基于乘波前体的2元TBCC变几何进气道一体化设计

俞宗汉[1],谢业平[2],黄国平[1],蒲永彬[1],李 乾[1],王瑞琳[1]
(1.南京航空航天大学 能源与动力学院,南京 210016;2.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要: 针对空天飞行器"地面起动-高速巡航"的宽马赫数飞行的设计需求,结合乘波体提高升阻比及2元进气道型面调节简单可实现的优势,设计了1种基于乘波前体的2元TBCC变几何进气道,并对不同工作状态下的2元进气道进行了数值模拟与分析计算。所用进气道的总偏转角为23°,唇口角为10°,可有效抑制溢流阻力。数值模拟结果表明:在飞行马赫数为2.0~4.0时,变几何进气道均能成功起动,流量系数在0.60以上,进气道的总压恢复系数为0.47~0.85,气动性能良好。同时,对过渡模态下的2元TBCC进气道进行数值模拟分析,探究了不同的流量分配方案对进气道性能的影响,发现随着流量比的增大,冲压通道出口的气动性能提升,流量系数和总压恢复系数均增大。

关键词: 2元变几何进气道;超燃冲压发动机;乘波前体;数值模拟;过渡模态;流量分配;航空发动机

中图分类号: V211.48 **文献标识码:** A **doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.006

Integration Design of Two-Dimensional TBCC Inlet Based on Waverider Forebody

YU Zong-han[1], XIE Ye-ping[2], HUANG Guo-ping[1], PU Yong-bin[1], LI Qian[1], WANG Rui-lin[1]
(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to meet the design requirements of wide Mach number flight from land take-off to high-speed cruise of aerial vehicle, combined with the advantages of increasing lift/drag ratio of waverider body and simple and realizable adjustment of two-dimensional inlet channel profile, a two-dimensional TBCC inlet was designed based on waverider forebody. The numerical simulation and analysis of the two-dimensional inlet under different working conditions were carried out. The total deflection angle of the inlet was 23° and the lip angle was 10°, which could effectively restrain the spillage drag. The numerical simulation results show that the TBCC inlet can start successfully when the flight Mach number is 2.0~4.0. When the flow coefficient is above 0.60, the total pressure recovery coefficient of the inlet is 0.47~0.85, and the aerodynamic performance is good. At the same time, the numerical simulation analysis of the two-dimensional TBCC inlet in the transition mode was carried out, and the influence of different flow distribution schemes on the inlet performance was explored. It is found that with the increase of the flow ratio, the aerodynamic performance of the stamping channel outlet increases, and the flow coefficient and the total pressure recovery coefficient increase.

Key words: two-dimensional TBCC inlet; scramjet engine; waverider forebody; numerical simulation; transition mode; flow distribtion; aeroengine

0 引言

随着世界航天领域的军事竞争日益激烈,对飞行器装备的要求也不断提高。结合各类发动机在不同飞行条件下具有的优势,组合式动力推进系统(如TBCC、RBCC)的概念被提出,该动力系统能够使飞行器实现从地面起飞到高速巡航的动力衔接[1]。其中,基于TBCC组合动力系统具有单位比冲大、经济性好、可循环使用等特点,成为航空领域重点发展方向[2-6]。

变几何进气道的设计方法是实现TBCC宽马赫数飞行的关键技术之一[7]。通过对进气道前体的波系和通道内分流板角度的调整,实现飞行包线内各状态下的最优气动性能。与3维内转式进气道相比,2元进气道的内部构型和调节机理简单,其通道密封性更易保证,是实现变几何进气道设计的可靠途径,受到

收稿日期: 2019-03-21 **基金项目:** 江苏省普通高校研究生科研创新基金(KYLX15_0259)资助
作者简介: 俞宗汉(1988),男,在读博士研究生,研究方向为高马赫数飞/发一体化;E-mail:yzh@nuaa.edu.cn。

