

一种双流路变几何涡轮基组合循环 进气道的设计与仿真

王德鹏¹, 庄逸¹, 谭慧俊^{1,2}, 张鸿³, 杜沫辰¹, 李光胜¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300)

摘 要: 针对涡轮基组合循环(TBCC)发动机宽速域的工作需求,提出了一种外并联双流路的变几何进气道方案.通过转动涡轮和亚燃通道的唇罩前缘,可对进气道的捕获高度进行调节,并可实现模式切换;通过亚燃通道下壁面的多连杆机构,可对进气道的内收缩比进行调节,以实现进气道在宽马赫数范围的高效工作.通过对该进气道进行 CFD 数值模拟,获得了其流动和工作特性,并与定几何进气道方案进行了对比分析.研究表明:该变几何进气道具较宽的工作马赫数范围,且具有良好气动性能.与定几何方案相比,该变几何进气道在来流马赫数 Ma 为 2.5,3.0,4.0 时的总压恢复系数分别高出了 12.5%,30.2%,133.3%.

关 键 词: 涡轮基组合循环; 变几何进气道; 外并联; 双流路; 亚燃通道

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Design and simulation of a dual-channel variable geometry turbine based combined cycle inlet

WANG De-peng¹, ZHUANG Yi¹, TAN Hui-jun^{1,2}, ZHANG Hong³,
DU Mo-chen¹, LI Guang-sheng¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. Sino-European Institute of Aviation Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: To meet the demand of turbine based combined cycle (TBCC) engine, a design concept of external parallel dual-channel variable inlet was proposed. By rotating cowls of turbine channel and ramjet channel, the inlet can regulate mass flow capture height and realize mode transition. Besides, the inlet can obtain good performance in a wide Mach range by adjusting internal contraction ratio with the Multi-linkages mechanism under the lower wall of ramjet channel. Numerical simulation method was applied to investigate the flow characteristics and the performance of the inlet. The results reveal that the variable inlet can work in a wide Mach range with good performance in the work envelope. Compared with

收稿日期: 2014-04-12

基金项目: 国防基础科研; 国家自然科学基金(91261112, 11172133, 1172136);

教育部新世纪优秀人才支持计划(NCTE-11-0831)

作者简介: 王德鹏(1990—),男,甘肃白银人,硕士生,主要从事内流动力学的计算与实验研究.

fixed geometry inlet, the variable geometry inlet can increase total pressure recovery coefficient up to 12.5%, 30.2% and 133.3% at Mach number is 2.5, 3.0 and 4.0, respectively.

Key words: turbine based combined cycle (TBCC); variable inlet; external parallel; dual-channel; ramjet channel

作为吸气式高速推进系统的重要组成部分,进气道对整个推进系统性能有显著影响^[1]. TBCC 进气道的主要任务是高效率地分别向涡轮发动机的压气机或冲压发动机的燃烧室输送一定压力、温度、速度和流量的空气^[2],以满足飞行器宽马赫数飞行的需要.同时,还需在模态转换过程中实现涡轮通道和冲压通道流态和流量的平稳切换,以保证发动机的推力平稳过渡,因此进气道的性能高低决定了 TBCC 发动机研制的成败^[3].由于 TBCC 发动机需要在非常宽广的工作马赫数和姿态角范围内正常、高效工作,而定几何进气道的宽马赫数工作能力较差,不能满足 TBCC 发动机的需求,因此发展一种几何形状可以调节并能和 TBCC 发动机相匹配的进气道是十分有必要的.

TBCC 进气道可分为串联式和并联式,并联式又分为内并联式和外并联式.早在上个世纪 80 年代,各国学者就首先对串联式 TBCC 进气道的开展了相关研究.文献[4-5]提出并研制了一种基于吸气式涡轮膨胀循环发动机(ATREX)变几何进气道.该进气道采用轴对称串联布局,通过中心锥的前后移动可实现外压缩激波位置的调节.文献[6-11]对 HYPR TBCC 发动机进行了研究.该发动机进气道形式为二元串联布局,其前体采用 4 级外压缩,除 1 级外压缩角固定外,其他 3 级外压缩角均可调,通过将其内通道收缩段下壁面平移到相应位置与压缩面相适应,以实现进气道在 $Ma=0\sim 5.0$ 范围内正常工作.虽然串联式 TBCC 进气道具有尺寸小、质量轻等优点,但高马赫数飞行时其涡轮发动机会在流路中造成很大的性能损失,导致高马赫数状态下性能欠佳^[12].随后,文献[13-14]提出了内并联式 TBCC 进气道,该方案的涡轮发动机和冲压发动机进气道共用外压段和内收缩段,喉道之后分成两个流路,依靠分流板调节两个流道的流量分配及模态转换的控制.与串联布局相比,内并联式进气道可获得较宽的工作马赫数范围,但其涡轮和冲压流道间存在相互干扰,且模态切换过程中进气道的气动特性变化较大.为此,文献[15-16]中美国 NASA 提出了一种外并联 TBCC 进气道方案,即为 X43-B 发

动机所采用的进气道方案.该类进气道的涡轮通道与冲压通道拥有各自流路,仅部分共用前体压缩面.如在 $Ma=4.0$ 状态下,通过涡轮通道唇罩的转动即可实现涡轮/冲压模态的相互切换.文献[17]提出了另一种外并联布局的 TBCC 进气道方案.其工作马赫数范围为 $0\sim 7.0$,同样在 $Ma=4.0$ 状态下利用涡轮通道的唇罩转动完成双模态的切换,而且该进气道涡轮通道的喉道高度还可依据 Ma 的不同进行相应调节.上述外并联式 TBCC 进气道不仅工作马赫数范围宽,且能够有效降低涡轮和冲压模块间耦合干扰,但进气道的设计难度较大.

