

文章编号:1000-8055(2012)11-2475-09

内并联型 TBCC 进气道方案设计及验证

张华军^{1,2}, 郭荣伟¹, 谢旅荣¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国人民解放军驻四二〇厂军事代表室, 成都 610503)

摘 要: 提出了一种带可变几何泄流腔的内并联型涡轮基组合循环(TBCC)进气道设计方案. 介绍了进气道的总体设计思路, 给出了进气道的设计马赫数、转级马赫数及飞行轨迹, 对不同来流条件下进气道的工作方式以及全马赫数范围进气道型面调整的安排进行了论述, 确定了进气道主要气动参数与型面参数的选取原则. 通过数值模拟和高速风洞试验的手段, 对进气道设计方案的可行性进行了验证. 数值模拟结果表明: 当 $Ma_0 \leq 2.5$ 时, 进气道的总压恢复系数均在 0.8 以上, 当 $2.5 < Ma_0 \leq 4.5$ 时, 进气道的总压恢复系数均在 0.3 以上, 符合进气道总体方案的要求; 冲压模态下, 冲压通道的出口马赫数均小于 0.4, 出口静压均大于 0.5 个标准大气压, 均能满足冲压燃烧室的燃烧需求. 风洞试验结果表明: 模态转换过程中, 进气道涡轮通道具有良好的进/发匹配特性, 且进气道涡轮/冲压通道具有良好的相容性能. 研究结果可为我国开展组合动力研究提供方案参考和技术储备.

关 键 词: 组合发动机; 内并联布局; 进气道; 泄流腔; 数值模拟; 风洞试验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design and validation of scheme of over/under TBCC inlet

ZHANG Hua-jun^{1,2}, GUO Rong-wei¹, XIE Lü-rong¹

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. The Chinese People's Liberation Army Representative Office of No. 420 Factory,
Chengdu 610503, China)

Abstract: Scheme of an over/under type TBCC inlet with variable geometry bleed cavity was presented. The general design methodology of the inlet was introduced and the design Mach number, transition Mach number and flight trajectory were provided. Discussion was conducted concerning the work mode of the inlet under different free stream conditions and the adjustment of the geometry shape of the inlet in the range of flight Mach number, based on which the major aerodynamic parameters and the selection principle of shape parameters were confirmed. Through methods of numerical simulation and high speed wind tunnel experiment, the feasibility of the scheme of the inlet was validated. The numerical simulation results indicate: when the free stream Mach number is less than 2.5, the total pressure recovery of the inlet is beyond 0.8. When the free stream Mach number is from 2.5 to 4.5, the total pressure recovery of the inlet is beyond 0.3. The aerodynamic characteristics of the inlet meet the demands of the scheme. At ramjet mode, the exit Mach number of the ramjet

收稿日期:2011-11-10

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.012.html>

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2009AA7050303)

作者简介: 张华军(1979—), 男, 四川广汉人, 工程师, 博士, 主要从事内流空气动力学和高超声速进气道技术研究以及发动机研制监督.

diffuser is below 0.4 and the exit pressure of the ramjet diffuser is beyond 0.5 standard atmosphere pressure. The ramjet diffuser can fulfil the combustion condition of the ramjet combustion chamber. The wind tunnel experiment results indicate: in mode transition, the turbojet diffuser has good matching characteristics with the engine and the turbojet/ramjet diffusers have good compatible characteristics. therefore it can be concluded that the scheme of the inlet is viable. Results of the research would provide scheme reference and technology storage for the combined cycle propulsion evolution in our country.

Key words: combined engine; over/under type; inlet; bleed cavity; numerical simulation; wind tunnel test

涡轮基组合循环(TBCC)发动机是将涡轮发动机和冲压发动机的 2 种技术结合到一起,整合了涡轮发动机和冲压发动机在各自适用飞行范围内的优势,其飞行范围十分宽广,飞行马赫数从亚声、跨声、超声一直扩展到高超声速,可作为高超声速军民用飞机、高超声速巡航导弹以及单双级入轨轨道飞行器的理想动力装置^[1].

进气道是 TBCC 发动机的关键部件之一,制约着整个推进系统功能的发挥和性能的提高.由于 TBCC 推进系统本身的复杂性,从而给与之匹配的进气道的设计带来了相当的难度.在设计 TBCC 进气道时,除需考虑常规变几何进气道的设计要求外,同时还需从总体角度考虑起飞和低速飞行阶段涡轮模态下冲压通道所处的状态、模态转换过程中涡轮通道和冲压通道的相容与匹配以及高速飞行阶段冲压模态下涡轮通道所处的状态和运行方式.正因如此,虽然 TBCC 进气道有着近五十年的研究历史,但也仅在共轴型进气道方面发展到试验及实际应用的水平^[2-5],而在并联型尤其是内并联型进气道方面,仍处于方案论证的初级阶段^[6-9],尚鲜见发展到试验可行方案的报道.