引用格式: *俞宗汉,谢业平,黄国平,等.基于乘波前体的2元TBCC变几何进气道一体化设计[J].航空发动机,2019,45(6):35-40. YU Zonghan, XIE Yeping, HUANG Guoping, et al. Integration design of two-dimensional TBCC inlet based on waverider forebody[J]. Aeroengine, 2019, 45(6):35-40.*

国内外学者的重视。文献[8-11]针对 ATREX 2 元进气道，通过调节压缩楔板来实现进气流量和波系的调整，具有流动特征简单、变几何调节难度低的特点，但该进气道第 2 级斜板的调节会对喉道面积产生明显影响，从而限制了变几何调节裕度；文献[12-13]针对 X-43B 进气道，通过增加调节自由度来提升其内流性能，使飞行器在马赫数为 4.0~7.0 下具有较好的性能；文献[14-15]针对内并联式 TBCC 动力方案，通过调节 TBCC 内部的分流板改变在不同工作状态下各通道的流量，完成在 2.0~5.0 倍声速飞行条件下的模态转换；文献[16]提出 1 种 2 元内并联式 TBCC 进气道结构，在大部分工况下总体性能较好，并且流场质量和出口参数也表现良好；文献[17]提出 1 种内并联式TBCC 方案，分析了变几何泄流腔及其设计参数对进气道内部流场特性的影响。综合以上 2 元 TBCC 变几何进气道的研究可知，其内外流场以及内并联 TBCC 的 2 个流道的流场具有高度耦合的特性，是 TBCC 飞发一体化设计需解决的主要问题之一。总偏转角和进气道外唇口角度是 2 元混压式进气道的 2 个关键参数。总偏转角影响进气道内外压缩段的压缩效率，从而影响进气道的低马赫数起动性能；而唇口角影响飞行器的整体力矩平衡和所受外部阻力。

本文基于 1 种推进系统综合推阻性能分析方法，设计了 1 种 2 元混压式 TBCC 进气道，并对马赫数为 2.0~4.0 的单通道性能进行计算分析；并对过渡模态下的双通道模型进行气动计算，分析了不同开度下的进气道性能变化。

1 2 元进气道及其变几何方案设计

1.1 进气道气动构型

2 元混压式 TBCC 进气道外压缩段由按等波强原理配置的 3 级斜激波组成。设计飞行高度为 24 km，设计马赫数为 4，其他马赫数（Ma=3.5、3.0、2.5、2.0）的飞行条件根据等动载原则得到。结合基于多级锥导乘波体设计的前体型面，利用高速巡航飞行器综合推阻分析方法（如图 1 所示）[18]，得到最佳的 2 元进气道几何参数（总偏转角为 23°，唇口角度为 10°），设计了 2 元混压式进气道的气动构型，如图 2 所示。

