

文章编号:1000-8055(2013)08-1851-07

一种外并联型涡轮基组合循环发动机 进气系统方案

王亚岗, 袁化成, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 提出了一种外并联型涡轮基组合循环发动机可变几何进气道气动设计方案. 数值模拟研究了该变几何方案沿飞行轨迹的气动性能参数变化. 在此基础上, 对设计参数和进气道几何调节规律进行研究, 得到了较优的进气道调节规律及典型工作点进气道气动性能. 结果显示: 不同来流马赫数下, 涡轮通道喉道截面总压恢复系数不低于 0.69, 冲压通道出口截面总压恢复系数在 0.38 以上.

关 键 词: 涡轮基组合循环发动机; 进气道; 变几何; 数值模拟; 调节规律

中图分类号: V236

文献标志码: A

Over/under type inlet scheme for turbine-based combined cycle engine

WANG Ya-gang, YUAN Hua-cheng, GUO Rong-wei

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

Abstract: A design scheme of variable geometry over/under type inlet for turbine-based combined cycle engine was presented. Numerical simulation was carried out to investigate the variation of aerodynamic performance of this variable geometry inlet scheme along flight envelop. On basis of this, the design parameters and geometry modulating law were studied. A superior operating law was acquired. The inlet performance of typical work point was provided. Results indicate that the total pressure recovery coefficients at throat section of turbine inlet and exit section of scramjet inlet are not less than 0.69 and 0.38 under different freestream Mach number.

Key words: turbine-based combined cycle engine; inlet; variable geometry; numerical simulation; operating law

吸气式高超声速推进技术在航空航天技术领域的竞争中显得越来越重要, 其要求飞行马赫数范围十分宽广(从亚声速到高超声速), 而当前任意一种单一的吸气式发动机(涡轮或冲压发动机)均不能满足要求, 因此国内外对组合动力开展了广泛的研究, 其中涡轮基组合循环(turbine-based combined cycle, TBCC)发动机融合了涡轮发动

机和冲压发动机在各自适用飞行条件下的优点, 是高速飞行器重要的推进系统选择方案之一^[1-2].

TBCC 发动机从构型上可分为串联型和并联型, 其中并联型又有内并联型和外并联型两种. 本文研究的外并联型涡轮基组合循环发动机进气道为上/下排列结构, 包含两路进气通道(冲压通道和涡轮通道). 采用该布局可以适应更宽广的马赫

收稿日期: 2012-08-13

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1851_024.html

基金项目: 航空基金(2012ZB52031)

作者简介: 王亚岗(1988—), 男, 江苏南通人, 硕士生, 主要从事高超声速进气道及内流气体动力学研究.

数范围,相互独立的两个进气通道布局可以较大幅度地降低进气道的气动设计难度,因此该类进气道具有较大的研究价值及应用前景^[3-4].美国的 NASA 和 Lockheed 公司 20 世纪 80 年代提出了巡航马赫数为 5.0 的外并联型 TBCC 推进系统,与之相关的一些问题至今仍在研究. Techland 研究中心设计研究了巡航马赫数为 7.0 的外并联型涡轮基组合循环发动机进气道并进行了相关的风洞实验,初步得到了进气道的性能参数及模态转换过程中进气道的工作特性. 其研究表明两进气通道之间的相互影响并不十分明显,均能较好地工作^[5-11]. 国内对组合动力进气道的研究起步较晚,目前有关院校和研究所都开展了探索研究. 李龙等人设计研究了内并联型涡轮基组合循环发动机变几何进气道,得到了进气道在典型工作状态下的流场特征^[12]. 蔡元虎、严红明等人对涡轮基组合循环发动机可调进气道及 TBCC 用冲压发动机进气道斜板角度优化进行了研究^[13-14]. 但目前关于外并联型进气道双流道整体的设计模拟很少涉及.

