

转级模式对三维内转组合进气道模态 转换性能的影响分析*

胡占仓, 蔡泽君, 王天洋, 朱呈祥, 吴了泥, 尤延铖

(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361102)

摘要: 为满足XTER组合循环发动机的工作需求, 设计了一种具备涡轮、引射火箭、冲压三种模态, 工作速度 $Ma_x=0.0\sim 6.0$ 的三维内转四通道组合进气道。重点对比分析了引射火箭至冲压的模态转换过程在固定马赫数转级($Ma_x=4.0$)和区间马赫数转级($Ma_x=3.0\sim 4.0$)模式下的流动与性能特性。结果表明: 该进气道在两种转级模式中均正常工作, 进气道的捕获流量均能实现由引射火箭通道向冲压通道平稳过渡。固定马赫数转级时, 由于分流板的调节, 进气道总流量系数由0.92降至0.91, 喉道马赫数从2.47降至1.99。引射火箭通道出口总压恢复系数随分流板的逐渐关闭从0.28下降至0.13, 冲压通道出口总压恢复系数从0.27升至0.48。区间马赫数转级时, 进气道总流量系数从0.89上升至0.91, 喉道马赫数从1.63增至1.99。引射火箭通道的出口总压恢复系数随分流板的逐渐关闭从0.60下降至0.13, 冲压通道出口的总压恢复系数从0.55下降至0.48。两种转级模式下, 冲压通道的抗反压能力均逐渐增强, 但结合通道内流动特性与各项性能参数, 选择区间马赫数下转级可提高该组合进气道的综合气动性能。

关键词: 涡轮基组合动力; 内转进气道; 模态转换; 数值模拟; 性能分析

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 12-2670-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190875

Analysis of Effects of Mode Transition Type on Performance of Mode Transition for 3D Inward-Turning Combined Inlet

HU Zhan-cang, CAI Ze-jun, WANG Tian-yang, ZHU Cheng-xiang, WU Liao-ni, YOU Yan-cheng

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361102, China)

Abstract: In order to satisfy the working requirement of Xiamen Turbine Ejector Ramjet (XTER) combined cycle engine, a three-dimensional inward-turning quadir-ducts combined inlet with three modes (i.e., turbojet, ejector and ramjet modes) and working speed range at $Ma_x=0.0\sim 6.0$ was designed in this work. The flow and performance of the combined inlet in mode transition process from the ejector mode to the ramjet mode are analyzed numerically, considering both fixed Mach number mode transition ($Ma_x=4.0$) and interval Mach number mode transition ($Ma_x=3.0\sim 4.0$). The results show that the inlet works properly and the captured mass flow rate of the inlet transits smoothly from the ejector duct to the ramjet duct for both types of mode transition. At fixed Mach number mode transition, the total mass flow rate coefficient of the inlet decreases from 0.92 to 0.91 due to the ad-

* 收稿日期: 2019-12-19; 修订日期: 2020-04-13。

基金项目: 国家自然科学基金 (51606161); 中央高校基本科研业务费 (20720170055); 航空科学基金 (2018ZB68008)。

作者简介: 胡占仓, 硕士生, 研究领域为内转组合进气道的设计与优化。E-mail: 774746915@qq.com

通讯作者: 朱呈祥, 博士, 副教授, 研究领域为高超声速飞行器, 液态射流雾化。E-mail: chengxiang.zhu@xmu.edu.cn

引用格式: 胡占仓, 蔡泽君, 王天洋, 等. 转级模式对三维内转组合进气道模态转换性能的影响分析[J]. 推进技术, 2020, 41(12):2670-2680. (HU Zhan-cang, CAI Ze-jun, WANG Tian-yang, et al. Analysis of Effects of Mode Transition Type on Performance of Mode Transition for 3D Inward-Turning Combined Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12):2670-2680.)

justment of the splitters, and the Mach number at throat reduces from 2.47 to 1.99. The total pressure recovery coefficient at the exit of the ejector duct decreases from 0.28 to 0.13 with closing of the splitters, while the total pressure recovery coefficient at the exit of the ramjet duct rises from 0.27 to 0.48. At interval Mach number mode transition, the total mass flow rate coefficient of the inlet rises from 0.89 to 0.91, and the Mach number at throat increases from 1.63 to 1.99. The total pressure recovery coefficient of the ejector duct decreases from 0.60 to 0.13, while the total pressure recovery coefficient of the ramjet duct decreases from 0.55 to 0.48. In general, the anti-back pressure capability of the ramjet duct is gradually enhanced during both types of mode transition processes, but considering both the flow feature and the performance of each duct, selecting the interval Mach number mode transition can efficiently improve the aerodynamic performance of the combined inlet.

Key words: Turbine based combined cycle; Inward-turning inlet; Mode transition; Numerical simulation; Performance analysis

1 引言

在空天一体化的背景下,吸气式高超声速飞行器近些年飞速发展,因其高度、宽速域、强机动性等突出特点成为了未来飞行器重要的战略发展方向^[1]。飞行器的推进系统也从以往单一模态的动力形式扩展到以涡轮基组合循环动力(TBCC)为代表的适合宽速域飞行的多模态组合动力形式^[2-3]。国外开展的TBCC相关研究包括美国的革新涡轮加速器(RTA)、Falcon组合循环发动机技术(FaCET)以及Aerojet公司提出的Trijet,日本的HYPR90-C、ATREX,俄罗斯的MIGAKS两级入轨飞行器,德国的Sanger以及欧洲的LAPCAT等^[4-9]。近些年,国内众多科研单位和高校也开展了相关方面的论证与研究,如北京动力机械研究所展开的关于TRRE组合发动机的研究^[10-12],中国空气动力研究与发展中心与中国航发四川燃气涡轮研究院展开的关于TBCC关键技术与TBCC进气道的探索^[13-14]。北京航空航天大学展开关于TBCC总体性能的分析,西北工业大学进行TBCC发动机模态转换的模拟与分析,南京航空航天大学展开了并联进气道的设计与分析,厦门大学开展了XTER(Xiamen Turbine Ejector Ramjet)组合动力及内转进气道相关方面的研究^[15-19]等。