1.2 进气道数值模拟

本文对设计的前体 / 进气道气动造型进行结构化网格划分与边界条件设置，如图 3 所示。近壁面的

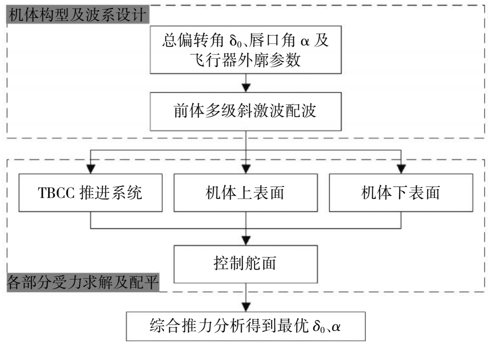


图 1 推进系统综合推阻分析方法

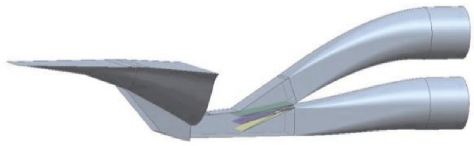


图 2 一体化 2 元 TBCC 变几何进气道完整造型

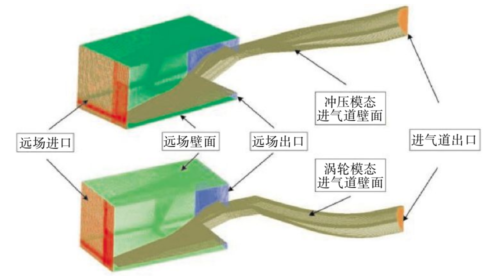


图 3 带前体的 2 元 TBCC 进气道网格拓扑结构

y^+=30，第 1 层网格约为 0.1 mm，网格总数约为 300万。

采用商业软件 CFX 进行数值模拟。采用标准 k-e 湍流模型、标准壁面函数，其校验应用与文献[19]中相同的造型。沿程压力结果分析如图 4 所示。从图中可见，数值仿真结果与试验结果吻合度较高，所以标准 k-e 湍流模型可以用于本文 2 元 TBCC 进气道的模拟验证。

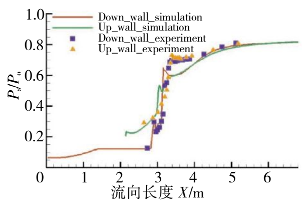


图 4 沿程压力分布 CFD 结果与试验结果的对比

2 进气道模态转换变几何调节规律

进气道喉道高度 h 随飞行速度变化的调节规律如图 5 所示。当飞行马赫数低于转级马赫数时，TBCC 处于涡喷工作模态，所有流量都流入涡轮通道；当飞行马赫数高于转级马赫数时，TBCC 处于过渡态模态，气

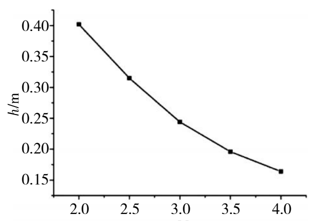
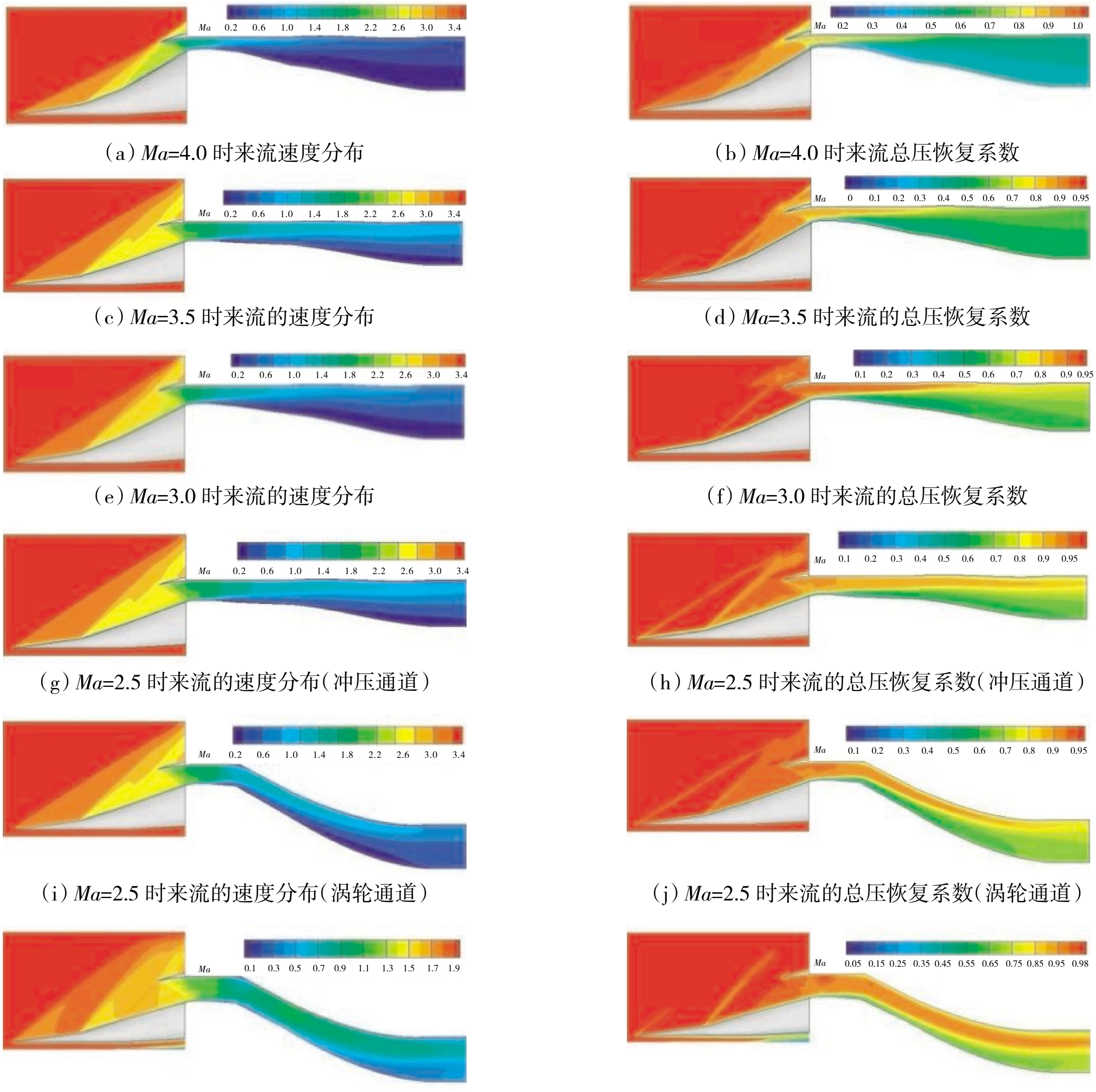