鉴于内并联布局形式的 TBCC 进气道具有适用飞行马赫数范围宽、迎风面积小、内部可用容积率大等优点而具有较大的研究价值和工程应用前景^[10],本文拟根据国内涡轮发动机和冲压发动机的研究水平与应用现状,确定出 TBCC 发动机的设计马赫数和转级马赫数,并给出其飞行轨迹,对进气道在不同来流条件下的工作方式以及全马赫数范围进气道型面调整的安排进行论述,并简要分析进气道主要气动参数与型面参数的选取原则,旨在初步给出一种符合我国国情且具有工程实用价值的内并联型 TBCC 进气道总体方案,最后通过数值模拟和高速风洞试验的手段对总体方案的可行性进行验证.

1 总体设计思路

首先由所选的涡轮发动机和冲压发动机确定初始设计参数,根据涡轮发动机在最大状态下的流量要求,确定进气道的进口捕获面积;在设计马赫数下,根据最佳配波理论对外压段进行波系配置,根据所需的喉道马赫数以及通过对流量系数和总压损失的预估,获得该马赫数下进气道的喉道面积;在进气道设计马赫数的型面基础上,根据流量系数与喉道总压恢复系数乘积最大化的原则,对外压波系及喉道高度进行调整,以满足不同飞行状态下 TBCC 发动机的进气需求;最后对进气道喉道后的内通道型面进行设计,主要包括分流段、涡轮通道亚声速扩压段和冲压通道亚声速扩压段 3 部分.

2 飞行条件的确定

2.1 设计马赫数和最大工作马赫数

内并联型 TBCC 进气道虽然是可变几何进气道,但变几何进气道的型面调节也是在某一飞行状态(通常选择设计状态)所对应的型面基础上进行的,所以变几何进气道也只能保证在某一马赫数下的性能最佳,而不可能使其性能在整个飞行马赫数范围内均达到最佳,因此基础型面对应设计状态下的马赫数的选取至关重要.如果设计点马赫数选择过低,则高马赫数下进气道的性能会急剧下降,这显然与高超声速飞行器高速飞行的目的是相悖的;如果设计点马赫数选择过高,在低马赫数下虽然不至于引起进气道不起动,但在进气道外压段会形成较大溢流,导致阻力增加,从而造成发动机推力不足,这对低速阶段需要涡轮发动机处于最大推力状态,以便飞行器更快地加速与爬升的组合推进系统来说是无法容忍的.同时,考虑到设计方案的可行性,设计点马赫数的

选取还与发动机的研究水平密切相关. 国外 TBCC 发动机的工作马赫数范围一般为 $0 \sim 5$ ^[10], 且都以最大工作马赫数作为设计点马赫数. 国内超然冲压发动机与双模态燃烧冲压发动机的研究尚处于探索阶段, 还有很多关键技术急需解决, 而亚燃冲压发动机的研究相对较为成熟, 且多以 $Ma=4$ 一级为主.

本文本着既保证内并联型 TBCC 进气道在高马赫数下有较高的气动性能, 又兼顾其在低马赫数下能捕获足够流量的原则, 从我国冲压发动机的现有研究水平出发, 基于结构和防热等因素的考虑, 选取进气道设计点马赫数为 4. 为了给所研究的内并联型 TBCC 进气道预留后续发展空间, 将其工作范围从设计点的 $Ma=4$ 拓展到 $Ma=4.5$, 即该进气道的最大工作马赫数为 4.5.

2.2 转级马赫数

TBCC 进气道模态转换过程的研究, 是 TBCC 进气道性能研究的重要组成部分. 模态转换一般可分为 2 种方式: 在某一固定的马赫数下转级, 或者在某一马赫数范围内转级. 因此, 转级马赫数是 TBCC 进气道的又一重要参数. TBCC 发动机在模态转换阶段涡轮发动机和冲压发动机共同工作, 其性能与组成它的涡轮发动机和冲压发动机本身的型式和特征有关. 所以, 转级马赫数的选取除需满足模态转换过程推力衔接与平稳过渡的基本原则外, 还需考虑组成它的涡轮发动机和冲压发动机本身的特性.

目前, 常规涡轮发动机的最大工作马赫数一般为 2.5, 当马赫数大于 2.5 时, 涡轮发动机将受到超温、超转和压力平衡等限制, 其性能将急剧下降. 为了提升内并联型 TBCC 进气道设计方案的可行性, 涡轮发动机设计参数的选取以国内某涡轮发动机的应用水平为背景. 该涡轮发动机最大工作马赫数为 2.35, 最大飞行高度为 18 km, 最大工作状态下的进口马赫数约为 0.45. 本文的研究包括定马赫数转级和定马赫数范围转级 2 种方案. 其中, 定马赫数转级方案的转级马赫数选取为 2.0, 作此选择主要考虑了模态转换过程推力衔接与平稳过渡的基本原则以及便于后期进行试验验证; 定马赫数范围转级方案, 选取转级起始点马赫数为 2.0, 转级结束点马赫数为 2.3, 选取 $Ma=2.3$ 作为模态转换的结束点主要是考虑了背景发动机的工作马赫数范围, 后续还将把转级结束点马赫数拓展到 2.5, 以适应我国发动机研制水平日益提高的形势.