组合进气道作为组合动力的关键部件,其作用是对来流进行减速增压,为燃烧室提供一定压力、温度、速度的高品质气流。组合进气道的最大特点是能够实现多模态、宽速域连续工作,目前此类型进气道包括轴对称进气道、多级斜楔二元进气道、侧压式进气道以及具有流量系数高、压缩效率高、浸润面积小等优点的三维内转进气道^[18-20]。能否实现工作模态之间的平稳过渡,即气流流道以及动力的转换,是当下组合进气道设计的重点与难点,只有这两个

进程良好的匹配才能最大程度发挥组合动力的优势。

针对组合进气道的模态转换技术,国内外已经开展了不少的研究^[21]。Albertson等^[22]对涡轮低速/冲压高速的外并联型TBCC进气道性能进行了风洞试验与研究,结果表明,模态转换过程中产生的干扰并没有影响到进气道自身性能。Saunders等^[23]对一种高超声速双模态变几何进气道模态转换过程进行了试验研究,通过对小尺寸进气道模态转换模型(IMX)开展风洞试验及数值模拟分析,发现在模态转换过程中,进气道出现的迟滞现象可通过抽吸或其他控制装置加以消除。Slater等^[24]通过风洞试验和CFD数值模拟对马赫数4.0时TBCC模态转换过程中涡轮进气道的气动性能进行了对比分析,发现进气道模态转换过程可以在结尾激波位于进气道喉道内部时稳定完成。国内的袁化成等^[25]对一种外并联进气道进行了定常和非定常的模态转换过程气动特性分析,得到了进气道模态转换的波系变化规律以及模态转换时间对外并联TBCC进气道的气动性能影响不大的结果。左逢源等^[26]提出一种新型内乘波式的内并联进气道,并对其过渡模态进行了数值模拟研究,结果表明,分流板在模态转换过程中能实现有效的分流,且分流板偏转角度范围越小,分流段流动越好,通流出口的总压恢复越高。向先宏等^[27]利用重叠网格技术,对典型外并联TBCC进气道模态转换过程进行了非定常数值模拟,结果表明,模态转换过程中分流板和唇板的耦合运动会带来气动迟滞效应,并且进气道总的流量捕获出现了较大变化。此外,刘君等^[28]采用稳态/非稳态数值模拟方法,对模态转换过程中进气道内出现的非定常气动现象开展了研究,发现模态转换时进气道内出现了沿流向前后振荡频率为130Hz的结尾激波,且在相同工作状态下,

随模态转换速度增加,结尾激波振荡频率逐渐增大。进气道的模态转换是TBCC组合动力的关键技术之一,对模态转换规律以及定常、非定常流动特性的研究有着重要意义。

本文基于已有的研究,以内转冲压通道为基础,设计一种具备三个模态的四通道内转组合进气道。重点对其引射火箭至冲压模态的转换过程展开数值计算,分析固定马赫数转级与区间马赫数转级两种模态转换方式下进气道的流动特性和工作性能,旨在为高超声速组合进气道的设计和模态转换技术的探索提供方法和思路。

2 物理模型及数值设置

2.1 进气道模型

项目组前期设计了一种上中下形式的三通道内转组合进气道^[29],但由于分流板旋转角过大,分流板转轴处膨胀严重且模态转换过程中密封性较差。本文以ICFD内收缩流场为基本流场,采用流线追踪、附面层修正等技术,生成冲压通道压缩型面。根据XTER组合发动机的流量需求,在压缩型面上设计涡轮通道和引射火箭通道的分流板,确定分流板转轴与旋转角度;为减少隔离段矩形角区流动损失,将其设计为类矩形进口转椭圆形出口。冲压通道型面修正后的总收缩比为5.69,内收缩比为2.15,气动型面如图1所示。

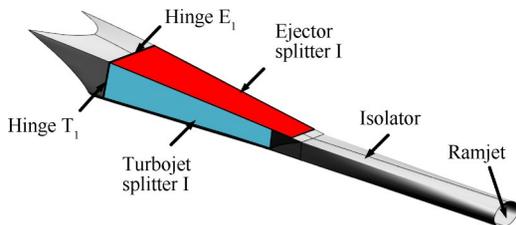


Fig. 1 Aerodynamic design model of the inward-turning ramjet duct

该组合进气道模型见图2,两个涡轮通道位于两侧,其分流板 I 旋转角度为 10.5° ;引射火箭通道位于冲压通道上侧,其分流板 I 旋转角度为 10° 。为保证模态转换时的密封性,涡轮通道和引射火箭通道均采用前后两块分流板控制通道开合;通过控制中心线及扩张比分配,采用“前急后缓”的面积过渡规律生成涡轮通道和引射火箭通道的方转圆扩张段。

2.2 工作模式

XTER 组合进气道由涡轮、引射火箭、冲压发动机的四个通道组成,工作速域为 $Ma_x=0.0\sim 6.0$ 。 $Ma_x=$

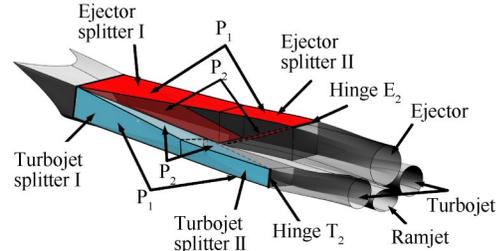


Fig. 2 3D model of the quadir-ducts inward-turning combined inlet

$0.0\sim 2.5$ 为涡轮模态,四个通道全部打开,此时两侧涡轮发动机工作; $Ma_x=2.5\sim 4.0$ 为引射火箭模态,两侧涡轮通道关闭; $Ma_x=4.0\sim 6.0$ 为冲压模态,此时引射火箭通道也关闭,仅冲压通道单独工作。

该模型在全速域 $Ma_x=0.0\sim 6.0$ 内涉及两次正向模态转换,即图2中涡轮通道、引射火箭通道的分流板 I, II 由 P_1 转至 P_2 ,分别完成涡轮至引射火箭、引射火箭至冲压的正向模态转换。为避免分流板 I, II 旋转产生干涉,真实几何构型中,两块分流板之间留有缝隙。为保证数值模拟与真实几何构型的一致性,引射火箭通道分流板 I 关闭 0° 时,分流板 I, II 之间留有缝隙,缝隙尺寸随分流板旋转而增大,计算过程中将其定义为压力出口。本文主要研究的是引射火箭至冲压的正向模态转换过程。