本文对巡航马赫数 $Ma=7.0$ 的外并联型涡轮基组合循环发动机进气道进行了变几何气动型面设计及二维流场数值模拟研究,初步分析了进气道的流场特征,优化了沿飞行轨迹的变几何调节规律,得到了典型工作状态下进气道的气动性能,为进一步的概念研究和原理样机的研制奠定基础.

1 进气道型面设计及工作方式

借鉴文献[5]中高超声速飞行器进气道的设计思路,开展并完成了一种外并联型 TBCC 进气道气动型面设计. 如图 1 所示,该组合循环发动机进气道由呈上/下排列的两个流道构成,不同来流条件下,通过唇罩转动(冲压和涡轮通道),楔面(2nd, 3rd, 4th ramp sections)转动或平动调整几何结构,以提高进气道质量流量捕获能力,同时改变内收缩比以满足起动性能和压缩性能.

外并联型涡轮基组合循环发动机设计工作马赫数范围为 $0\sim 7.0$. 冲压通道设计马赫数为 7.0,进气道迎风高度为 151.8 mm,外压段采用三波系设计,设计压比为 55.0. 设计状态下,3 道外压激波封口. 内压段采用近似平面压缩,隔离段转折角度为 4.0° ,长高比为 8.0. 涡轮通道设计马赫数为 4.0,冲压通道第 3 级楔面为其可转唇罩,外压段为二波系结构,设计喉道马赫数为 1.5. 图 2 和表 1 给出了具体的进气道几何结构及参数.

外并联型涡轮基组合循环发动机进气道在整个飞行过程中经历三种模态,即:涡轮模态、过渡模态和冲压模态. 涡轮模态($Ma=0\sim 4.0$)下冲压发动机不工作,此时调节冲压通道可转唇罩使其通流,以减小阻力. 冲压模态($Ma=4.0\sim 7.0$)下涡轮发动机(或串联型涡轮组合循环发动机)停止工作,涡轮通道可转唇罩向下偏转使其关闭.

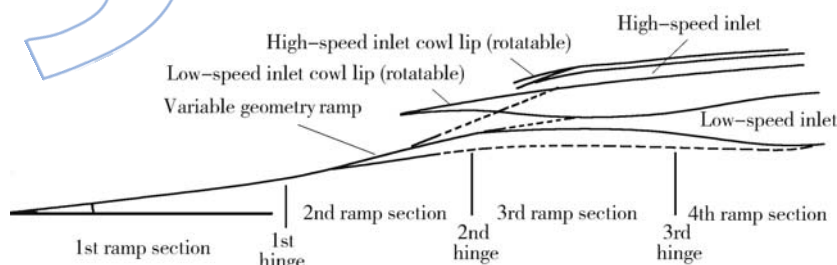


图 1 外并联型 TBCC 进气道

Fig. 1 Over/under type inlet for TBCC

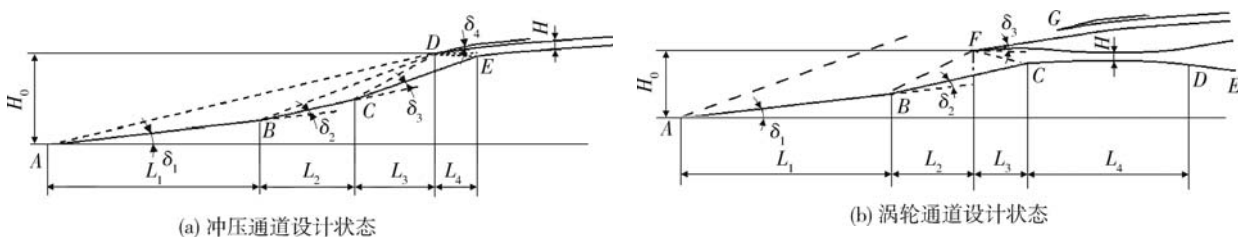


图 2 组合循环发动机进气道示意图

Fig. 2 Profile of combined cycle engine inlet

表 1 进气道几何参数

Table 1 Geometrical parameters of inlet

设计状态	各段水平长度/mm				各段对应转折角度/(°)				H/mm	H_0/mm
	L_1	L_2	L_3	L_4	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4		
冲压通道	354.8	153.7	135.9	69.7	6.5	6.0	6.3	8.5	14.2	151.8
涡轮通道	354.8	144.7	94.0	254.8	6.5	6.0	3.5		13.8	114.8