文献[11]给出的各类发动机比冲随马赫数变化关系曲线如图 1 所示. 可以看到: 在 $Ma=2.0$ 时, 冲压发动机的比冲比涡轮发动机略大, 在定马赫数转级过程中, 内并联型 TBCC 进气道的捕获流量基本保持不变, 因此 TBCC 发动机的推力在转级过程中将有可能维持在一个比较平稳的状态下, 这给 $Ma=2.0$ 时 TBCC 发动机模态转换顺利进行提供了必要的保证; 当马赫数大于 2.0 以后, 随着马赫数的增大, 同一马赫数下涡轮发动机与冲压发动机的比冲差不断增大, 同时进气道的捕获流量也不断增大, 所以定马赫数范围转级过程中, TBCC 发动机推力将随马赫数的增大而逐步提高, 因此, Ma 为 $2.0 \sim 2.5$ 的转级马赫数范围能够满足飞行器在模态转换过程中的加速需求. 可以看出, 本文针对 2 种转级方案所选取的转级马赫数均是合理的.

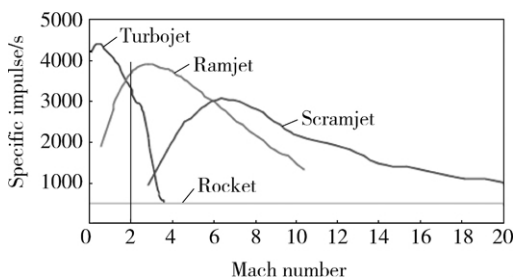


图 1 各类发动机比冲随马赫数变化关系

Fig. 1 Specific impulse versus Mach number of different engines

2.3 飞行轨迹

高超声速飞行器在超声速阶段的飞行轨迹一般按等动压(q)线设计, 以保证飞行器结构最佳. q 值的选取主要以飞行器的安全性和发动机的运行效率为出发点, q 值选取过大, 则飞行器的安全性降低, q 值选取过小, 则不能充分发挥吸气式发动机的潜力. 使用最多的 q 值范围在 $30 \sim 50$ kPa, 如: 美国航空航天局(NASA)兰利研究中心 TBCC 发动机计划的 q 值选为 31.5 kPa、英国 HOTOL(horizontal take-off & landing)航天飞机的 q 值选为 37.3 kPa、德国 Sanger 计划的 q 值选为 49 kPa 以及日本 ATREX(air turbo ramjet engine)组合发动机选为 49.5 kPa.

本文综合考虑飞行器所能承受的气动力和气动热载荷, 及燃烧室正常燃烧所需的压力和流速条件, 并参考了背景涡轮发动机在最大工作马赫数和最大飞行高度下的动压, 选取 $q=32.8$ kPa 为内并联型 TBCC 进气道的等动压工作线. 图 2

给出了飞行轨迹及主要工作点, Ma_0 表示自由来流马赫数. 需要说明的是, 为了提高飞行器的可操控性及减少进气道调节时所需考虑的影响因素, 在定马赫数范围转级过程中, 拟定飞行器先按 $Ma_0=2.0$ 时的飞行高度等高度加速到 $Ma_0=2.5$, 再等速爬升到等 q 线上 $Ma_0=2.5$ 时对应的飞行高度.

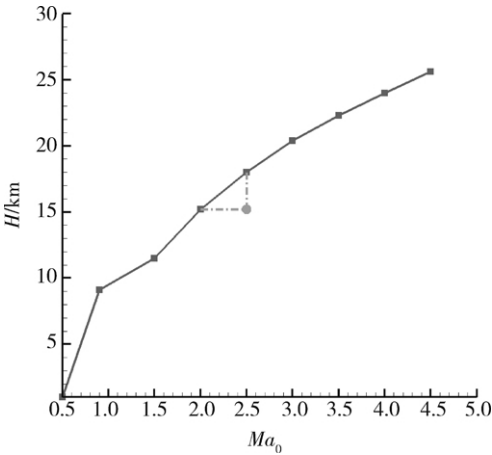


图 2 内并联型 TBCC 进气道飞行轨迹及主要工作点
Fig. 2 Flight trajectories and primary operational points of TBCC inlet

3 工作模式的设置

内并联型 TBCC 进气道在整个飞行过程中经历 3 种模式, 即: 涡轮模式、过渡模式和冲压模式. 涡轮模式时冲压发动机不工作, 冲压模式时涡轮发动机不工作, 所以不同的飞行状态将有不同的通道闲置. 闲置通道的安排是一个关键性问题, 安排是否合理将直接影响 TBCC 发动机的性能. 本文从 TBCC 发动机的总体性能出发, 对其工作模式做如下设置:

1) 涡轮模式下, 调节分流板的开度, 引部分气流流过冲压通道, 以利于冲压通道点火前预热和减小底部阻力, 同时导除了唇罩侧的附面层, 提高了涡轮通道的总压恢复. 冲压通道引气流量大小的优化应在不增加或少增加其他阻力的前提下, 以尽可能大地减小其底部阻力为目标. 若冲压通道引气量过大, 则进气道所需进口面积增大, 从而导致迎风阻力增大了; 若冲压通道引气量不足, 则冲压通道底部阻力减小有限或不能起到减小其底部阻力的效果. 根据经验, 进气道在跨声速区的溢流现象非常严重, 此时冲压通道保持一定开度, 可使涡轮通道剩余的空气流量由冲压通道排出, 即把冲压通道作为涡轮通道的旁路使用, 这样既

减小了涡轮通道的溢流阻力又减小了冲压通道的底部阻力.