目前国内有关 TBCC 发动机的进气道的研究相对较少.李龙等人设计了一种内并联型 TBCC 进气道方案,并仿真获得了其在典型工作状态下气动性能和流动结构^[18].严红明等对内并联 TBCC 可调进气道的性能进行了研究^[19].张华军提出了一种可变几何泄流腔的内并联 TBCC 进气道,并给出了该泄流腔主要几何参数对进气道流场特征和起动能力的影响特性^[20-21].总体来说,国内研究均集中在内并联 TBCC 可调进气道的设计和性能仿真方面,而对外并联双流路 TBCC 进气道则较少涉及.

本文提出并设计了一种外并联式变几何 TBCC 进气道,并利用数值方法分析了其在各典型工作状态下气动性能和流动结构,同时还对比分析了变几何对亚燃通道进气道性能的改善幅度.

1 变几何进气道方案介绍

针对 $Ma=0\sim 4.0$ 范围内的宽速域工作要求,本文提出了一种双通道外并联变几何 TBCC 进气道方案,该进气道由亚燃通道和涡轮通道组成,并呈上下布置(如图 1 所示),其变几何调节部位共有 3 处:第 1 处可变部位是涡轮通道唇罩,利用该唇罩的转动即可完成涡轮/亚燃模态的相互切换;第 2 处可变部位是亚燃通道唇罩,通过改变该处唇罩的角度可实现亚燃通道进口捕获面积和内收缩比的调节;第 3 处可变部位为亚燃通道内通道下壁面,通过调节其最高点位置可获得不同 Ma 下合适的亚燃通道喉道高度.

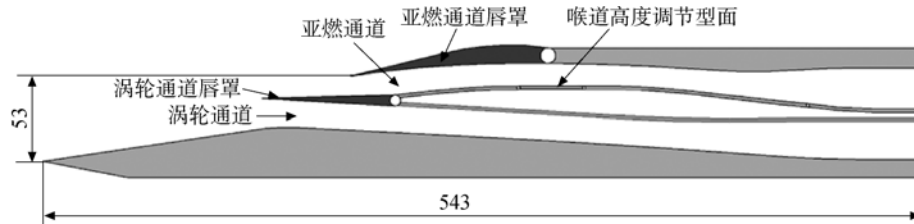


图 1 进气道示意图(单位:mm)

Fig. 1 Inlet sketch (unit:mm)

在设计该进气道时,以捕获高度作为约束条件,首先完成了两级外压段配波,在此基础之上,进行了亚燃通道的设计,最后选取了合适的涡轮通道唇罩转轴位置,完成了涡轮通道的设计. 进气道方案的具体设计参数参见表 1.

图 2 给出了该方案在各个典型状态时的工作示意图. 可以看出,在涡轮模式时,进气道前体仅 1 级压缩(图 2(a)). 当 Ma 增加至 2.0 时进气道进行模式切换,涡轮通道唇罩向下转动使得涡轮通道完全闭合,并形成两级前体外压缩,进气道由涡轮模式切换进入亚燃模式(图 2(b)). 进入亚燃

表 1 涡轮通道和亚燃通道主要设计参数

Table 1 Main design parameters of turbine and ramjet channel

模态	Ma	内收 缩比	唇罩压缩 角/(°)	一级压 缩角/(°)	二级压 缩角/(°)
涡轮	2.0	1.06	10.8	8.5	
	2.0	1.09	3.1	8.5	5
亚燃	2.5	1.30	5.1	8.5	5
	3.0	1.70	5.1	8.5	5
	4.0	3.20	5.1	8.5	5