本文采用文献[15]中的数值仿真方法对外并联型涡轮基组合循环发动机进气道二维流场进行数值模拟,湍流模型选用 renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ 模型,使用 2 阶迎风格式离散,近壁区采用壁面函数法处理. 计算收敛以各方程的残差均下降 4 个数量级为准,同时保证进气道出口质量流量稳定. 文献[15]结果显示该数值仿真方法可较为准确地模拟此类进气道的流动.

2 沿飞行轨迹进气道变几何调节规律

外并联型 TBCC 发动机巡航马赫数为 7.0, 高度为 25.5 km, 沿等动压飞行, 飞行轨迹如图 3 所示.

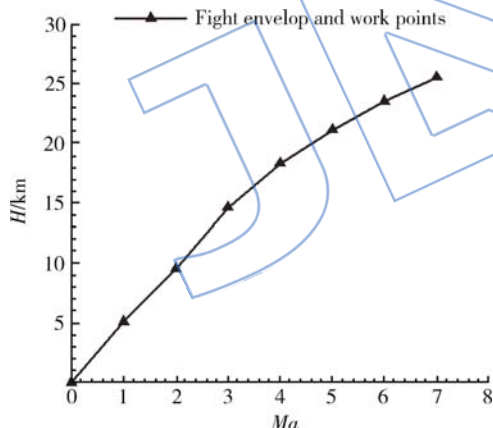


图 3 外并联型 TBCC 发动机飞行轨迹
Fig. 3 Flight envelop of over/under type TBCC engine

在满足总体性能要求的条件下,本着尽可能减小型面调节难度和减少调节次数的原则,在整个飞行范围内,对进气道型面进行调节,安排如下:

1) 起飞、亚声速到低超声速阶段共用同一进气道型面,涡轮通道单独工作. 第 1 级楔面转折角固定为 6.5° , 第 2 级楔面与第 1 级楔面夹角为 0° . 此时较小的内收缩比保证了进气道低马赫数起动性能. 涡轮通道唇罩缓慢向上开启以满足外并联型 TBCC 发动机质量流量及性能需求. 冲压通道

通流以减小阻力.

2) 飞行马赫数增大至 2.0 的过程中,第 2 级楔面绕第 1 铰链逆时针转动,马赫数为 2.0 时转折角为 7.2° ,第 3 级楔面在竖直方向上做平移运动,减小喉道面积,增大内收缩比,保障进气道在较高马赫数下的压缩能力. 同时,第 4 级楔面转动以保证楔面末端总是与外并联型 TBCC 发动机入口平滑连接. 唇罩继续向上偏转.

3) 随着飞行马赫数的增大,涡轮通道唇罩继续向上偏转,马赫数为 3.0 时至最大位置,为 3.5° . 变几何楔面调节过程中使唇口斜激波交于进气道肩部,防止激波/附面层干扰引起流动分离,以致在保障流量捕获的基础上有较高的总压恢复系数及气流品质,满足涡轮发动机的需求. 马赫数为 3.5 后,冲压通道唇罩适当调整使冲压通道起动开始工作. 直至来流马赫数为 4.0, 涡轮唇罩缓慢关闭,即模态转换结束.