图 5 基于进气道喉道高度 h 与马赫数 Ma 的变几何结构调节规律

流分别流向涡轮流路和冲压流路，通过调节分流板来改变 2 路的流量比，从而实现模态转换。本文选择的转级马赫数为 2.5，即在马赫数为 0~2.5 时，进气道为涡轮工作模态；在马赫数为 2.5~4.0 时，进气道为冲压工作模态；在马赫数为 2.5 时，完成模态转换。对应的变几何机构包括转动压缩板、转动伸缩板、弧形转动板、圆弧滑动板和喉道水平板。当飞行状态变化时，通过调节可调机构改变喉道面积，从而满足飞行状态的改变，确保进气道具有最好的性能。

3　单通道性能分析

马赫数为 2.0~4.0 时进气道典型飞行状态数值仿真结果如图 6 所示。从图中可见，在设计状态马赫数为 4.0 时，3 道入射激波与设计相符，贴口状态均较好，仅有少量溢流，流量捕获性能较高。马赫数为 3.5、3.0 时，来流速度减小，激波脱离唇口向外侧移动，可见唇口的溢流随马赫数的降低而逐渐增加。当来流速度处于转级马赫数 2.5 时，2 个通道同时工作，虽然溢流量比马赫数为 3.0 时的增大，但是由于双通道以及喉道的放大保证了进气道的通流能力，所以溢流的增加比例小于冲压工作模态时马赫数减小的溢流变化比例。当马赫数为 2.0 左右时，TBCC 进入涡轮工作模态，流量捕获能力相对降低，由于进气道激波强度的减小，进气道的总压损失也相应减小。



(a) *Ma*=4.0 时来流速度分布　(b) *Ma*=4.0 时来流总压恢复系数

(c) *Ma*=3.5 时来流的速度分布　(d) *Ma*=3.5 时来流的总压恢复系数

(e) *Ma*=3.0 时来流的速度分布　(f) *Ma*=3.0 时来流的总压恢复系数

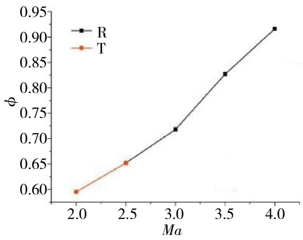
(g) *Ma*=2.5 时来流的速度分布(冲压通道)　(h) *Ma*=2.5 时来流的总压恢复系数(冲压通道)

(i) *Ma*=2.5 时来流的速度分布(涡轮通道)　(j) *Ma*=2.5 时来流的总压恢复系数(涡轮通道)