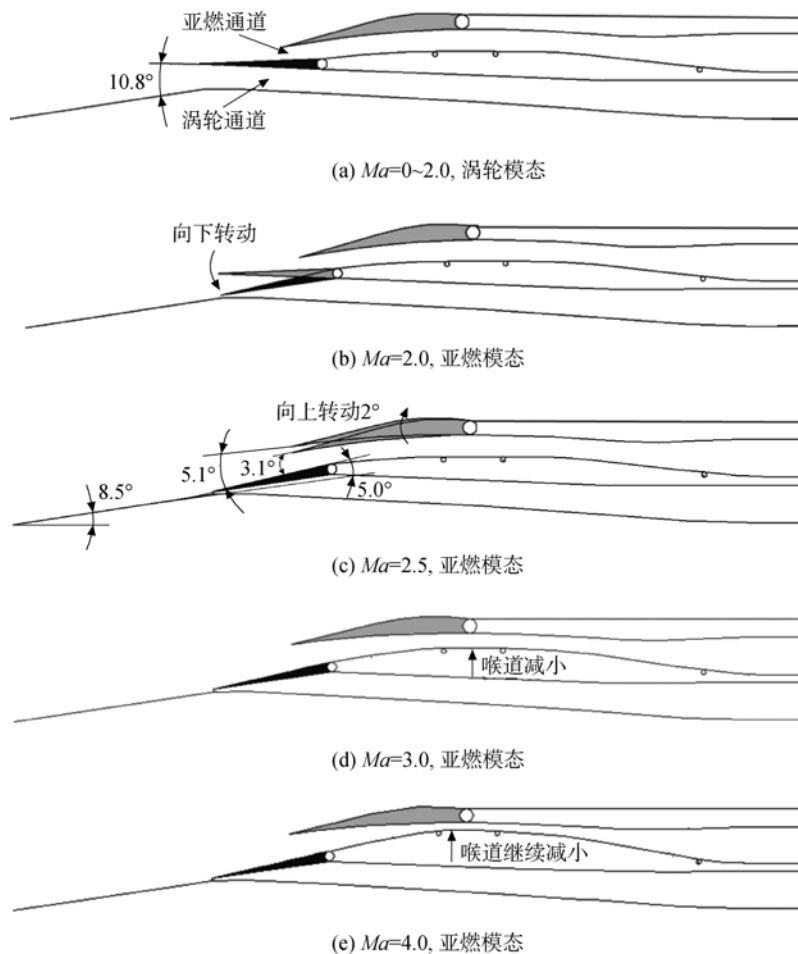


图 2 进气道在典型工作状态示意图

Fig. 2 Inlet sketch in typical working condition

模态后,随着 Ma 继续增加,进气道几何构型发生变化:在低马赫数($2.0 < Ma < 2.5$)时,亚燃通道唇罩处于初始位置,以保证进气道的起动能力;在高马赫数($2.5 \leq Ma \leq 4.0$)时(图 2(c)~图 2(e)),该唇罩向上转动 2° ,以提高进气道的捕获能力,同时亚燃通道喉道下壁面不断上移,旨在增加通道内收缩比,提升高马赫状态下进气道的总压恢复性能。

图 3 给出了亚燃通道喉道高度调节机构简图,通过水平滑轨的左右移动,即可实现喉道高度的调节。亚燃通道具体几何尺寸及其下壁面型线变

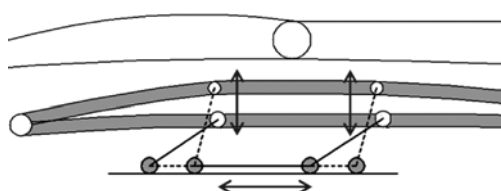


图 3 喉道高度调节机构示意图

Fig. 3 Sketch of throat height regulation

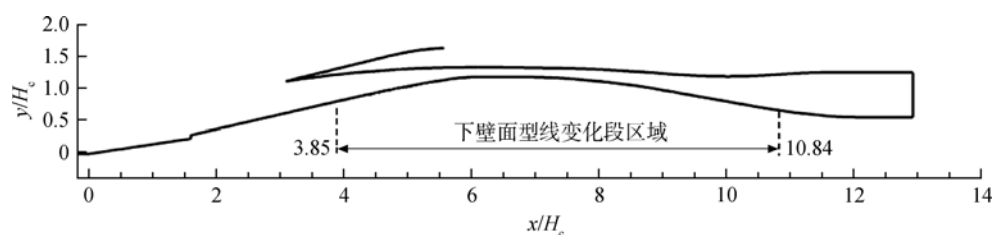
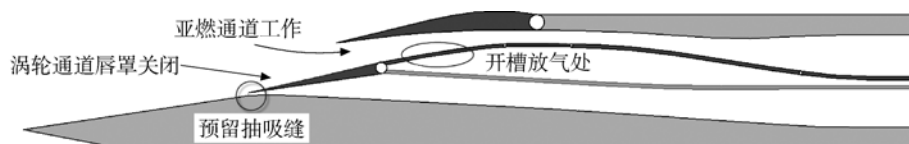
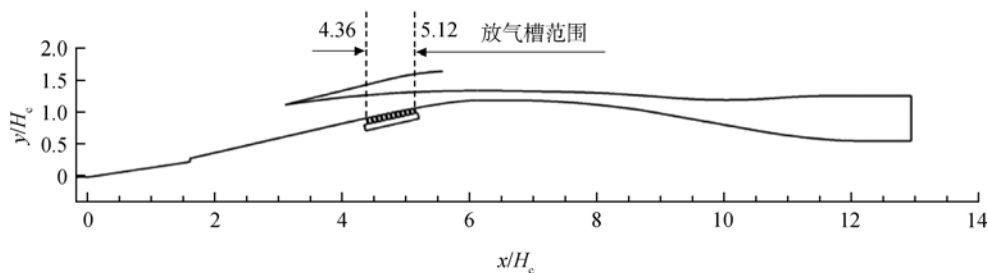


图 4 亚燃通道几何尺寸及其下壁面型线变化区域

Fig. 4 Ramjet channel geometry size and variable geometry part of the bottom wall



(a) 抽吸部位示意图



(b) 第2处抽吸位置

图 5 抽吸部位

Fig. 5 Suction part

化范围如图 4 所示,其中 H_c 是进气道捕获高度。

此外,该方案还考虑对亚燃模态时进气道的前体和内通道进行边界层放气处理。图 5 和图 6 为其放气缝的具体布局形式。其中第 1 处放气缝位于前体 1 级、2 级压缩面的交接处,即考虑涡轮通道不完全关闭,将此处设置为高度与当地边界层厚度相当的放气缝,用来排出 1 级压缩面上的低能气流。第 2 处放气缝则位于亚燃通道唇罩激波入射点($Ma=4.0$ 状态)之后,旨在对当地的激波/边界层诱导产生的分离现象进行控制。

为了对比分析变几何进气道的性能优势,本文在该变几何方案的基础上,还设计了一种亚燃通道喉道高度和唇罩位置均不可调的定几何进气道方案。该定几何进气道方案唇罩压缩角为 5.1° ,内收缩比为 1.10,自起动马赫数 Ma_a 为 2.0,其他几何尺寸与变几何方案相同,同样采用了局部边界层放气处理,具体结构示意图参见图 7。后文中方案 A 即为变几何方案,方案 B 则为定几何方案。