2.3 数值设置

采用商业软件 ANSYS Fluent 进行数值计算,计算中求解基于密度的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程,无黏对流量使用二阶迎风 Roe-FDS 差分格式,选用 SST $k-\omega$ 湍流模型,流体假定为理想气体,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,壁面定义为绝热无滑移边界条件,计算过程以连续方程、动量方程、能量方程及 $k-\omega$ 方程残差至少下降 3 个数量级且进气道各通道出口截面流量稳定为收敛标准,计算模型的网格及边界条件设置如图3所示。

对该模型在固定马赫数 $Ma_x=4.0$ 以及区间马赫数 $Ma_x=3.0\sim 4.0$ 下的引射火箭至冲压模态的转换过程进行数值模拟,引射火箭通道分流板 I 的总旋转角度为 $\theta=10^\circ$,取分流板 I 关闭 $2.5^\circ, 5.0^\circ$ 和 7.5° 的位置进行稳态计算。区间马赫数转级时分流板 I 的关闭角度与马赫数的对应关系为: $Ma_x=3.0$ 关闭 $2.5^\circ, Ma_x=3.5$ 关闭 $5.0^\circ, Ma_x=4.0$ 关闭 7.5° ,不同马赫数下边界的数值设置如表1所示。

2.4 数值方法与网格无关性验证

为验证 2.3 节采用数值模拟方法的准确性,采用 ANSYS Fluent 对文献[30]中的 GK01 模型进行数值

模拟。由文献可知,该模型为二维混压式进气道,模型宽度为100mm,考虑到模型的对称性,选择半模进行计算,图4为GK01模型的几何参数。

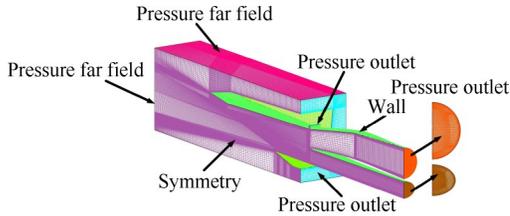


Fig. 3 Boundary conditions and mesh of inlet

Table 1 Numerical settings of the calculation models at different Mach number

Ma	H/km	p_s/Pa	T_s/K
2.5	15.5	11197.72	216.65
3.0	18.7	6778.65	216.65
3.5	20.0	5529.10	216.65
4.0	22.7	3631.32	219.27

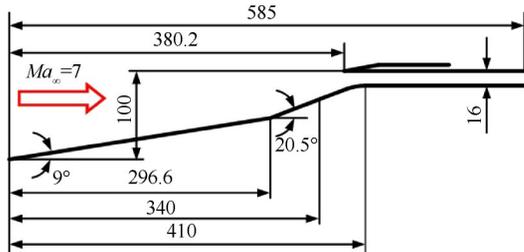


Fig. 4 Geometrical parameters of GK01 model (mm)

表2为GK01模型数值计算的来流条件,采用2.3节的数值方法进行计算。图5为数值模拟与试验数据的对比, c_p 的定义在文献[30]中给出,从图中看出数值模拟结果与试验结果吻合良好,由此表明文中采用的数值模拟方法可行,具有较高的准确性。

Table 2 Incoming flow conditions of GK01 test

Ma	7.0
$Re/(1/m)$	4.0×10^6
p_s/Pa	170
T_0/K	46
$\rho/(kg/m^3)$	0.0123

为排除网格疏密对计算结果的影响,对本文设计的模型在双通道引射火箭模态,来流为 $Ma_\infty=4.0$ 的条件下进行了网格量分别为218万,413万和630万的数值模拟。图6为不同网格数量下进气道下壁面沿程压比 π 的分布,图中三条曲线基本完全吻合,且

通道内激波位置相同,故排除网格疏密对计算结果的影响。为保证数值计算精度且相应减少计算量,取网格量为413万的网格模型用来本文的数值计算。

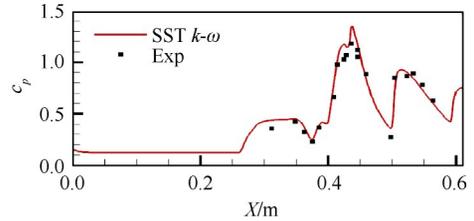


Fig. 5 Comparison of the data between numerical simulation and experiment

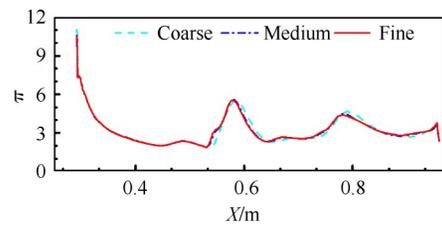


Fig. 6 Pressure ratio distribution along the lower wall of the inlet under different grid numbers

3 结果分析与讨论

3.1 定马赫数转级流动与性能分析

对进气道在固定马赫数 $Ma_\infty=4.0$ 下的转级过程进行了数值计算,图7为流通状态下分流板I处于不同位置时对称面马赫数分布。随分流板I逐渐关闭,进气道压缩能力增强,总收缩比从2.3增至3.69,隔离段内气流速度减小,反射激波的强度逐渐减弱。由于分流板II的旋转,引射火箭通道扩张比增大,气流在通道内加速效果明显,且分流板II转轴处产生的斜激波强度增强,与边界层干扰的现象逐渐加剧,图7(d)中通道下壁面有明显的分离产生。

模态转换时两个通道均处于工作状态,同时给两个通道增加反压进行计算。图8给出了进气道在固定马赫数 $Ma_\infty=4.0$ 下进行模态转换,分流板处于不同位置时极限反压状态下进气道流场云图及性能曲线,其中 φ 为流量系数, σ 为总压恢复系数, p/p_s 为通道出口反压比。

图8(a)分流板I关闭角度 $\theta=2.5^\circ$ 时,逐渐增加两个通道出口反压,通道内结尾激波向前移动。引射火箭通道中下壁面的分离增大并随结尾激波向前传递;结尾激波向前传递与上壁面的边界层干扰产生分离;通道前端部分低能流由两块分流板之间的缝