根据上述原则,通过多轮气动设计及数值模拟,得到典型工作点第 2 级楔面角度. 图 4 给出了第 2 级楔面角随来流马赫数调节规律. 图中实线表示数值模拟所得结果,虚线为所得点线性拟合结果. 由图可看出,第 2 级楔面角随来流马赫数呈近线性调节,斜率为 2.74. 马赫数为 4.0 时,角度

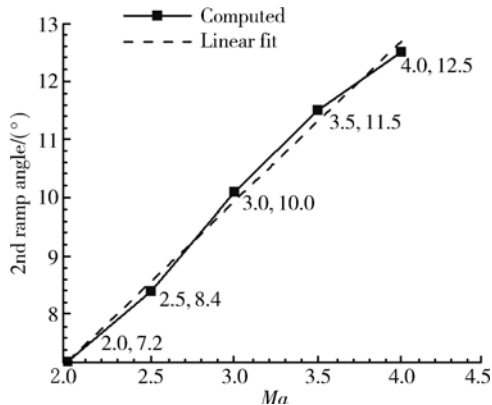


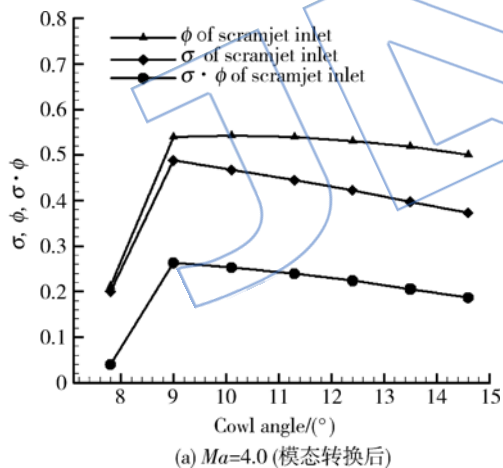
图 4 第 2 级楔面角随来流马赫数调节规律
Fig. 4 Modulating law of 2nd ramp angle with free stream Mach number

为 12.5° 。

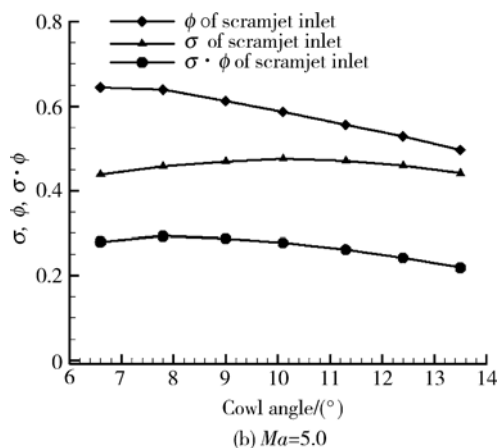
4) 模态转换后至马赫数为 7.0 过程中, 涡轮通道处于关闭状态, 其唇罩作为冲压通道第 3 级外压缩楔面, 转折角为 18.8° 。冲压通道单独工作时只调节其唇罩, 使进气道在不同来流马赫数条件下兼顾压缩能力和质量流量捕获能力。

图 5 给出了模态转换后非设计状态下冲压通道总压恢复系数、流量系数及总压恢复系数与流量系数乘积随唇罩角度的变化曲线。横坐标表示唇罩与来流的夹角, 纵坐标表示相应的进气道参数。

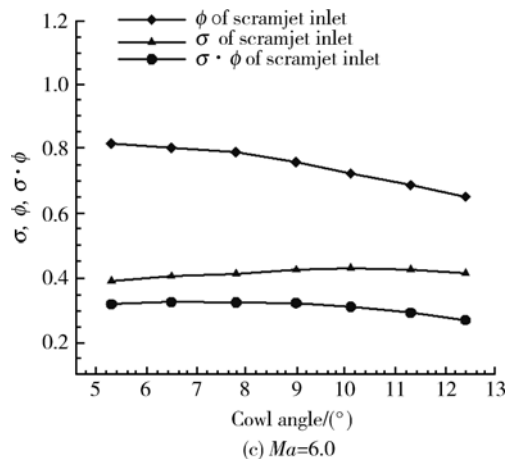
由图可见: 不同来流马赫数下, 进气道流量系数均随唇罩角度的减小 (即唇罩向上偏转) 增大, 总压恢复系数均先增后减, 马赫为 4.0 时最后存在突降。非设计状态下, 外压激波角较大, 进口前存在溢流。随着唇罩角度的减小, 捕获质量流量增大。总压恢复系数开始较低的主要原因是唇罩角度较大时, 唇口激波较弱, 波后马赫数较高, 附面层损失较大。随着唇罩向上偏转, 角度减小, 总压恢复系数略有升高。而后, 唇口激波强度增大, 激波损失增大, 且激波与楔面的交汇点前移, 流动出现分离, 总压恢复系数随之减小。唇罩角度过小时, 进气道内收缩比过大使其陷入不起动状态, 性