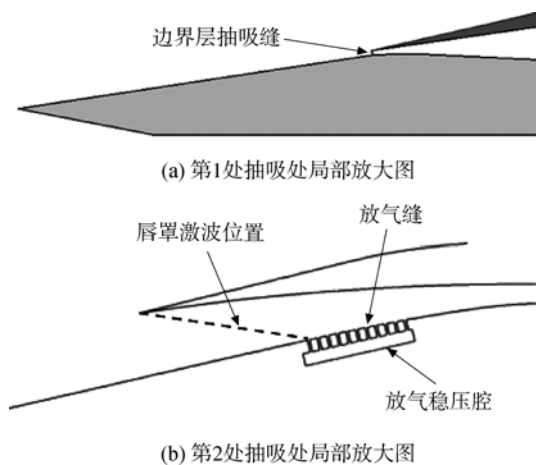


图 6 抽吸部位放大图

Fig. 6 Enlarged view of suction part



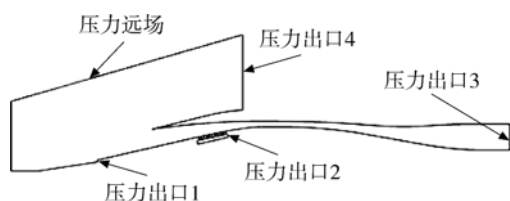
图 7 方案 B 进气道示意图

Fig. 7 Inlet sketch of case B

2 数值仿真方法

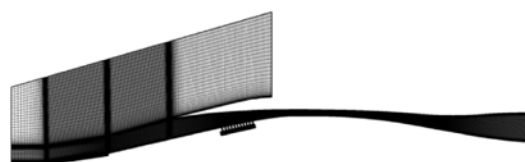
2.1 计算网格及计算方法

图 8 给出了仿真中所采用的计算域及边界条件设置情况. 整个计算域采用结构网格进行填充, 并对近壁面网格进行了局部加密(见图 9), 以保证近壁面网格满足湍流模型对 y^+ 的要求, 网格单元总数约 19 万.

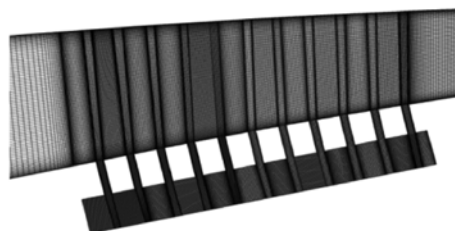
图 8 $Ma=4.0$ 工况边界条件设置示意图Fig. 8 Boundary condition sketch in $Ma=4.0$

本文使用 Fluent 进行数值模拟, 采用基于有限体积法的二维 Navier-Stokes (N-S) 方程求解器. 无黏对流通量使用 Roe 格式进行差分分裂. 湍流模型选用 $k-\epsilon$ SST (shear stress transport) 模型, 并使用具有 2 阶精度的格式进行离散. 在计算中, 迭代过程的收敛以各方程残差均下降 6 个数量级, 并以监控的流动参数保持不变为收敛准则.

在本文的仿真中, 不同马赫数时的压力和温度由飞行高度对应的大气参数给定, 具体如表 2 所示.



(a) 亚燃工作状态时计算域网格



(b) 亚燃通道放气槽处网格

图 9 计算网格

Fig. 9 Computation grids

表 2 飞行高度与大气参数

Table 2 Flight height and atmospheric parameter

Ma	高度/km	来流静压/Pa	来流静温/K
2.0	11	22 700	216.7
2.5	12	19 399	216.7
3.0	13	16 579	216.7
4.0	17	8 849	216.7

2.2 算例验证

利用上述模拟方法对文献[22]中的二元超声速进气道进行了仿真研究, 并将所得到的结果与实验数据进行了对比, 以验证本文所用数值方法的可靠性. 图 10 给出了算例进气道几何构型示意图. 选取其设计马赫数 $Ma_{\text{d}}=2.5$ 作为仿真状态, 其他边界条件的设置则根据文献[22]的实验状态给定.



图 10 二元进气道几何构型

Fig. 10 Sketch of 2-D inlet

图 11 给出了实验纹影和仿真得到的数值纹影的对比, 从图中可看出数值模拟得到的波系结构、流动形态与实验结果较为吻合. 图 12 给出了仿真与实验获得的进气道下壁面沿程静压分布曲线, 可看出无论是数值还是曲线变化趋势, 仿真得到的下壁面静压均与实验数据吻合较好. 因此, 可

采用上述经过算例验证的数值仿真方法开展后续研究工作。

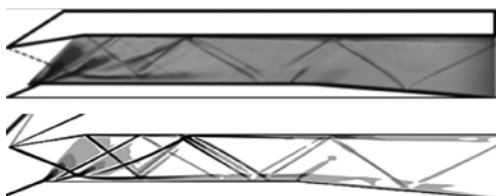


图 11 实验纹影与数值对比

Fig. 11 Comparison of experimental schlieren and numerical schlieren

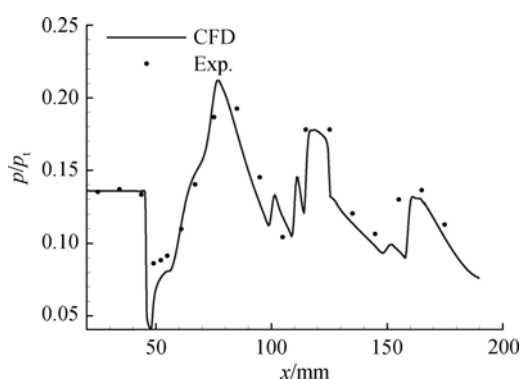


图 12 进气道下壁面沿程静压分布

Fig. 12 Pressure distribution of bottom wall along stream wise

3 数值仿真结果及分析

3.1 方案 A 进气道工作特性

首先对方案 A 开展了典型工况下的数值模拟研究. 具体计算状态包括 $Ma=2.0$ 时的涡轮模态及 $Ma=2.0, 2.5, 3.0, 4.0$ 时的亚燃模态.

