, SIEBENHAAR A. Combined cycle propulsion: aerjet innovations for practical hypersonic vehicles[R]. AIAA 2011-2397, 2011.
- [2] 张华军, 郭荣伟, 李博. TBCC进气道研究现状及其关键技术[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 613-620.  
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, LI Bo. Research status of TBCC inlet and its key technologies[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5): 613-620. (in Chinese)
- [3] 向先宏, 钱战森, 张铁军. TBCC进气道模态转换气动技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2017, 28(1): 10-18.  
XIANG Xianhong, QIAN Zhansen, ZHANG Tiejun. An overview of turbine-based combined cycle (TBCC) inlet mode transition aerodynamic technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(1): 10-18. (in Chinese)
- [4] WEIDNER J P. Conceptual study of a turbjet ramjet inlet[R]. NASA TM-80141, 1979.
- [5] 孙波, 邵庆龄, 倪凯捷, 等. 并联TBCC可调进气道并联方案[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 2988-2996.  
SUN Bo, SHAO Qingling, NI Kaijie, et al. Parallel plans for TBCC variable geometry inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2988-2996. (in Chinese)
- [6] SIPPEL M. Research on tbcc propulsion for a Mach 4.5 supersonic cruise airliner[R]. AIAA 2006-7996, 2006.
- [7] SLATER J W, SAUNDERS J D. CFD simulation of hypersonic TBCC inlet mode transition[R]. AIAA 2009-7349, 2009.
- [8] FOSTER L E, SAUNDERS J D, Jr., SANDERS B W, et al. Highlights from a Mach 4 experimental demonstration of inlet mode transition for turbine-based combined cycle hypersonic propulsion [R]. AIAA 2012-4143, 2012.
- [9] LE D K, VRNAK D R, SLATER J W, et al. A framework for simulating turbine-based combined-cycle inlet mode-transition[R]. AIAA 2012-4144, 2012.
- [10] CSANK J T, STUEBER T J. Advanced shock position control for mode transition in a turbine based combinedcycle engine inlet model[R]. NASA/TM 2013-216515, 2013.
- [11] 张明阳, 王占学, 刘增文, 等. Ma4—级内并联式TBCC发动机模态转换性能分析[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 315-322.

- ZHANG Mingyang, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Analysis of mode transition performance for a Mach 4 over-under TBCC engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 315-322. (in Chinese)
- [12] 尹朝林. 外并联式TBCC组合发动机的建模与特性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- YIN Chaolin. The modeling and characteristics analysis of over/under TBCC[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [13] 李龙, 李博, 梁德旺, 等. 涡轮基组合循环发动机并联式进气道的气动特性[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 667-672.
- LI Long, LI Bo, LIANG Dewang, et al. Aerodynamic characteristics of over/under inlet for turbine based combined cycle engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 667-672. (in Chinese)
- [14] 赵亮. 内并联式TBCC进气道气动设计与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- ZHAO Liang. Aerodynamic design and analysis of an inner shunt-wound inlet used in turbine based combined cycle engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [15] 唐伟员. 用于内并联TBCC的变几何二元式进气道设计及气动研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- TANG Weiyuan. Aerodynamic design and study of a variable geometry two-dimensional inlet used in inner shunt-wound turbine based combined cycle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [16] 左逢源, 黄国平, 陈杰, 等. 基于内乘波概念的TBCC进气道过渡模态研究[J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(2): 274-278.
- ZUO Fengyuan, HUANG Guoping, CHEN Jie, et al. Based on the concept of waverider TBCC inlet mode transition study[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(2): 274-278. (in Chinese)
- [17] 刘愿, 钱战森, 向先宏. 外并联式TBCC进气道模态转换风洞试验及模型典型影响因素分析[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(5): 19-28.
- LIU Yuan, QIAN Zhansen, XIANG Xianhong. An analysis on typical influencing factors of wind tunnel experimental model of over-under TBCC inlet mode transition[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(5): 19-28. (in Chinese)
- [18] 张堃元. 基于弯曲激波压缩系统的高超声速进气道反设计研究进展[J]. *航空学报*, 2015, 36(1): 274-288.
- ZHANG Kunyuan. Research progress of hypersonic inlet reverse design based on curved shock compression system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 274-288. (in Chinese)
- [19] 王磊, 张堃元, 向有志, 等. 高超声速二元弯曲激波压缩面反设计方法的参数化研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(4): 441-446.
- WANG Lei, ZHANG Kunyuan, XIANG Youzhi, et al. Parameter analysis of reverse design method of 2-D hypersonic curved shock compression surface[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2013, 45(4): 441-446. (in Chinese)
- [20] 朱伟, 张堃元, 南向军. 壁面马赫数分布规律可控的新型内收缩基准流场设计方法[J]. *推进技术*, 2013, 34(4): 433-438.
- ZHU Wei, ZHANG Kunyuan, NAN Xiangjun. Investigation on basic flowfield with controlled Mach number gradient for hypersonic inward turning inlets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(4): 433-438. (in Chinese)
- [21] 朱伟, 华正旭, 王霄, 等. 二元弯曲压缩进气道变攻角起动试验[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(5): 992-999.
- ZHU Wei, HUA Zhengxu, WANG Xiao, et al. Variable angle of attack start experiment of 2D curved compression inlet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(5): 992-999. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)