(a) $Ma=4.0$ (模态转换后)



(b) $Ma=5.0$



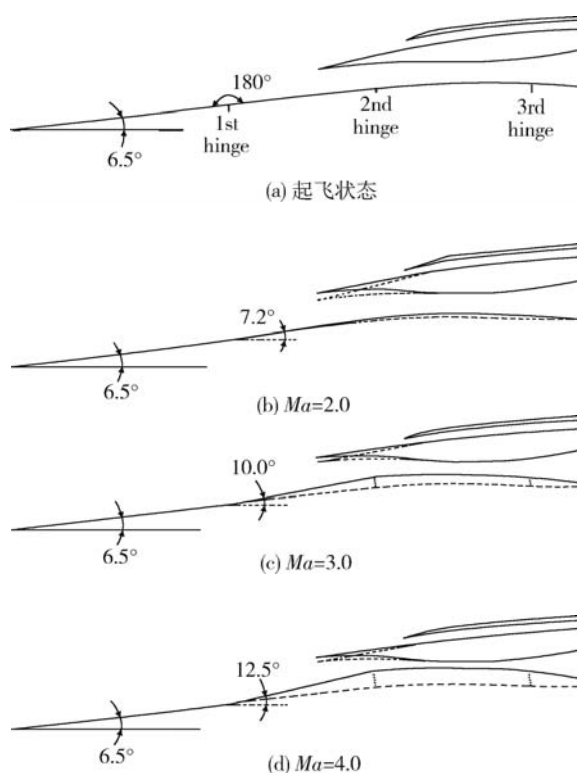
(c) $Ma=6.0$

图 5 非设计状态下冲压通道性能参数
随唇罩角度变化

Fig. 5 Performance parameters of scramjet inlet
varying with angle of cowl under
off-design conditions

能急剧下降。进气道总压恢复系数及流量系数均直接影响发动机的推力, 以进气道总压恢复系数与流量系数的乘积权衡进气道的整体气动性能, 从图 5 中可选取得到不同来流马赫数下进气道唇罩的角度, 马赫数为 4.0、5.0、6.0 时分别为 9.0° 、 7.8° 和 6.6° 。设计马赫数为 7.0 时, 唇罩角度为 8.5° 。

图 6 给出了典型工作点下进气道变几何调节示意图。



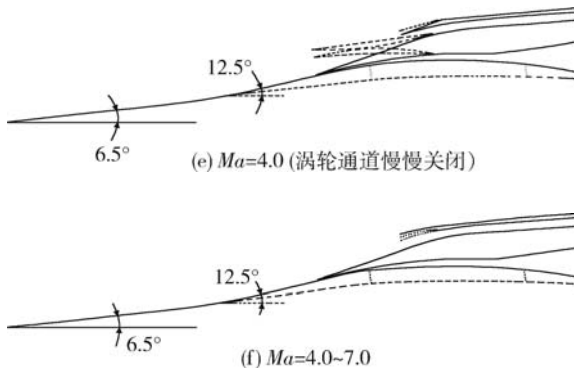


图6 典型工作点下进气道变几何调节示意图

Fig. 6 Profile of modulating law of variable geometry inlet on typical work points