图 13 给出了涡轮模态下进气道方案 A 的马赫数分布图谱, 其对应的来流 $Ma=2.0$. 可以看到, 此时涡轮通道和亚燃通道均处于开启状态, 两通道均能正常起动, 并且涡轮通道的内流道波系正常建立, Ma_{th} 控制合理, 在 1.3 左右. 另外, 涡轮通道进气道在出口反压 p_b/p_0 增加至 5.7 时达到临界状态附近, 此时结尾激波处于喉道下游的扩张段内, 并与当地边界层相互干扰形成了一个激波串列, 即所谓的激波串现象. 该状态下, 进气道的流量系数和临界总压恢复系数均为 0.82. 从图中可看出, 亚燃通道放气槽附近边界层厚度剧烈增加, 且出现了边界层分离现象, 这是因为涡轮通道唇罩完全张开(对应图 2(a)), 导致亚燃通道前

缘和进口处气流加速膨胀(图 13(a)), 到达放气槽时静压较小, 因此有低速气流从放气槽向内通道注入, 从而产生了分离包.

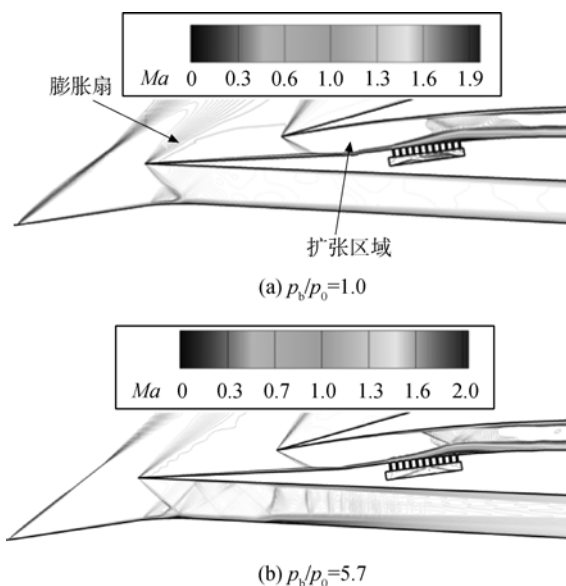


图 13 涡轮模态进气道马赫数等值线图 ($Ma=2.0$)

Fig. 13 Inlet Mach contour line in turbine modal ($Ma=2.0$)

当涡轮通道唇罩向下转动完成模态转换后, 进气道进入亚燃模态. 仿真得到的亚燃通道在不同马赫数时主要性能参数参见表 3, 对应工况通流和临界状态的马赫数分布图谱则如图 14 所示.

表 3 亚燃模态时进气道主要性能参数

Table 3 Main performance parameter of ramjet channel

Ma	喉道 马赫数 Ma_{th}	流量 系数	总压 恢复 系数	极限反压 (p/p_0)	总放气 比例/%
2.0	1.17	0.41	0.90	6.5	13.8
2.5	1.23	0.64	0.81	12.4	11.1
3.0	1.34	0.76	0.69	24.0	10.7
4.0	1.49	0.90	0.63	94.0	9.8

在 $Ma=2.0$ 时(图 14(a)、图 14(b)), 亚燃通道唇罩未完全张开, 其内收缩比最小以保证进气道可顺利起动. 此时前体外压缩激波远离唇口, 进气道进口溢流较多, 流量系数为 0.41. 通流状态下, 进气道的 $Ma_{th}=1.17$, 当出口反压 $p_b/p_0=6.5$ 时, 结尾激波接近喉道截面附近, 此时进气道达到临界状态, 出口总压恢复系数为 0.90.

在 $Ma=2.5$ 时(图 14(c)、图 14(d)), 唇罩完全张开, 进气道捕获高度有所增加, 且外压缩段激

波逐渐向唇口靠拢,因此该状态下流量系数增加至 0.64。相比 $Ma_0 = 2.0$ 工况,由于 Ma_0 的增加, Ma_{th} 增加至 1.23,结尾激波损失增大,同时外压缩激波损失也增加,因此进气道出口总压恢复系数减小至 0.81。

当 Ma 增加到 3.0 时(图 14(e)、图 14(f)),前体外压缩激波进一步向唇口靠拢,进气道流量系数增加至 0.76。与 $Ma = 2.5$ 相比,该状态下喉道下壁面上移,喉道截面进一步缩小,进气道内收缩比增加, $Ma_{th} = 1.34$,仅略有增加。但临界状态下喉道上游激波增压过程和扩张段亚声速增压过程的损失增加使得该状态下进气道出口总压恢复系数下降至 0.69。