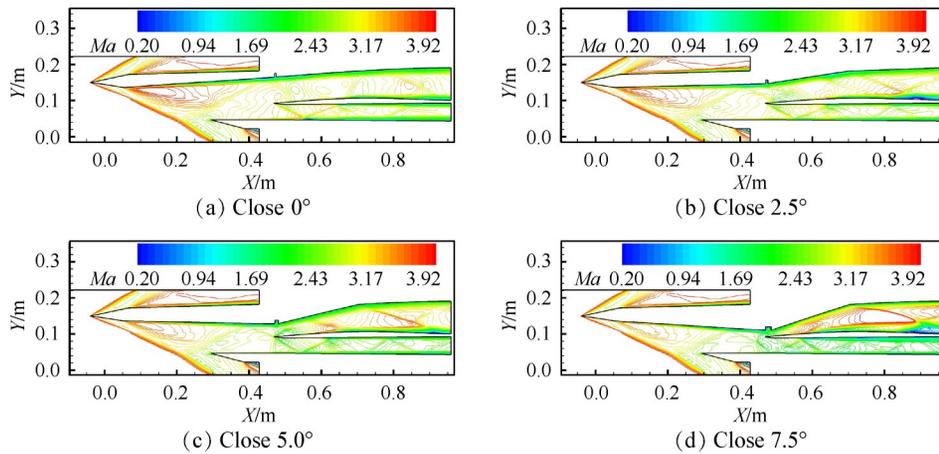


Fig. 7 Mach distribution in the symmetry plane under different closing angles of splitter I at $Ma_\infty=4.0$

隙排出,分流板 II 转轴处低能流积聚产生分离并逐渐向下游发展,由于通道下壁面分离较大,通道内主流被挤压至中间靠上。隔离段内的结尾激波与边界层干扰产生的分离与隔离段角区的低能流汇聚后不断向下游发展,导致分离区集中在通道两侧。随反压的增加,两个通道内分离增大,增大了总压损失,引射火箭通道出口总压恢复系数从通流状态的 0.67 下降至 0.28,冲压通道从通流状态的 0.58 下降至 0.27。当结尾激波没被推出引射火箭或冲压通道之前,引射火箭通道流量系数维持在 0.57,冲压通道稳定在 0.35,当结尾激波推出任一通道,通道流量系数急剧下降,进气道不起动。

图 8(b)和 8(c)为分流板 I 关闭角度 $\theta=5.0^\circ$ 和 $\theta=7.5^\circ$ 时进气道流场云图及性能曲线。在分流板 I 关闭角度 $\theta=5.0^\circ$ 和 $\theta=7.5^\circ$ 时,引射火箭通道下壁面分离逐渐增大,将主流区挤压至通道中间靠上位置,冲压通道内的分离与图 8(a)相似位于通道两侧。其中分流板 I 关闭角度 $\theta=5.0^\circ$ 时,分流板 II 转轴处汇聚的低能流由于主流区的挤压大部分从两块分流板间缝隙排出;分流板 I 关闭角度 $\theta=7.5^\circ$ 时,分流板 II 转轴处角度过大,低能流不能完全从前端缝隙排出,滞留的低能流在角区产生局部分离,阻塞通道。逐渐增大两个通道的反压,通道内分离不断扩大,流动损失也不断增大,分流板 I 关闭角度 $\theta=5.0^\circ$ 时,引射火箭通道出口总压恢复系数由通流状态下的 0.62 下降至 0.23,冲压通道从 0.64 下降至 0.33;分流板 I 关闭角度 $\theta=7.5^\circ$ 时,引射火箭通道出口总压恢复系数从通流状态的 0.52 下降至 0.13,冲压通道从 0.68 降至 0.48。另外,反压计算过程中,进气道正常工作各通道的流量系数均保持稳定。

3.2 区间马赫数转级流动与性能分析

不同的转级方式,进气道的工作性能及内部流场也存在较大差异。图 9 为区间马赫数 $Ma_\infty=3.0\sim 4.0$ 进行模态转换时,通流状态下进气道对称面马赫数云图。随来流马赫数增大,进气道入射激波逐渐向唇口靠近,激波角逐渐减小。图 9 中内压段的激波是由侧壁压缩形成,与图 7 对比发现,分流板 I 关闭角度相同时,低马赫数时冲压通道内的激波更弱,引射火箭通道内斜激波与边界层干扰现象也明显减弱。

图 10 为区间马赫数 $Ma_\infty=3.0\sim 4.0$ 下进行模态转换,分流板处于不同位置时极限反压状态下进气道流场云图及性能曲线,其中图 10(a),(b)对应分流板 I 关闭角度 $\theta=2.5^\circ$, $\theta=5^\circ$,相应的工作马赫数分别为 $Ma_\infty=3.0$, $Ma_\infty=3.5$,分流板 I 关闭角度 $\theta=7.5^\circ$ 时对应图 8(c)。

分流板 I 关闭角度 $\theta=2.5^\circ$ 时,极限反压状态下引射火箭通道内的分离集中在通道上部,是因为分流板 II 转轴处产生的斜激波导致上壁面的边界层加厚,逐渐增大引射火箭通道出口反压,率先在分流板 II 转轴处产生分离,随结尾激波向前移动,分离向下游发展扩大,将主流区挤压至下壁面。极限反压状态下隔离段入口侧壁产生分离并向下游发展,将主流区挤压至通道中间靠上位置。逐渐增大两个通道出口反压,通道内流动损失增大,引射火箭通道出口总压恢复系数从通流状态的 0.76 降至 0.60,冲压通道从 0.74 下降至 0.55。

分流板 I 关闭角度 $\theta=5.0^\circ$ 时,极限反压状态下引射火箭通道与冲压通道内分离区变化情况及分离位置与图 10(a)基本相同。但由于分流板 II 转轴处转角过大,低能流在角区大量积聚,导致通道内分离区变大。另外,图 10(b)显示引射火箭通道出口总压恢