3 进气道气动性能综合分析

本文对外并联型涡轮基组合循环发动机典型工况下进气道二维流场进行了数值模拟,计算得到了各状态的流场参数和气动特性。

图7给出了不同来流马赫数时进气道压力等值图,模态转换前,涡轮通道和冲压通道均开启;模态转换后,涡轮通道关闭。由图可见,模态转换前,在不同来流马赫数下,涡轮通道唇口激波均交于肩部,气流未出现分离,与预期设计相符。随着来流马赫数的增大,外压激波角减小,唇口溢流减小,直至来流马赫数为4.0时,第2道外压激波封口;模态转换后,冲压通道单独工作,设计来流条件下,3道外压激波交汇于唇口。随着来流马赫数的减小,外压激波角增加,开始远离唇口,进气道前存在溢流,且来流马赫数越小,上述现象越明显。

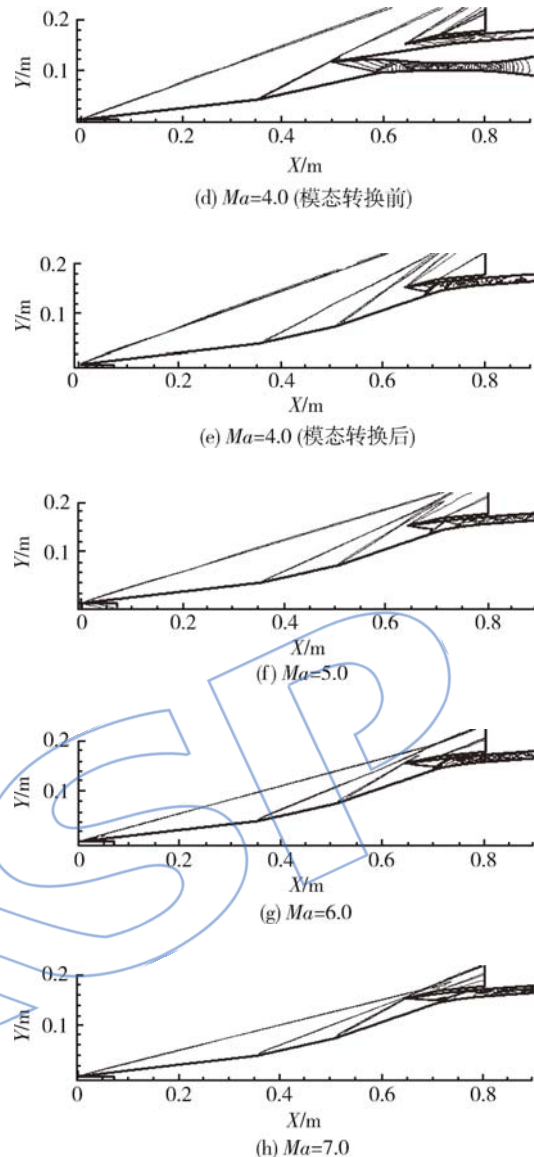
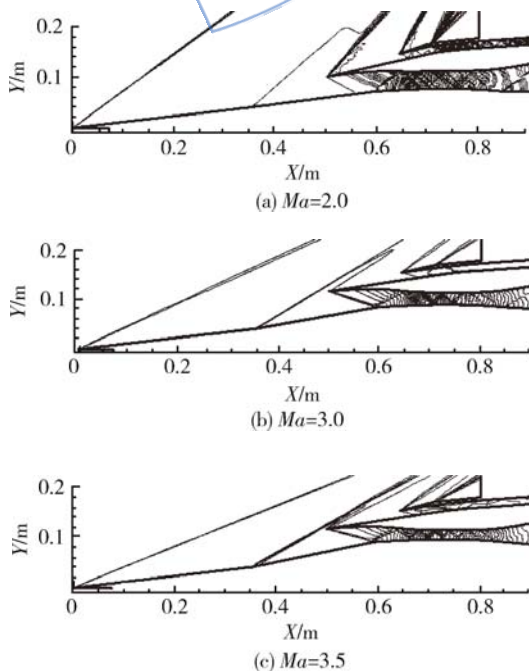