当 Ma 变为 4.0 时(图 14(g)、图 14(h)),前体外压缩激波准确汇聚于唇口前缘,进气道流量系数达到最大,为 0.90。此时喉道下壁面上移至最高点,喉道截面面积最小,进气道内收缩比较大,因此 Ma_{th} 增加并不显著,仅为 1.49,且临界状态时进气道出口总压恢复系数可达到 0.63。另外,由图还可以发现,该状态下唇罩激波入射点位

于最左边放气槽处,部分由唇罩入射激波/边界层干扰诱导的边界层气流被顺利排出内通道,达到了预期设计目的。

总体来说,方案 A 进气道在涡轮模态和亚燃模态下均能正常工作,且各典型工况下进气道性能良好、内通道流动结构合理。

3.2 方案 A 与方案 B 性能对比

为验证方案 A 喉道和唇罩调节对进气道性能的提升效果,本文还对方案 B(定几何进气道)开展了数值仿真研究。

图 15 给出了方案 B 在不同 Ma 时临界状态的马赫数等值线图谱。可以看出,方案 B 在各典型马赫数下均能正常起动。与方案 A 相比,由于喉道截面不可调,当 $2.5 \leq Ma \leq 4.0$ 时该进气道方案喉道附近马赫数整体较高,内通道结尾激波损失大幅增加,因此不难推测其总压恢复性能整体低于方案 A。