2) 冲压模式下, 调节分流板的开度, 引部分气流流过涡轮通道, 使涡轮发动机的压气机处于风车状态, 这样可以减小涡轮通道的底部阻力, 但气流通过涡轮发动机所产生的阻力却是有限的, 因为 TBCC 发动机的涡轮发动机多选用低增压比的压气机, 低增压比的压气机级数少、叶片少, 所以风车状态阻力小; 同时导除了压缩面侧的附面层, 提高了冲压通道的总压恢复; 更重要的是, 有利于飞行器返回时涡轮发动机重新启动.

综上所述, 总体方案中提出的内并联型 TBCC 进气道在全马赫数范围内的“工作模式”可给进气道、发动机乃至整个飞行器带来诸多优势, 这是优于国外类似研究方案的一个方面.

4 全马赫数范围内型面调整的安排

由飞行轨迹可以看出, 所研究的内并联型 TBCC 进气道工作范围十分宽广, 在飞行过程中需对进气道的型面进行调整, 以使其在不同的飞行状态下均有较好的气动性能. 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, 对进气道型面的调整做如下安排:

1) 起飞、亚声速到低超声速阶段共用同一进气道型面. 亚声速时, 喉道马赫数控制在 0.7 左右; 低超声速时, 进气道唇罩前形成一道弓形波, 此时进气道为外压式.

2) 飞行马赫数为 1.8 时打开泄流腔, 此时唇罩前弓形波消失, 唇罩斜激波形成, 进气道呈混合压缩形式.

3) 飞行马赫数达到转级马赫数 ($Ma=2.0$) 时, 进气道型面做第一次调整, 喉道马赫数控制在 1.2 左右.

4) 飞行马赫数 2.0~2.5 即定马赫数转级阶段, 通过调节分流板的开度分配涡轮和冲压通道的流量, 以满足涡轮发动机和冲压发动机工作需求, 在此马赫数范围内, 进气道其他型面均维持不变.

5) 转级结束时 ($Ma=2.5$ 时), 进气道型面做一次调整, 喉道马赫数控制在 1.5 左右.

6) 转级结束后 ($Ma=2.5$ 后), 飞行马赫数每增加 0.5, 进气道型面就做一次调整, 但 $Ma=4.0$ 和 $Ma=4.5$ 共用同一型面, 喉道马赫数控制在 1.8 左右.

整个飞行过程中, 除模式转换过程外, 进气道

型面进行 5 次调整,共对应 6 个型面。

5 最大流量与主要型面参数的确定

内并联型 TBCC 进气道的进口捕获面积 A_c 、喉道面积 A_{th} 、涡轮通道出口面积 A_{e-t} 以及冲压通道出口面积 A_{e-r} 等参数是设计过程中的关键型面参数,决定了进气道的初始型面,并且直接影响其气动性能。其中进口捕获面积 A_c 关系到进气道能否给发动机提供所需的空气流量,喉道面积 A_{th} 影响到高马赫数下进气道的性能,而涡轮、冲压通道的出口面积 A_{e-t} 、 A_{e-r} 与对应通道的出口马赫数密切相关,分别影响到涡轮发动机的进气道/发动机匹配以及冲压发动机燃烧室的燃烧组织和燃烧效率。

5.1 最大流量

由于本文暂无一台明确的冲压发动机作为研究背景,缺乏冲压通道的指标参数,因此本文以背景涡轮发动机的流量为参考,同时考虑到闲置通道引气的需求以及后续流场控制泄流的需要,在飞行马赫数为 0.5、飞行高度为 1 km 的状态下,拟定进气道的流量系数 ϕ 为 0.7,此状态下进气道捕获流量为背景涡轮发动机流量 1.2 倍时的流量作为其最大流量。

5.2 进口捕获面积、宽度与宽高比

根据上述拟定的进气道最大流量、飞行马赫数及飞行高度,利用流量方程可求得进气道远前方自由流管面积,再通过流量系数即可确定进气道在低速最大状态下所需的进口捕获面积。进气道最终进口捕获面积的选取需综合考虑飞行器在高、低马赫数下的推力需求,在满足大推力起飞及低速状态流量要求的情况下,还应根据高马赫数下飞行器的推力需求进行校核,并根据高、低马赫数下飞行器的推力需求进行折中选取。本文在缺乏冲压通道指标参数的情况下,暂用低速状态下所需的进口捕获面积作为进气道的进口捕获面积。

进气道进口高宽比选取的过大或过小都会对其性能产生不利的影响,通常进口高宽比在 1.0~1.5 的范围内选取。为使进气道涡轮通道出口与背景涡轮发动机进口相配,本文选取进气道进口宽度 W_c 等于涡轮发动机进口直径,此时进气道进口高宽比为 1.2,符合经验值选取范围。