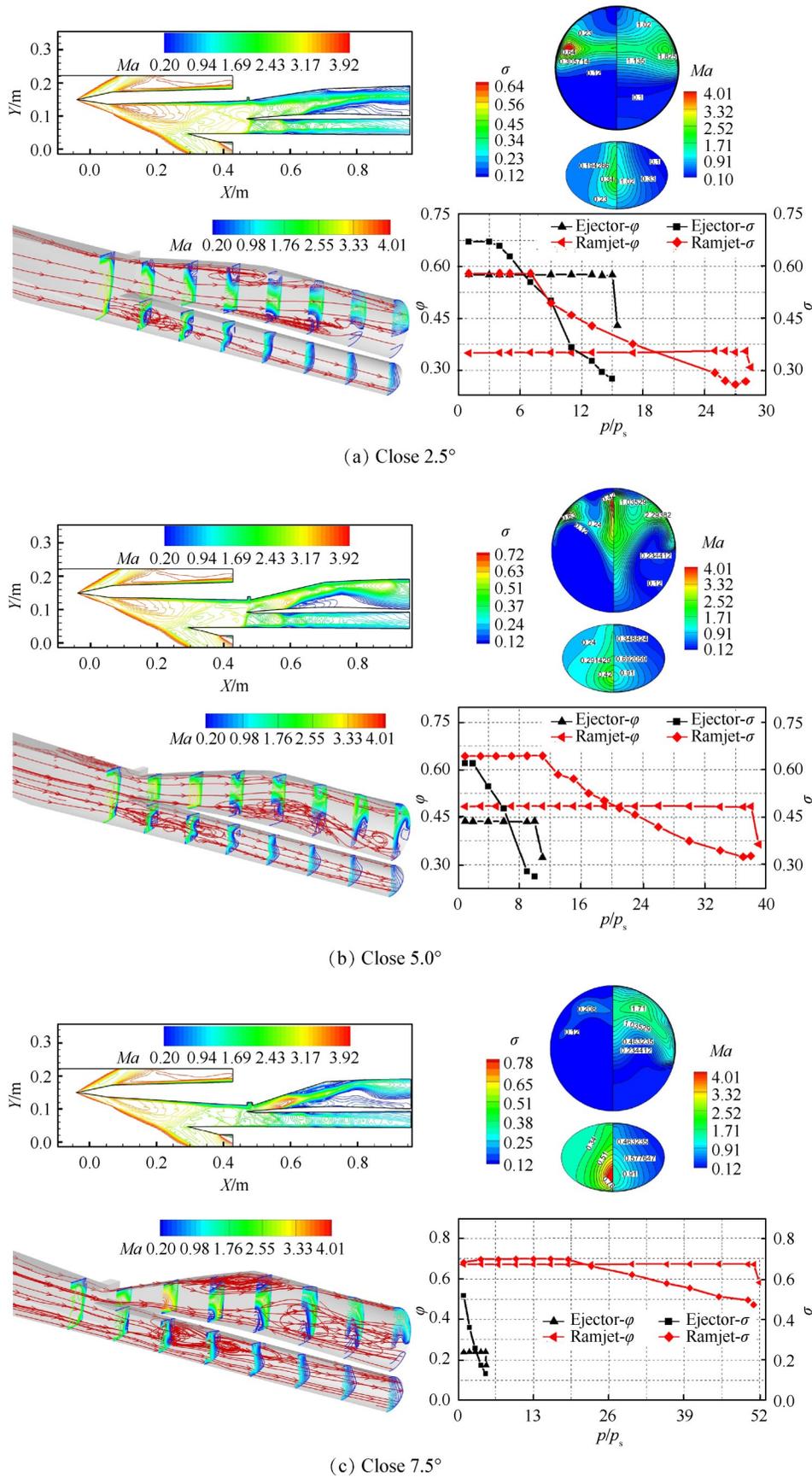


Fig. 8 Mach distribution under different closing angles of splitter I at $Ma_{\infty}=4.0$

复先下降后升再下降,是由于结尾激波在方转圆扩张段向前移动时,分离增大,导致出口总压恢复减

小,当结尾激波运动到分流板II转轴处,由于角区低能流积聚导致分离严重,阻塞了通道,减弱了通道的

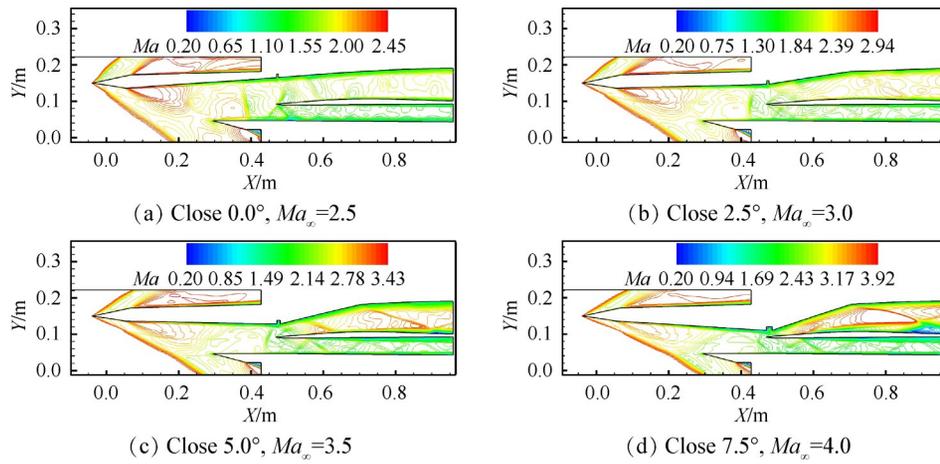


Fig. 9 Mach distribution in the symmetry plane under different closing angles of splitter I at $Ma_x=3.0\sim 4.0$