图 16 还对比给出了方案 A 与方案 B 流量系数(ϕ)随来流马赫数的变化曲线。由图可知,两者的流量系数均随 Ma 的增加而增加,且数值几近

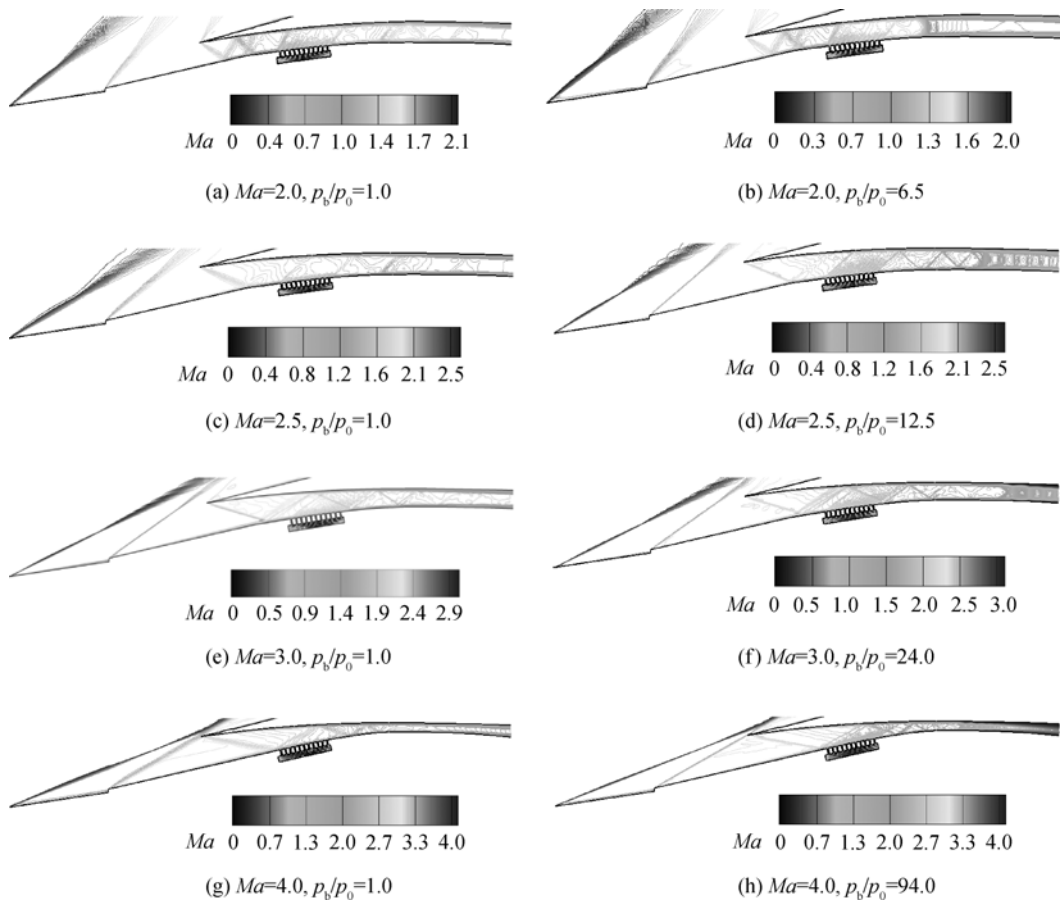


图 14 进气道亚燃通道在典型工作状态时的马赫数等值线图

Fig. 14 Mach number contour of ramjet channel in typical working condition

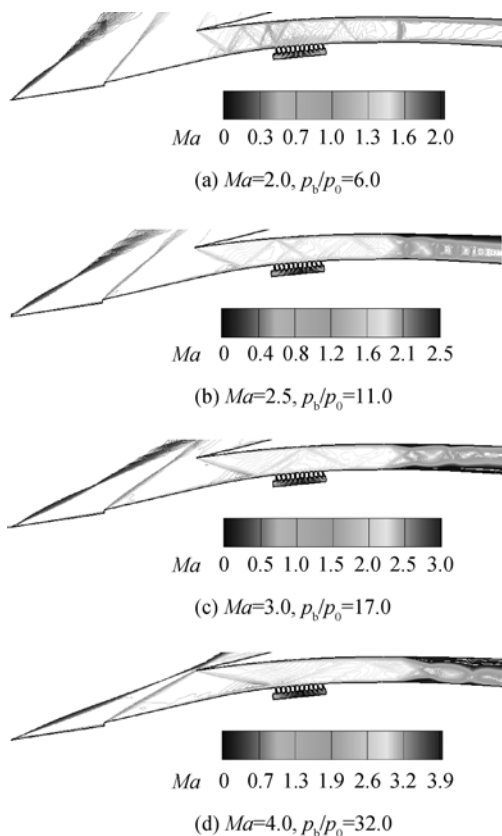


图 15 方案 B 亚燃通道马赫数等值线图

Fig. 15 Ramjet channel Mach number contour of case B

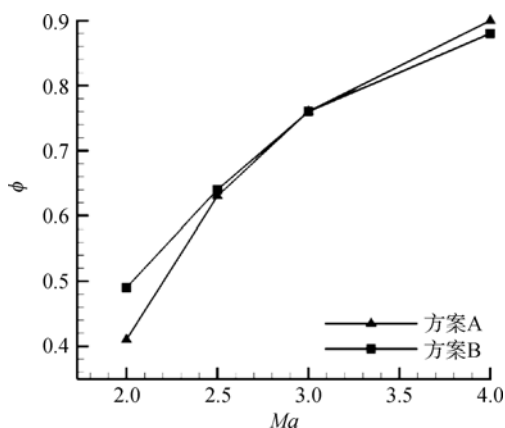


图 16 方案 A、方案 B 流量系数对比曲线

Fig. 16 Comparison of mass flow coefficient for case A and case B

重合,仅在 $Ma=2.0$ 状态下存在一定差别. 这可能是由于 $Ma=2.0$ 下方案 B 的前体外压段激波更加靠近进气道唇口前缘的缘故.

图 17 和图 18 分别给出了方案 A 和方案 B Ma_{th} 和临界状态时的出口总压恢复系数 (σ). 从图 17 不难发现,两方案的 Ma_{th} 均随 Ma 的增加而增加. 在 $Ma=2.0$ 时两方案 Ma_{th} 数值基本相同,但

从 $Ma=2.5$ 开始,由于方案 A 采用变几何措施,其喉道截面积较小,因此其 Ma_{th} 数值明显低于方案 B,这使得结尾激波系所导致的总压损失显著下降. 在 $Ma=2.5, 3.0, 4.0$ 时,方案 B 出口截面的临界总压恢复系数分别为 0.72, 0.53, 0.27, 而方案 A 则分别比方案 B 高出 12.5%, 30.2% 和 133.3%.

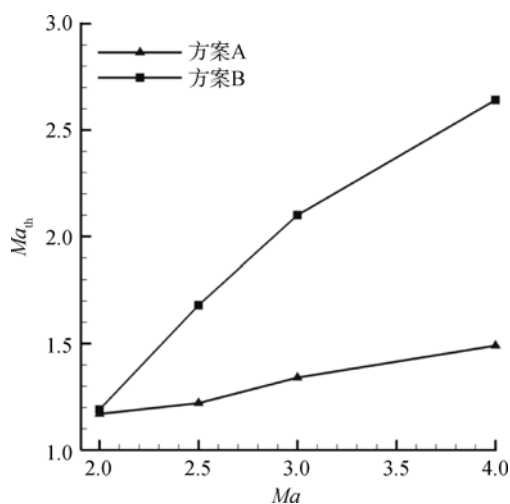


图 17 方案 A、方案 B 喉道马赫数对比曲线

Fig. 17 Comparison of throat Mach number for case A and case B

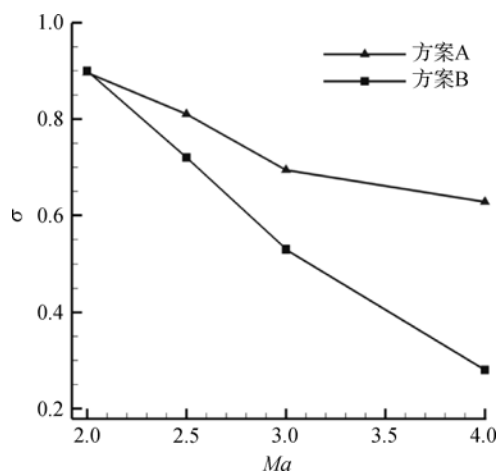


图 18 方案 A、方案 B 总压恢复系数对比曲线

Fig. 18 Comparison of total pressure recovery coefficient for case A and case B

此外,方案 A 采用喉道截面可调还使得进气道出口耐反压能力优于方案 B. 图 19 对比给出了两方案临界反压随 Ma 的变化曲线. 可以看出,在 $Ma=2.5 \sim 4.0$ 范围内,方案 A 的临界反压整体高于方案 B,且该差别在 $Ma=4.0$ 时达到最大.