5.3 喉道面积

进气道喉道面积的大小对其气动性能产生关键性的影响,直接决定了内通道结尾波系的强度。

内并联型 TBCC 进气道为变几何进气道,不同的飞行状态有不同的进气道型面,不同的进气道型面有不同的喉道高度与之相对应。同一进气道型面下,为了减小结尾波系的总压损失,提高进气道高马赫数时的总压恢复,在保证进气道正常起动的条件下要求喉道面积尽可能小;与之相反,为了降低进气道的起动马赫数,则要求其具有较大的喉道面积。由此可见,不同飞行状态下所对应的喉道面积的选取是内并联型 TBCC 进气道设计的关键之一。在某一进气道型面下,选择合适的喉道面积与之匹配,既可提高进气道的气动性能,又可拓宽该型面下进气道的工作马赫数范围,从而减少整个飞行过程中进气道型面调节次数。

根据进气道型面调整的安排及后续对各型面的配波结果,通过激波公式获得对应马赫数下的激波角,从而估算出进气道在该马赫数下的流量系数 ϕ 。根据流量连续条件,进气道喉道通过的流量即为进气道进口捕获的流量,再由喉道截面的流量方程及进气道的进口宽度即可求得喉道截面的面积 A_{th} 和高度 H_{th} 。考虑到激波/附面层相互干扰及黏性影响等因素,以上方法只能初步估算出某一进气道型面对应的喉道面积,若要获得准确的喉道面积,一般还需采用数值仿真的方法对估算的喉道面积进行修正。同时,后续对进气道开展流场控制研究时,还需计入流场控制因素的影响,对进气道喉道面积进行进一步地修正。

5.4 涡轮、冲压通道出口面积

内并联型 TBCC 进气道涡轮通道的出口截面与涡轮发动机压气机的进口截面相连,涡轮通道的出口马赫数和出口流场畸变等参数关系到进气道与涡轮发动机能否匹配工作。为使进气道涡轮通道出口与背景涡轮发动机压气机进口几何匹配,本方案的涡轮通道出口截面选取为与背景涡轮发动机压气机进口截面直径相同的圆,出口马赫数由涡轮发动机工作状态确定。

冲压通道出口截面直接与冲压发动机燃烧室相连,其流场品质尤其是出口马赫数,对冲压发动机的燃烧组织和燃烧稳定性有着重大的影响。不同飞行状态下,满足冲压发动机燃烧室燃烧所需的冲压通道出口面积存在差异,由于低马赫数下进气道的喉道面积大,则所需出口面积相应的也较大,高马赫数下进气道的喉道面积小,相同扩张比下所需的出口面积也小。为了减小进气道的控制难度,冲压通道出口截面的面积通常固定不变。冲压通道出口面积的选取需折衷考虑低马赫数下

的压缩需求和高马赫数下的性能需求,若出口面积选取过小,则低马赫数下无法满足燃烧室对来流马赫数及压力的要求,若出口面积选取过大,则高马赫数下通道扩张比过大,可能导致冲压通道出现分离或回流,从而造成出口截面总压恢复急剧下降.在兼顾高、低马赫数冲压通道出口流场品质的原则下,本文以转级马赫数时的进气道型面为基准确定冲压通道的出口面积.出口面积的求取也是先根据流量连续条件,通过理论与经验估算相结合的方法获得初始值,然后采用数值仿真

的方法进行调整和修正.

6 进气道型面设计

根据内并联型 TBCC 进气道的结构特点,本文将进气道型面设计分为超声速外压缩型面设计、超声速内压缩型面设计、泄流腔型面设计、分流段型面设计和亚声速扩压段型面设计.图 3 给出了某一飞行状态下各型面段在内并联型 TBCC 进气道上的分布示意图.