图7 进气道压力云图

Fig. 7 Static pressure contours of inlet

但由于唇罩角度的调节,不同来流马赫数时,第3道外压激波均偏离唇口不远。

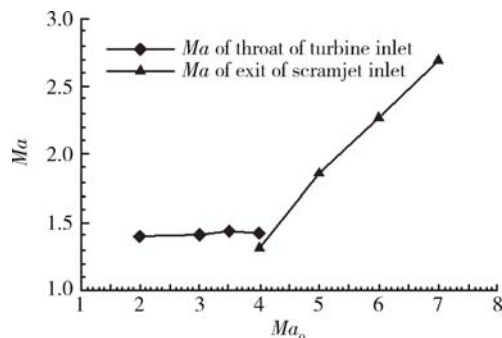
图8给出了进气道性能参数随来流马赫数变化曲线,横坐标表示来流马赫数,纵坐标表示相应的进气道性能参数。其中,冲压通道和涡轮通道性能分别以隔离段出口截面和喉道截面参数表征。

随着来流马赫数的增大,涡轮通道喉道马赫数变化幅度不大,控制在1.5左右,此时结尾激波较弱,进气道总压损失较小。冲压通道隔离段出口马赫数随着来流马赫数的增大而增大(图8(a))。

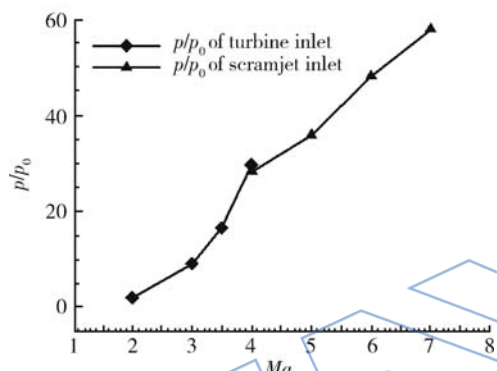
从图8(b)、图8(c)中可以看出:进气道压比和温升比均随着来流马赫数的增加而增大。当 $Ma_0=7.0$ 时压比约为57.0,温升比约为4.5。

来流马赫数较低时,进气道总压恢复系数较

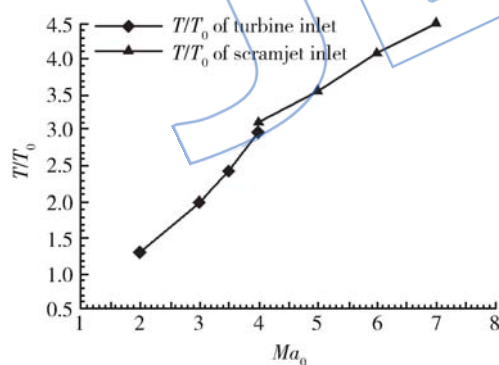
高,随着来流马赫数增加,激波损失和摩擦损失都相应增大,通道内易诱发附面层分离,这些因素会导致总压损失增加,发动机推力下降(图8(d)).