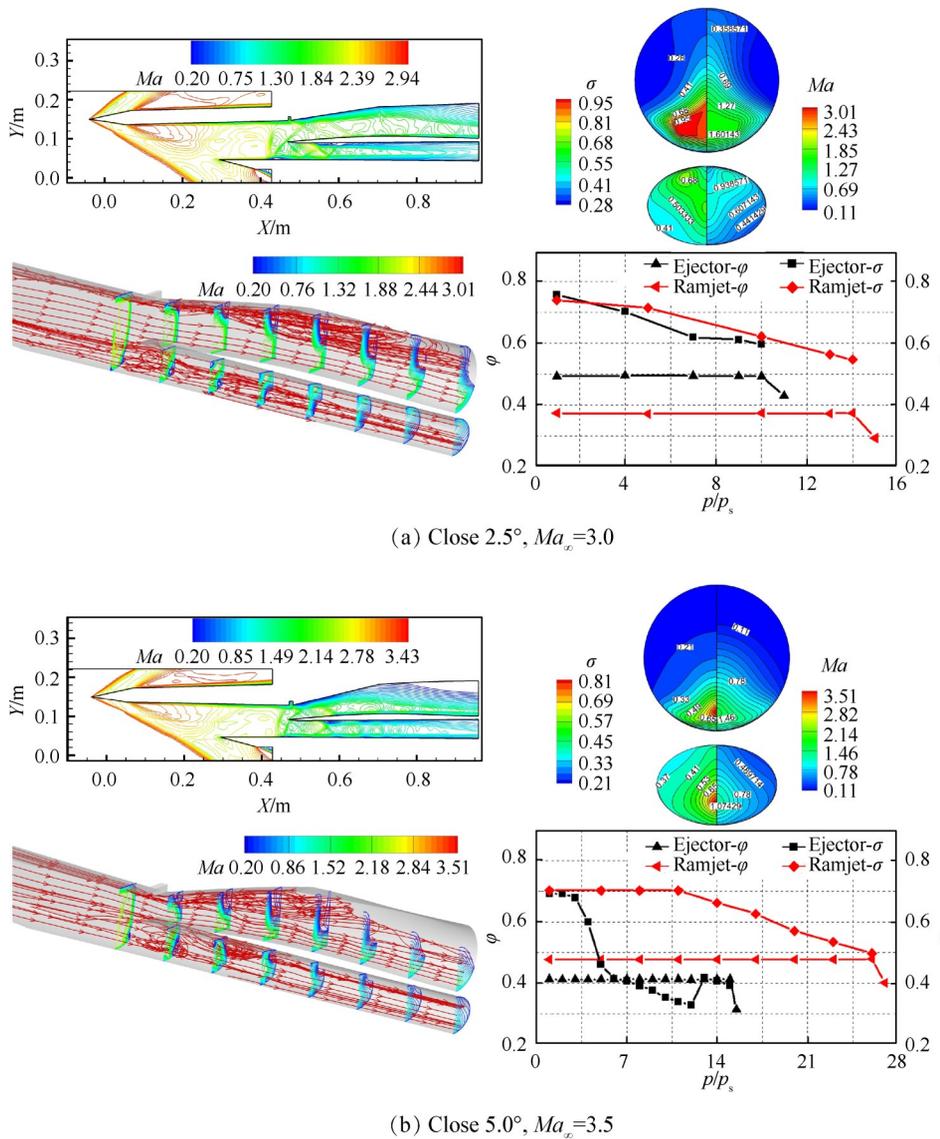


Fig. 10 Mach distribution under different closing angle of splitter I at $Ma_x=3.0\sim 4.0$

扩张效果,使结尾激波前马赫数降低,减少了激波损失,故此时代出口总压恢复系数略有上升,但随反压继

续增加,通道内的分离继续扩大,通道内的流动损失进一步增大,导致通道出口总压恢复系数下降。反

压计算过程中,引射火箭通道出口总压恢复系数由通流状态下的0.69下降至0.39,冲压通道从0.70下降至0.50,结尾激波未推出通道前引射火箭和冲压通道的流量系数均保持不变。

3.3 不同转级模式下性能对比

通道间流量的平稳过渡是模态转换过程的关键。图11为固定马赫数和区间马赫数转级时进气道流量系数曲线。固定马赫数转级时,随分流板 I 关闭角度 θ 增大,引射火箭通道的流量系数从0.64下降至0.24,冲压通道的流量系数从0.28升至0.67,由于分流板 I 和 II 之间的缝隙逐渐增大,泄流量增加,导致总流量系数从0.92降至0.91。区间马赫数转级时,随来流马赫数增加,入射激波逐渐靠近唇口,总流量系数从0.89上升至0.91,其中引射火箭通道的流量系数从0.56降至0.24,冲压通道的流量系数从0.33升至0.67。总流量系数在分流板关闭 2.5° 时出现了轻微下降,是因为分流板的旋转影响了外压缩形式进而导致唇口溢流量增加。

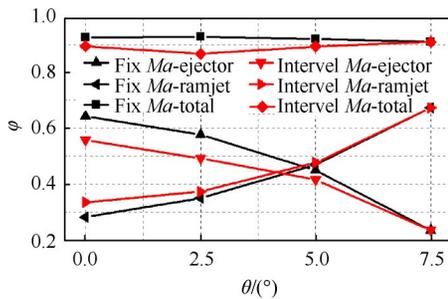


Fig. 11 Coefficient of mass flow rate of inlet at different mode transition types

对比发现, $Ma_\infty=4.0$ 转级时两个通道流量系数的变化值接近0.4,而 $Ma_\infty=3.0\sim 4.0$ 转级时为0.3,可见区间马赫数下转级通道流量系数变化幅度小,通道间流量过渡更加平稳,有助于提高进气道的总体工作性能。

模态转换过程中,喉道马赫数、通道出口马赫数的变化也至关重要。图12为两种转级方式下极限反压状态时喉道马赫数、通道出口马赫数的变化趋势。固定马赫数转级时,随分流板旋转角度增加,进气道的压缩性能增强,喉道马赫数从2.47逐渐下降至1.99,引射火箭通道出口马赫数从0.57上升至0.62,冲压通道从0.58增至0.63;而区间马赫数转级时,喉道马赫数从1.63逐渐增至1.99,引射火箭通道出口马赫数从0.63下降至0.62,冲压通道从0.62升至0.63。

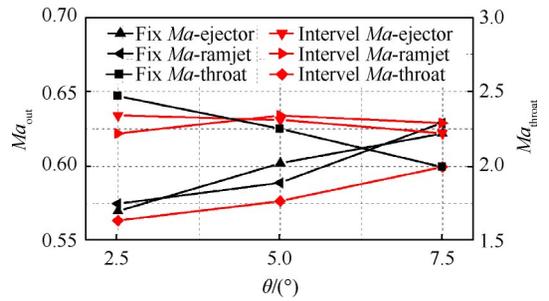


Fig. 12 Mach number changes at throat and exit planes in different mode transition processes

通过对比数据可以看出,区间马赫数转级时,来流速度逐渐增加,喉道马赫数逐渐上升,但喉道马赫数依旧较小,进气道在极限反压状态下流动损失会更小。同时,区间马赫数转级下,两个通道出口马赫数变化幅值小,出口处气流更加平稳,更有助于燃烧室的燃烧,提高模态转换过程的性能。

为进一步定量分析两种模态转换方式下进气道性能的差异,图13给出两种转级方式下进气道的总压恢复系数对比。固定马赫数 $Ma_\infty=4.0$ 转级时,随分流板 I 关闭角度增加,引射火箭通道出口的总压恢复系数从0.28下降至0.13;由于喉道马赫数逐渐下降,冲压通道的总压恢复系数从0.27升至0.48。区间马赫数 $Ma_\infty=3.0\sim 4.0$ 转级时,工作马赫数逐渐增加,进气道的压缩能力不断增强,随引射火箭通道逐渐关闭,通道内分离不断增大,出口总压恢复系数从0.60降至0.13;由于喉道马赫数的上升,冲压通道出口总压恢复系数从0.55降至0.48。对比两种转级方式发现,引射火箭和冲压通道的出口总压恢复在区间马赫数转级时更高。