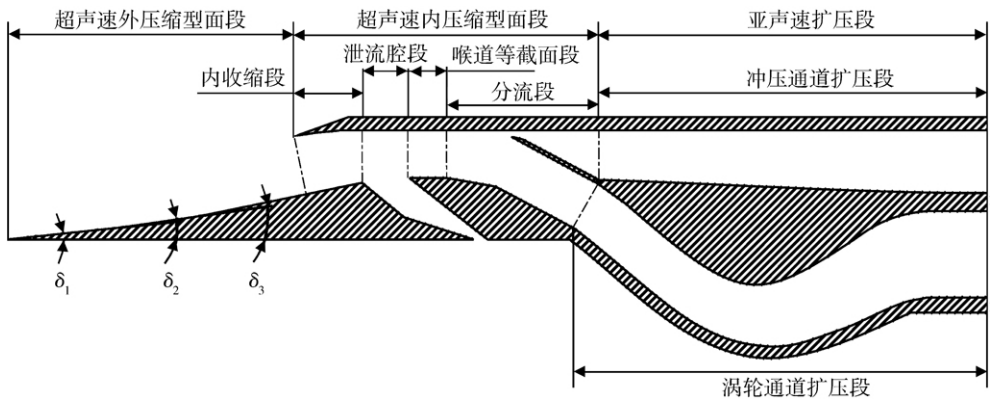


图 3 某状态下进气道对称截面示意图

Fig. 3 Symmetry plane of inlet

6.1 超声速外压缩型面设计

进气道外压缩斜面和唇口位置构成了进气道的外压缩型面.其中,唇口在高度方向的位置由进气道进口高度获得,沿流向唇口与进气道最前沿(第一压缩面起始点)的相对位置由马赫数和对应马赫数下的波系配置情况确定.本文设定唇罩型面及位置在整个飞行过程中固定不变,则沿流向唇口与进气道最前沿的相对位置只能由某一马赫数唯一确定,考虑到设计状态的重要性,这一马赫数选取为设计马赫数.在只考虑唇罩溢流的情况下,进气道设计状态的流量系数选取为 0.97,即设计状态下进气道外压激波的交点距唇口尚有一定距离,这主要为了使进气道在最大工作马赫数下仍能获得较好的气动性能.以下参数选取原则在无特殊声明的情况下,均针对设计状态而言.

综合考虑进气道设计马赫数时的气动性能、低马赫数下的可调控性能、总体结构、型面调节以及加工等多方面因素后,最终确定外压段 3 波系设计,设计马赫数下外压比选取为 6.在选定的外压比条件下,第一压缩面角度给定,第二、三道斜

激波按近似等强度分配.为了减小型面控制的复杂程度和减轻调节机构的质量,设定第一压缩面角度在整个飞行过程中固定不变.因此第一压缩面角度的选取至关重要,它不仅影响到进气道的总体长度和设计马赫数下的性能,而且关系到非设计马赫数下进气道的型面调节裕度以及低马赫数下进气道的流量捕获.本文针对第一压缩面角度进行了大量的数值仿真研究后选取为 6°.

6.2 超声速内压缩型面设计

超声速气流进入内收缩通道,首先遇到唇口内型面产生一道斜激波,此后该斜激波在内压缩通道形成一系列反射波,由于进气道肩部位置型面突扩,气流在该处还将产生一系列膨胀波,激波/膨胀波以及激波/附面层相互干扰,因此内通道的流动十分复杂.基于进气道总体结构和气动性能两方面考虑,本进气道唇口内型面角度 δ_4 选取为 8°;唇口下游内型面为与水平方向成 8°夹角的直段,以起到均匀波后气流的目的;直段之后采用曲面过渡至喉道等截面段的水平方向;喉道等截面段的选取综合了进气道总体长度、不同马赫

数下喉道高度、进气道气动性能以及进气道流场品质等多方面因素. 图 4 给出了某状态下进气道

内压缩型面的设计示意图.

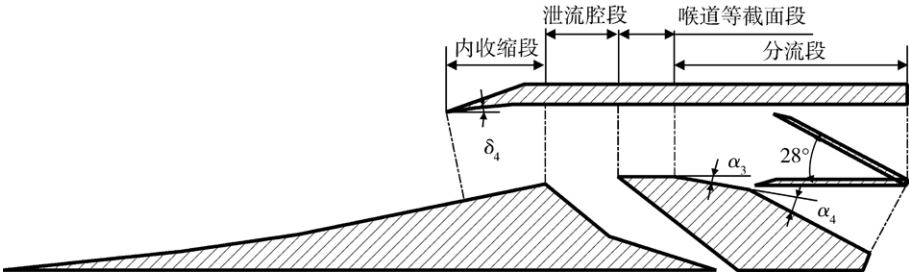


图 4 进气道内压缩型面设计示意图
Fig. 4 Sketch of internal contraction tunnel

6.3 泄流腔型面设计

进气道压缩面的肩部采用曲面过渡有助于降低起动马赫数,提高进气道的总压恢复系数^[12]. 激波打在进气道压缩面的肩部可以减弱激波/附面层干扰^[13],因此,合理布置进气道内的波系,可以改善进气道的性能. 但 TBCC 进气道要考虑变几何设计,其肩部位置不便采用连续曲面形式,且其波系设计异常复杂,在进气道起动过程中,尤其是非设状态下,激波不一定能打在进气道压缩面的肩部. 为减弱激波/附面层干扰,提高 TBCC 进气道的起动和气动性能,对其进行流场控制是十分必要的,但至今尚鲜见到与内并联型 TBCC 进气道流场控制相关的文献. 基于上述分析,本文提出了一种适用于内并联型 TBCC 进气道全马赫数范围的可变几何泄流腔流场控制方案,如图 5 所示.

设定模态转换过程所对应的泄流腔型面为其基础型面,其他状态下的泄流腔型面均由此基础型面调节而来. 其中,1[#] 平板可绕进气道肩点(A 点)转动,2[#] 平板可绕泄流腔出口左侧点(B 点)转动且长度可伸缩,3[#] 平板长度可伸缩. 亚声速和低超声速时,1[#] 平板转动至与第三压缩面同一角度位置,并将泄流腔进口封闭;高超声速时,通过伸长 3[#] 平板达到减小喉道高度和泄流腔进口宽度的目的,通过调节 1[#] 平板的角度,在泄流腔中部形成喉道,以达到控制泄流量的目的.

从图 5(b)中可以看到,泄流腔的几何特征参数包括进口宽度 W_i 、出口宽度 W_e 、进口前角 α_1 、进口后角 α_2 以及进口前端点与后端点的高度差 H_b . 其中 α_2 固定不变,应折衷各飞行状态的需求进行选取.