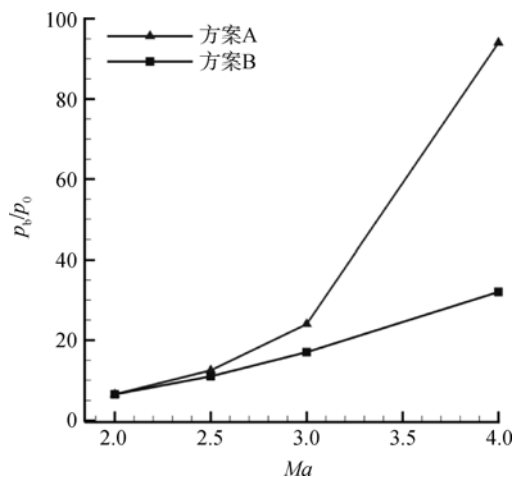


图 19 方案 A、方案 B 临界反压对比曲线

Fig. 19 Comparison of back pressure in critical situation for case A and case B

综上所述,通过转动唇罩和内通道喉道高度,可使进气道方案 A 的内收缩比随 Ma 的增加而增加,进而提高进气道出口总压恢复性能和耐反压能力。因此,相比方案 B 的定几何进气道,变几何进气道方案 A 具有较明显的性能优势。

4 结 论

针对 TBCC 发动机宽马赫数范围的工作需求,本文提出并设计了一种外并联双流路的变几何进气道方案,采用数值模拟技术获得了该进气道在 $Ma=2.0\sim 4.0$ 状态下的主要工作性能和流动结构,并与定几何进气道方案进行了性能对比。研究结果表明:

1) 本文提出并设计的 TBCC 变几何进气道从气动原理上是可行的,可在不同工作模态和较宽的马赫数范围($Ma=2.0\sim 4.0$)正常工作,且气动性能良好,在 $Ma=2.0$ 状态下涡轮通道进气道的临界总压恢复系数为 0.82,而在 $Ma=2.0, 2.5, 3.0, 4.0$ 状态下亚燃通道进气道的临界总压恢复系数分别达 0.90, 0.81, 0.69 和 0.63。

2) 与定几何进气道相比,所提出的变几何进气道具有更高的总压恢复系数和耐反压能力,在 $Ma=2.5, 3.0, 4.0$ 时的总压恢复系数分别比定几何进气道高出了 12.5%, 30.2% 和 133.3%。

综上所述,本文提出的双通道并联变几何进气道能够在 $Ma=0\sim 4.0$ 范围内正常工作,且具有较好的总压恢复性能,值得进一步研究。

参考文献:

[1] Cockrell C E, Jr, Auslender A H, Guy R W, et al. Technol-

ogy roadmap for dual-mode scramjet propulsion to support space-access vision vehicle development[R]. AIAA-2002-5188, 2002.

[2] Thomas S R. TBCC discipline overview hypersonic project [R]. NASA/TM-2011-011395, 2011.

[3] Marshall A W, Gupta A K, Lewis M J, et al. Critical issues in TBCC modeling[R]. AIAA-2004-3827, 2004.

[4] Tanatsugu N, Naruo Y, Rokutanda I. Test results of the air turbo ramjet for a future space plane[J]. Acta Astronautica, 1994, 32(12): 785-796.

[5] Sato T, Tanatsugu N, Naruo Y, et al. Development study on ATREX engine[R]. AIAA 1996-4553, 1996.

[6] Miyagi H, Kimura H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[R]. AIAA 1998-3287, 1998.

[7] Miyagi H, Kimura H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR project[R]. AIAA 1995-2751, 1995.

[8] Itahara H, Nakata Y, Kimura T, et al. Research and development of HYPR90-T variable cycle turbo engine for HST [R]. ISABE 1997-7013, 1997.

[9] Gippet J M, Rollin G, Murakami A, et al. Design evaluation of a hypersonic inlet for a SST/HST engine by CFD and test[R]. ISABE-1997-7030, 1997.

[10] Utake Y, Taneda H, Murakami A, et al. The aerodynamic design and wind tunnel tests of a combined intake for a supersonic transport[R]. ISABE 1997-7139, 1997.

[11] Futamura H, Yanagi R, Mitani T. Experimental approach to the HYPR Mach 5 ramjet propulsion system[R]. AIAA 1998-3277, 1998.

[12] Clinton C R, Hunt J L. Airbreathing hypersonic technology vision vehicles and development dreams [R]. AIAA 1999-4978, 1999.

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

[14] Spoth K A, Moses P L. Structural design and analysis of a Mach zero to five turbo-ramjet system[R]. AIAA 1993-1983, 1993.

[15] Snyder L E, Escher D W, De Francesco R L, et al. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration[R]. AIAA-2004-3649, 2004.

[16] Albertson C W, Emami S, Trexler C A. Mach 4 test results of a dual-flowpath, turbine based combined cycle inlet[R]. AIAA-2006-8138, 2006.

[17] Dippold III V F. Computational analyses of the LIMX TBCC inlet high-speed flowpath[R]. NASA/TM-2012-217219, 2012.

[18] 李龙, 李博. 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. Aerodynamic characteristics of over/under inlet for turbine based combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 667-672. (in Chinese)

- [19] 严红明,钟兢军,杨凌,等. 组合发动机可调进气道气动性能[J]. 航空动力学报,2011,26(2):458-467.
YAN Hongming, ZHONG Jingjun, YANG Ling, et al. Aerodynamic characteristics research on variable geometry inlet of combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(2):458-467. (in Chinese)
- [20] 张华军,郭荣伟,谢旅荣. 内并联型 TBCC 进气道方案设计及验证[J]. 航空动力学报,2012,27(11):2475-2483.
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, XIE Lürong. The design and test of internal parallel TBCC inlet[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(11):2475-2483. (in Chinese)
- [21] 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 Lürong. The investigation of variable geometry bleed chamber of TBCC inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2714-2723. (in Chinese)
- [22] Herrman C D, Koschel W W. Experimental investigation of the internal compression of a hypersonic intake [R]. AIAA-2002-4130, 2002.

(编辑:叶 青)