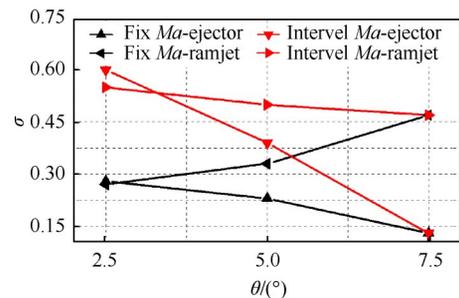


Fig. 13 Total pressure recovery coefficient of inlet under different mode transition types

图14为引射火箭和冲压通道在两种转级方式下的抗反压性能曲线。固定马赫数 $Ma_\infty=4.0$ 转级时,分流板 I 逐渐关闭,极限反压状态下引射火箭通道结尾激波前的压比从2.7逐渐降至1.6,引射火箭通道能

承受的最大反压由15倍来流压力下降至4.8倍;而冲压通道结尾激波前的压比逐渐增强,能承受的最大反压从28倍来流压力增至51倍。区间马赫数 $Ma_\infty=3.0\sim 4.0$ 转级时,引射火箭通道结尾激波前的压比从4.5($Ma_\infty=3.0$)上升至8.7($Ma_\infty=3.5$)再下降至1.6($Ma_\infty=4.0$),通道承受的最大反压由10倍来流压力增至15倍再下降至4.8倍;冲压通道结尾激波前的压比逐渐增大,最大承受反压由14倍来流压力增至51倍。两种转级方式下引射火箭通道的抗反压能力呈下降趋势,冲压通道的抗反压能力均不断增强,可承受较大反压。

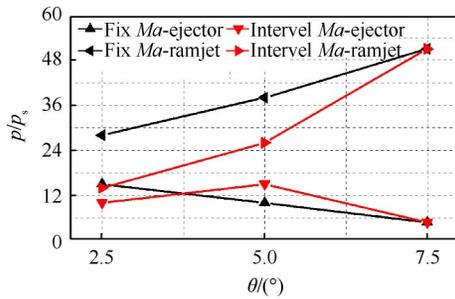


Fig. 14 Anti-back pressure capability of the inlet under different mode transition types

3.4 转级模式对进气道性能影响的讨论

上文对两种引射火箭至冲压模态的转级方式进行了对比分析,结果表明在两种转级方式下进气道均正常工作,实现工作通道的平稳转换。3.2节、3.3节分别对转级过程中进气道内部流场特点、流量系数、喉道马赫数、出口马赫数、出口总压恢复系数以及通道抗反压能力等进行了对比分析。

总的来说,区间马赫数下转级具有以下特点:(1)进气道捕获的流量满足需求,模态转换过程中流量系数变化的幅度小,通道间流量过渡更加平稳;(2)喉道马赫数低,转级过程中马赫数幅值变化小;(3)转级过程中两个通道出口截面马赫数变化更小,气流更加稳定;(4)转级过程中两个通道出口总压恢复系数更高,能量损失小;(5)冲压通道的抗反压能力逐渐增强。根据对内部流场及各项性能参数的分析,选择区间马赫数转级可有效提高该模型在模态转换过程中的综合气动性能。

完成模态转换是组合进气道设计的重要方面,更是组合动力实现的关键。通过本文的数值计算发现,由于引射火箭通道分流板带来的膨胀,导致喉道处气流速度过高,极限反压状态下激波损失增大。另外,模态转换过程中,由于通道扩张比变化剧烈、

型面过渡不光顺等因素,导致通道内的分离严重,增大了流动损失,同时不均匀出口气流增大了畸变,从而降低了该模型的综合性能,后续有必要结合以上问题对该方案展开优化设计。首先改进基本流场,增加入射激波数量均衡进气道的内外压缩比例,在降低喉道马赫数的同时减弱甚至消除分流板打开后的膨胀效应。根据上述的优化方案完善进气道气动模型的设计,从而进一步提高该组合进气道的气动性能。

此外,本文仅对转级过程进行了初步的定常数值计算与流动分析,计算过程中对模态转换时间、分流板旋转速度、出口反压变化规律等非定常因素未作考虑。后续有必要结合转级过程中的动态因素对模态转换过程展开非定常仿真与分析,获得动态特性,为组合动力技术的发展提供可靠的定量参考与依据。

4 结论

本文针对XTER组合循环发动机需求设计了一种三维内转四通道组合进气道,并对其引射火箭至冲压的模态转换过程在定马赫数转级和区间马赫数转级分别进行了对比分析,主要得出以下结论:

(1)固定马赫数转级时,总的流量系数从0.92下降至0.91;区间马赫数转级时,总的流量系数从0.89升至0.91。两种转级方式下总流量系数均保持稳定,在区间马赫数下转级,通道的流量系数变化幅值更小,更稳定。

(2)固定马赫数转级时,喉道马赫数从2.47下降至1.99,区间马赫数转级时,进气道喉道马赫数从1.63升至1.99。同时区间马赫数下转级,两个通道出口马赫数全程变化幅度更小,出口气流更加稳定。

(3)固定马赫数转级时,引射火箭通道的总压恢复从0.28降至0.13;冲压通道的总压恢复从0.27升至0.48。区间马赫数转级时,引射火箭通道的总压恢复从0.60降至0.13,冲压通道的总压恢复从0.55降至0.48,在该方式下转级,两个通道的总压恢复系数更高,能量损失更少。