经过全三维数值模拟和高速风洞试验证明,变几何泄流腔方案可通过小的流量损失换取较大的总压恢复系数增益和拓宽进气道的工作范围,有效地改善了进气道的气动性能和起动性能,可保证内并联型 TBCC 进气道在全马赫数范围内正常高效工作.

6.4 分流段型面设计

分流段是内并联型 TBCC 进气道最重要的组成部分之一,担负着流量分配的重任,其设计是否合理直接关系到模态转换过程涡轮通道和冲压通道能否相容及匹配工作,同时还影响到进气道在整个飞行过程中的性能. 由图 4 可以看到,为了减小迎风阻力,分流段的上壁面即唇罩对应位置保持水平;分流段的下壁面由 2 块角度可调的平板组成,前一块平板与喉道等截面段下壁面成一定的扩张角,这一设计主要基于几何结构和气动性能 2 方面考虑. 该平板与上壁面构成的扩张段从几何结构上讲,首先为分流板的角度调节提供

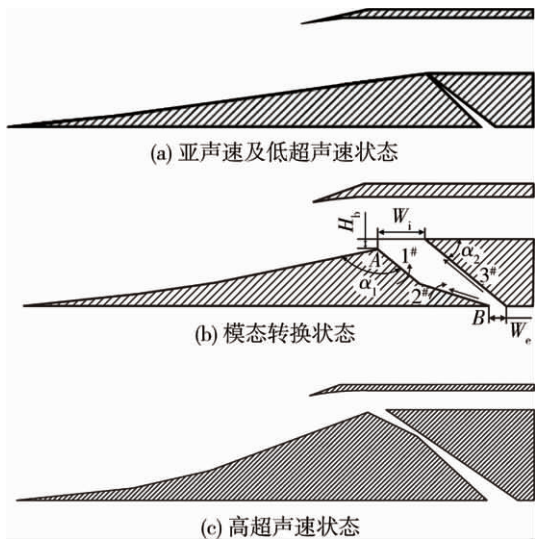


图 5 不同飞行状态下泄流腔型面设计示意图
Fig. 5 Sketch of bleed cavity at different Mach numbers

了有利的条件,其次为涡轮扩压通道的安排预置了必要的空间和方向走势.在气动性能方面,首先该扩张段可作为结尾激波的稳定停留区域,增大了进气道的抗反压能力,结尾激波后为亚声速气流,减小了分流板分流时造成的总压损失,其次使进入涡轮扩压通道的气流预先有一定的横向分速度,避免气流流入涡轮扩压通道时因折转角过大而造成流动分离;分流板为一斜楔结构,由铰链连接在冲压扩压通道和涡轮扩压通道之间,可在与水平方向成 $0\sim 28^\circ$ 夹角之间调节,以达到不同飞行状态下的分流目的.

6.5 亚声速扩压段型面设计

亚声速扩压段的设计是内并联型 TBCC 进气道设计过程中的又一关键,其型面的变化直接影响到黏性干扰损失和扩压损失的大小,不合适的型面甚至会引起管道内气流分离,从而导致进气道出口总压损失和流场畸变增大.因此,在满足发动机总体要求的前提下,应合理的选择其设计参数和设计规律,尽量减小激波/附面层干扰损失,避免管道内出现气流分离,以提高进气道的总压恢复系数和改善其出口流场品质.

7 总体方案可行性验证

为了验证内并联型 TBCC 进气道总体方案的可行性,对不同飞行状态下的进气道流场进行了全三维数值仿真研究,同时开展了模态转换过程的高速风洞试验研究.

7.1 全马赫数范围三维数值仿真研究

计算中用有限体积法求解雷诺平均后的三维 Navier-Stokes 方程,采用 2 阶迎风格式离散,紊流模型选用 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁区采用标准壁面函数.计算收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程以及 $k-\epsilon$ 方程的残差至少下降 3 个数量级,且进气道出口截面流量稳定.

图 6 给出了不同飞行马赫数下,进气道对称截面马赫数等值图.其中涡轮模态下给出的是匹配状态下的图谱,冲压模态下给出的是临界状态下的图谱.从该图可以看到:随着飞行马赫数的增加和泄流腔的开启,进气道由外压式转变为混压式;混压式下,随着飞行马赫数的增加,外压激波不断贴近唇口,超声速溢流逐渐减小;随着飞行马赫数的增加,喉道马赫数不断增大,各飞行马赫数下的喉道马赫数基本符合全马赫数范围内型面调

整的安排.