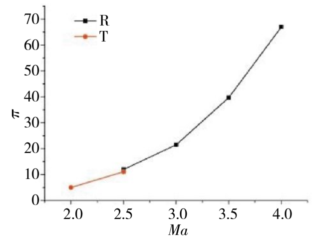
(k) *Ma*=2.0 时来流的速度分布　(l) *Ma*=2.0 时来流的总压恢复系数

图 6　各来流马赫数下对称面的速度及总压恢复系数

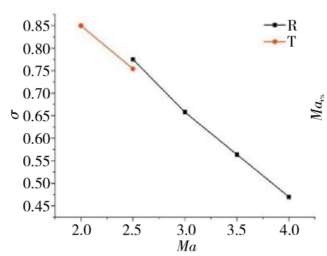
进气道的各项气动性能随马赫数的分布如图 7 所示。从图中可见，在冲压工作模态下，随着飞行马赫数的提高，进气道入射激波的强度增加，进气道唇口溢流量减小，所以流量系数增大，压比增大，出口马赫数降低，总压损失增大。当进气道来流马赫数达到 4.0 时，其对应流量系数为 0.92，此时冲压通道出口马赫数达到 0.27 时，可以满足该通路的来流气体进口速度要求，且在进气道出口的平均总压恢复系数为 0.47。当马赫数高于 2.5 时，进气道为涡轮工作模态，最大流量系数可达 0.65；由于进气道入射激波的强度降低，所以相对于冲压工作模态，涡轮通道出口截面的平均总压恢复系数大于 0.75。总之，数值模拟结果表明：在工作马赫数为 2.0～4.0 时，变几何进气道均能成功起动，流量系数在 0.60 以上，进气道总压恢复系数为 0.47～0.85，气动性能良好。



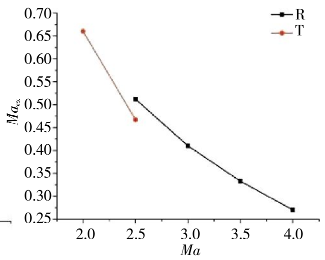
（a）流量系数 ϕ



（b）压比 π



（c）总压恢复系数 σ



（d）出口马赫数 Ma_{ex}

图 7　进气道各性能随马赫数的分布

4　双通道性能分析

对于过渡模态下的气动分析，选择 3 个不同的分流板位置，形成 3 个定几何构型，并对双通道模型进行结构性网格划分（如图 8 所示），对壁面网格加密，边界层高度为 0.1 mm，以保证 $y^+\approx30$，网格总量为 350 万。选用标准 $k-e$ 湍流模型和标准壁面函数进行计算。

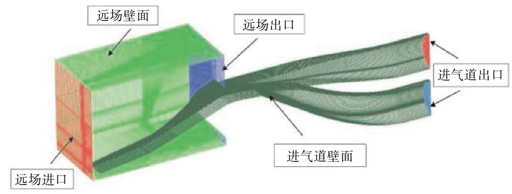
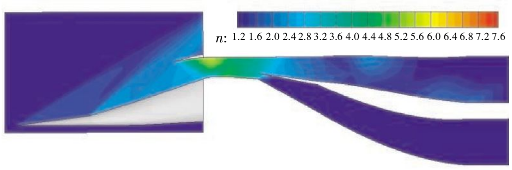


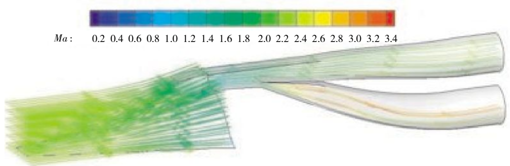
图 8　双通道模型计算网格

3 个不同开度下通流状态的流场结构如图 9 所示。在开度为 1 时，涡轮通道流量约为冲压通道流量的 30%，分流段前气流的最大速度为马赫数 1.6，经过分流段后，冲压通道内气流最大速度为马赫数 2.6，涡轮通道内气流最大速度为马赫数 3.4；由于分流板的开度不会影响到分流段前的气流流场分布，因此在开度 2 和开度 3 下，分流段前的气流最大马赫数约为 1.6。此外，在开度 2 下，冲压通道与涡轮通道的流量相当，2 个通道扩张程度基本一致，因此 2 个通道内最高马赫数约为 2.7；在开度 3 下，冲压通道流量仅为涡轮通道的 35%，经过分流段加速后，冲压通道内最大速度为马赫数 3.3，涡轮通道内最大速度为马赫数 2.3。