(4)不同的转级方式,进气道的流动特性以及工作性能均存在差异,结合文中对两种转级方式的分析,在区间马赫数下转级,该组合进气道的综合气动性能更佳。

根据计算结果,后续对进气道气动型面进行优化设计并展开模态转换过程的非定常数值计算,获取模态转换动态特性,为组合进气道的设计与探究

提供可靠依据。

致谢:感谢国家自然科学基金、中央高校基本科研业务费、航空科学基金和中国航天空气动力技术研究院的资助。

参考文献

- [1] Mcclinton C R. High Speed/Hypersonic Aircraft Propulsion Technology Development [J]. *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*, 2007, 1(1): 1-32.
- [2] Snyder L, Escher D, Defrancesco R, et al. Turbine Based Combination Cycle (TBCC) Propulsion Subsystem Integration [R]. *AIAA 2004-3649*.
- [3] Ward J E. Reusable Launch Vehicles and Space Operations[M]. *Alabama: Air University Press*, 2000.
- [4] Miyagi H, Miyagawa H, Monji T, et al. Combined Cycle Engine Research in Japanese HYPR Project [R]. *AIAA 95-2751*.
- [5] Serre L, Defoort S. LAPCAT II: Towards a Mach 8 Civil Aircraft Concept, Using Advanced Rocket/Dual-Mode Ramjet Propulsion System [R]. *AIAA 2009-7328*.
- [6] Bartolotta P, Mcnelis N. NASA's Advanced Space Transportation Program: RTA Project Summary [C]. *Cleveland: 2001 NASA Seal/Secondary Air System Workshop*, 2002.
- [7] Bulman M, Siebenhaar A. Combined Cycle Propulsion: Aerojet Innovations for Practical Hypersonic Vehicles [R]. *AIAA 2011-2397*.
- [8] Sawai S, Sato T, Kobayashi H, et al. Flight Test Plan for ATREX Engine Development [R]. *AIAA 2003-7027*.
- [9] 王巍巍, 郭琦, 曾军, 等. 国外 TBCC 发动机发展研究 [J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2012, 25(3): 58-62.
- [10] Wei B, Ling W, Luo F, et al. Propulsion Performance Research and Status of TRRE Engine Experiment [R]. *AIAA 2017-2351*.
- [11] Hui Y, Jun M, Man Y, et al. Numerical Simulation of Variable-Geometry Inlet for TRRE Combined Cycle Engine [R]. *AIAA 2017-2437*.
- [12] 韦宝禧, 凌文辉, 江强, 等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究 [J]. *推进技术*, 2017, 38(2): 298-305. (WEI Bao-xi, LING Wen-hui, GANG Qiang, et al. Analysis of Key Technologies and Propulsion Performance Research of TRRE Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 298-305.)
- [13] 杨大伟, 余安远, 韩亦宇, 等. 内转式进气道自启动性能研究 [J]. *推进技术*, 2019, 40(1): 76-83. (YANG Da-wei, YU An-yuan, HAN Yi-yu, et al. Study on Self-Starting Characteristics of an Inward Turning Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 76-83.)
- [14] 王伟, 董爱群, 李丹. 基于第二动力技术的 TBCC 综合能源展望 [J]. *航空工程进展*, 2019, 10(1): 21-28.
- [15] 宋自航, 唐海龙, 陈敏. 高超声速并联 TBCC 总体性能分析与模态转换仿真 [J]. *航空发动机*, 2019, 45(1): 33-39.
- [16] 张明阳, 周莉, 王占学, 等. 外并联式 TBCC 发动机模态转换性能模拟与分析 [J]. *推进技术*, 2018, 39(11): 2429-2437. (ZHANG Ming-yang, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, et al. Simulation and Analysis of Mode Transition Performance for an Over-Under TBCC Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2429-2437.)
- [17] 郭荣荣, 金志光, 李猛, 等. 二元外并联 RBCC 进气道变几何方案研究 [J]. *推进技术*, 2017, 38(3): 481-488. (GUO Rong-rong, JIN Zhi-guang, LI Meng, et al. Investigation of a 2D Variable Geometry Over/Under Type Inlet for RBCC [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 481-488.)
- [18] 李怡庆, 施崇广, 朱呈祥, 等. 乘波前体三维内转进气道气动融合设计 [J]. *推进技术*, 2018, 39(10): 2320-2328. (LI Yi-qing, SHI Chong-guang, ZHU Cheng-xiang, et al. Aerodynamic Combination Design Concept for Hypersonic Waverider Forebody and Inward Turning Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2320-2328.)
- [19] 郭峰, 桂丰, 尤延铖, 等. 一种涡轮基组合动力的整机低速风洞试验研究 [J]. *推进技术*, 2019, 40(11): 2436-2443. (GUO Feng, GUI Feng, YOU Yan-cheng, et al. Experimental Study of TBCC Engine Performance in Low Speed Wind Tunnel [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11): 2436-2443.)
- [20] 闵浩, 孙波, 李嘉新, 等. 一种内并联型内转进气道通道间干扰特性研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(12): 2695-2702. (MIN Hao, SUN Bo, LI Jia-xin, et al. Investigation on Interference Characteristics Among Channels of a Over-Under Inward Turning Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2695-2702.)
- [21] 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.
- [22] Albertson C, Emami S, Trexler C. Mach 4 Test Results of a Dual-Flowpath, Turbine Based Combined Cycle Inlet

- [R]. *AIAA* 2006-8138.
- [23] Saunders J, Stueber T, Thomas S, et al. Testing of the NASA Hypersonics Project Combined Cycle Engine Large Scale Inlet Mode Transition Experiment (CCE LIMX)[R]. *NASA/TM-2012-217217*.
- [24] Slater J, Saunders J. CFD Simulation of Hypersonic TBCC Inlet Mode Transition[R]. *AIAA* 2009-7349.
- [25] 袁化成, 章欣涛, 童泽润, 等. 外并联涡轮基组合循环进气道模态转换技术研究[J]. *航空科学技术*, 2015, (11): 37-42.
- [26] 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, (2): 274-278.
- [27] Xiang Xianhong, Liu Yuan, Qian Zhansen. Aerodynamic Design and Numerical Simulation of Over-Under Turbine-Based Combined-Cycle (TBCC) Inlet Mode Transition[J]. *Procedia Engineering*, 2015, 99: 129-136.
- [28] 刘 君, 袁化成, 郭荣伟. 内并联式 TBCC 进气道模态转换过程流动特性分析[J]. *宇航学报*, 2016, 37(4): 461-469.
- [29] Zhu Chengxiang, Zhang Xu, Kong Fan, et al. Design of a Three-Dimensional Hypersonic Inward-Turning Inlet with Tri-Ducts for Combined Cycle Engines[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, (11): 1-10.
- [30] Häberle J, Gülhan A. Investigation of Two-Dimensional Scramjet Inlet Flowfield at Mach 7[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3): 446-459.

(编辑:朱立影)