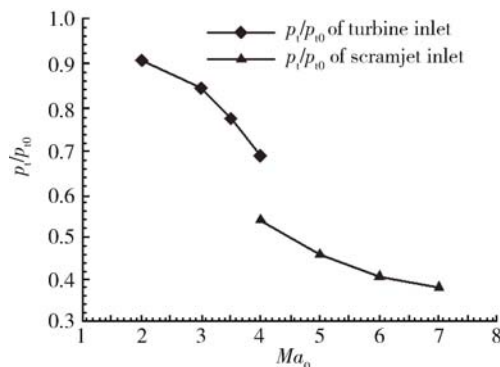
(a) 喉道马赫数及出口马赫数



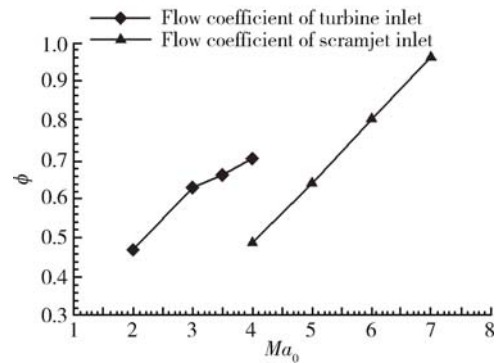
(b) 压比



(c) 温升比



(d) 总压恢复系数



(e) 流量系数

图8 进气道性能参数随来流马赫数变化

Fig.8 Performance parameters of inlet varying with free stream Mach number

由图8(e)可见,设计马赫数下,外压激波封口,流量系数 $\phi \approx 1$,无溢流.随着来流马赫数的减小,外压激波角增大,出现溢流,流量系数不断下降.

上述分析结果为外并联型 TBCC 发动机进气道总体性能研究提供一定的技术依据.

4 结 论

设计了一种外并联型涡轮基组合循环发动机变几何进气道气动设计方案,通过多轮数值模拟,给出了不同来流马赫数下的变几何调节规律.

数值仿真给出了变几何进气道不同来流马赫数下的气动性能.结果显示:不同来流马赫数下,涡轮通道喉道总压恢复系数不低于 0.69,喉道马赫数在 1.5 左右;冲压通道在设计马赫数下 ($Ma=7.0$) 激波封口,不同来流马赫数下总压恢复系数在 0.38 以上.

参考文献:

- [1] 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)
- [2] 陈大光. 高超声速飞行与 TBCC 方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 10-13.
CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 10-13. (in Chinese)
- [3] 朱大明,陈敏,唐海龙,等. 高超声速涡轮/冲压组合发动机方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 263-266.
ZHU Daming, CHEN Min, TAN Hailong, et al. Over-under concept hypersonic turbo-ramjet combined propulsion system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 263-266. (in Chinese)

- [4] Bradley M, Bowcutt K, McComb J. Revolutionary turbine accelerator(RTA) two-stage-to-orbit(TSTO) vehicle study [J]. AIAA 2002-3902, 2002.
- [5] Sanders B W, Weir L J. Aerodynamic design of a dual-flow Mach 7 hypersonic inlet system for a turbine-based combined-cycle hypersonic propulsion system[R]. NASA/CR-2008-21-5214, 2008.
- [6] Albertson C W, Emami S, Trealer C A. Mach 4 test results of a dual-flowpath turbine based combined cycle inlet[J]. AIAA 2006-8138, 2006.
- [7] Mrozinski D P, Hayes J R. Numerical and experimental analysis of a hypersonic variable geometry inlet[R]. AIAA 1999-0899, 1999.
- [8] Foster L E, Saunders J D, 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] Slater J W, Saunders J D. CFD simulation of hypersonic TBCC inlet mode transition[R]. AIAA 2009-7349, 2009.
- [10] Dippold V F. Computational analysis of the LIMX TBCC inlet high-speed flowpath[R]. NASA/TM-2012-217219, 2012.
- [11] Saunders J D, Stueber T J, Thomas S R, et al. Testing of the NASA hypersonics project's combined cycle engine large scale inlet mode transition experiment (CCE LIMX) [R]. NASA/TM-2012-217217, 2012.
- [12] 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)
- [13] 蔡元虎, 张建东, 王占学. TBCC发动机用进气道设计及沿飞行轨迹斜板角度优化分析[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(5): 615-619.
- CAI Yuanhu, ZHANG Jiandong, WANG Zhanxue. Exploring TBCC engine inlet design for $Ma=5$ [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(5): 615-619. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] 谭慧俊, 陈智, 李光胜. 基于激波形状控制的定几何高超声速可调进气道概念及初步验证[J]. 中国科学: E 辑, 2007, 37(11): 1469-1479.