若分别在冲压通道与涡轮通道出口处施加一定的反压，使得 2 个通道内的结尾激波运动至分流板前缘位置处（如图 10 所示），此时分流段前的气流仍为

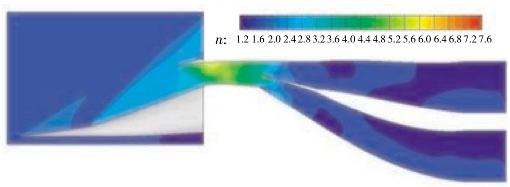


来流压力分布

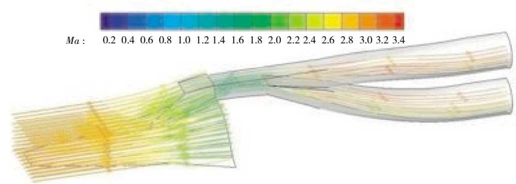


来流流线

（a）开度 1



来流压力分布



来流流线

（b）开度 2

来流压力分布　　　　来流流线

（c）开度 3

图 9　来流 Ma=2.5 时不同开度下通流状态流场结构

速度分布　　　　总压恢复系数

（a）开度 1– 冲压通道 12 倍反压，涡轮通道 5 倍反压

速度分布　　　　总压恢复系数

（b）开度 2– 冲压通道 9 倍反压，涡轮通道 9 倍反压

速度分布　　　　总压恢复系数

（c）开度 3– 冲压通道 5 倍反压，涡轮通道 10 倍反压

图 10　来流速度为 Ma=2.5 时不同开度下冲压和涡轮通道的反压特性

超声速，2 个通道之间互不干涉，进气道性能最佳。

从图中可见，在开度 1 下，当冲压通道出口反压为来流压力的 12 倍，涡轮通道出口反压为来流压力的 5 倍时，2 个通道内的结尾激波运动至分流板前缘，此时冲压通道出口平均马赫数为 0.333，涡轮通道出口平均马赫数为 0.287；在开度 2 下，当双通道出口压力为来流压力的 9 倍时达到此状态，冲压通道出口平均马赫数为 0.370，涡轮通道出口平均马赫数为 0.270；在开度 3 下，在冲压通道出口施加 5 倍反压，涡轮通道出口施加 10 倍反压，结尾激波位于各自通道内，未进入扩张段，此时冲压通道出口平均马赫数为 0.364，涡轮通道出口平均马赫数为 0.362。流量大的通道往往具有承受更大出口反压的能力。

不同的分流板开度对应着不同的通道流量分配，将冲压通道流量与涡轮通道流量的比值定义为流量比，得到了不同流量比下 2 个通道的流量系数与总压恢复系数的变化规律，如图 11 所示。一般情况下，流量较大的通道出口气动性能参数优越，性能更好。总体上随着冲压通道流量的增加，从流量系数和总压恢复系数来看，冲压通道的气动性能逐渐转好，而涡轮通道的气动性能逐渐变差。此外，当冲压通道流量小于涡轮通道流量时，相较于流量比大于 1 的情况，冲压通道的气动性能对流量变化更为敏感。

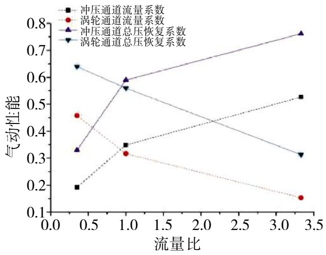


图 11　过渡模态（Ma=2.5）气动性能随流量比的变化规律

5　结论

本文设计了 1 种基于乘波前体的 2 元 TBCC 变几何进气道，并进行了相关工作状态的数值模拟与分

析计算,得到的主要结论如下:

(1)通过对飞行器受力及总压损失的综合推阻分析,得到在最小总压损失前提下净推力最大的2元进气道关键参数：总偏转角 δ_0=23°及唇口角度 α=10°,设计了2元TBCC变几何进气道;

(2)对2元TBCC进气道的数值模拟结果表明,在工作马赫数为2.0~4.0时,变几何进气道均能成功起动,流量系数为0.60以上,进气道的总压恢复系数为0.47~0.85,气动性能良好;

(3)在过渡模态下,针对不同的冲压通道和涡轮通道的流量分配方案，对双通道模型进行了计算,总结得到不同的流量分配对2元变几何进气道的气动性能影响规律。

上述结论可有效地为TBCC变几何方案应用于工程实际提供可靠的参考和依据。

参考文献:

[1] Mesnard J. Overview of the British aerospace hotel transatmospheric vehicle [R].NASA-TM-1986-88008.

[2] Culver G. Probabilistic performance comparison of RBCC-and TBCC-based reusable launch vehicles with enhancing technologies[R]. AIAA-2003-5035.

[3] Fleeman E L. Tactical missile design [M]. New York：AIAA education series,2006:1-3.

[4] 张炜,朱慧,方丁酉,等.冲压发动机发展现状及其关键技术[J].固体火箭技术,1998,21(3):24-30.
ZHANG Wei,ZHU Hui,FANG Dingyou,et al. Development of ramjet and ducted rocket engines [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1998,21(3):24-30.(in Chinese)

[5] Calzone R F. Developments in missile ramjet propulsion[J].JOM-Journal of the Minerals, Metals and Materials Society,1996,47(7)：26.

[6] Fry R S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J].Journal of Propulsion and Power,2004,20(1):27-58.

[7] Steelant J. Atllas：aero-thermal loaded material investigations for high-speed vehicles[R]. AIAA-2008-2582.

[8] Taguch I,Yanagi R. A study on precooled turbojet scramjet rocket combined engines[R].AIAA-1998-3777.

[9] Taguch I,Maita M,Yatsuyanagi N. Air-breather/rocket combined propulsion system research for Japanese SSTO space plane [R]. AIAA-1999-4811.

[10] Taguch I, Futamura H, Shimodaira K. Design study on hypersonic engine components for TBCC space planes[R] . AIAA-2003-7006.

[11] Okai K,Taguch I,Kojima T. Numerical analysis of variable intake and nozzle for hypersonic engines[R]. AIAA-2003-7069.

[12] Lynn E S,Daric W E,Rich L D,et al. Turbine based combination cycle （TBCC） propulsion subsystem integration [R].AIAA-2004-3649.

[13] David W W, Lawrence D H, Carl A, et al. Propulsion airframe integration test techniques for hypersonic air-breathing configurations at NASA langley research center[R].AIAA-2003-4406.

[14] Kevin A S,Paul L M. Structural design and analysis of a mach zero-to-five turbo-ramjet system[R].AIAA-1993-1983.

[15] Pegg R,Hunt J,Petley D. Design of a hypersonic waverider-derived airplane[R]. AIAA-1993-0401.

[16] 李龙. TBCC推进系统总体性能建模与工作特性分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
LI Long. Performance mathematic model and operation characteristic analysis for turbine based combined cycle engine[D].Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2008.(in Chinese)

[17] 张华军,郭荣伟,谢旅荣. TBCC进气道变几何泄流腔研究[J].航空动力学报,2012,27(12)：2714-2723.
ZHANG Huajun,GUO Rongwei,XIE Lyurong. Study of variable geometry bleed cavity of TBCC inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27(12):2714-2723(in Chinese)

[18] 蒲永彬. 一体化二元变几何进气道设计及气动性能研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
PU Yongbin. Variable geometry design and aerodynamic performance research of integrated two-dimensional inlet[D].Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018.(in Chinese)

[19] Joseph F W,Edward T M,Paul L B. Experimental investigation of the performance of a Mach-2.7 two-dimensional bifurcated duct inlet with 30 percent internal contraction [R].NASA-1996-106728.

(编辑:刘 静)