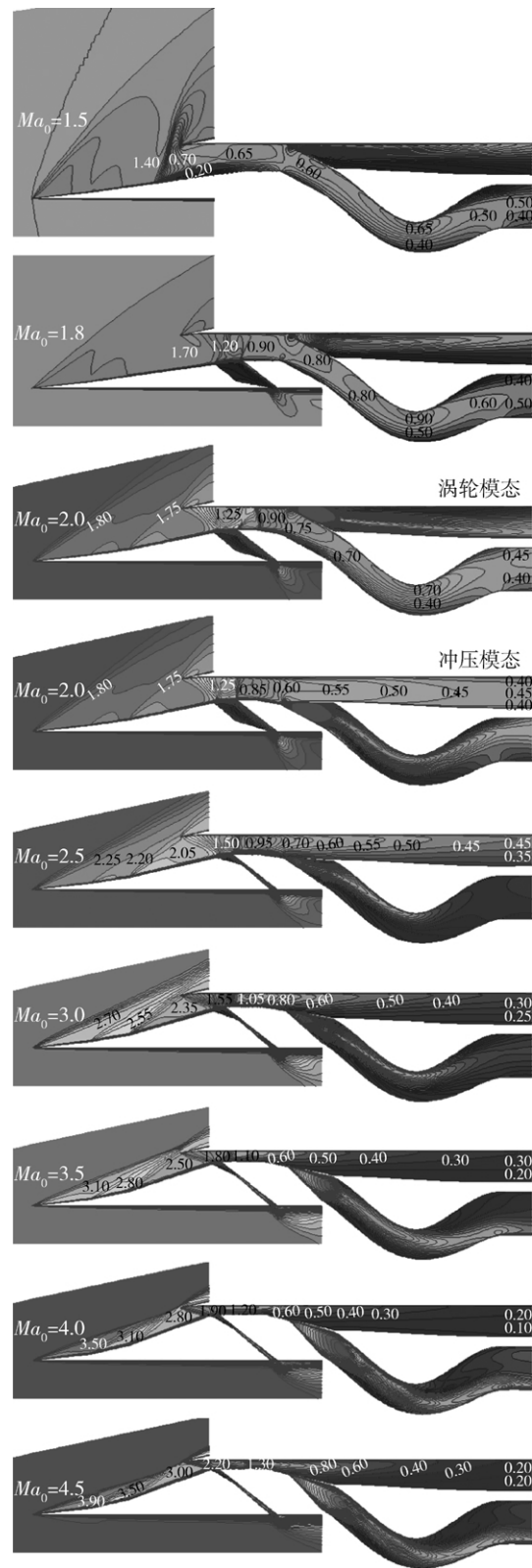


图 6 不同飞行马赫数下,进气道对称截面马赫数等值图

Fig. 6 Contours of Mach number in symmetry plane of inlet at different Mach numbers

全三维数值仿真结果表明:各飞行马赫数下,泄流腔的流量系数在 0.02~0.04 范围内;当 $Ma_0 \leq 2.5$ 时,进气道的总压恢复系数均在 0.8 以上,当 $2.5 < Ma_0 \leq 4.5$ 时,进气道的总压恢复系数均在 0.3 以上,符合进气道总体方案的要求;冲压模态下冲压通道的出口马赫数均小于 0.4,出口静压均大于 50652 Pa(即 0.5 个标准大气压),可见冲压模态各飞行状态下进气道均能满足冲压燃烧室的燃烧需求。

7.2 模态转换过程高速风洞试验研究

针对模态转换状态下的进气道型面,加工了试验模型,在南京航空航天大学 NH-1 高速风洞首次开展了内并联型 TBCC 进气道模态转换过程的风洞试验。图 7 给出了试验模型在风洞中的照片。



图 7 试验模型在风洞中的照片

Fig. 7 Model in wind tunnel

试验结果表明:模态转换过程中,当涡轮通道处于匹配状态,冲压通道反压变化时,涡轮通道出口马赫数的变化十分有限,最大不超过 0.01,可见,模态转换过程中,涡轮通道的出口马赫数对冲压通道反压的变化不敏感,由此说明进气道涡轮通道的自身调节能力很强,进气道涡轮/冲压通道具有良好的相容性能;模态转换过程中,涡轮通道处于匹配状态时,其出口总压畸变指数 $|D_{c60}|$ 在 0.12~0.32 范围内,可见,进气道在模态转换过程中能够很好的满足涡轮发动机的畸变要求,涡轮通道具有良好的进气道/发动机匹配特性。

8 结 论

本文提出了一种带可变几何泄流腔的内并联型 TBCC 进气道设计方案,并完整地给出了内并联型 TBCC 进气道的设计方法和设计原则,通过全三维数值仿真和高速风洞试验研究,证明了各

飞行马赫数下的流场特征基本符合全马赫数范围内型面调整的安排,且气动性能参数符合设计要求,模态转换过程中进气道具有良好的进气道/发动机匹配特性和涡轮/冲压通道相容特性,从而验证了所提总体方案的合理性和可行性。

参考文献:

- [1] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T, et al. Conceptual design study on combined-cycle engine for hypersonic transport [R]. ISABE 1993-7018, 1993.
- [2] Stephen C, Bradford A N, Timothy R M. Flight testing the linear aerospike SR-71 experiment (LASRE) [R]. NASA TM 1998-206567, 1998.
- [3] Colville J R, Lewis M J. An aerodynamic redesign of the SR-71 inlet with applications to turbine based combined cycle engines [R]. AIAA-2004-3481, 2004.
- [4] Tetsuya S, Nobuhiro T, Hiroshi H. Development study of the ATREX engine for TSTO spaceplane [R]. AIAA-2001-1839, 2001.
- [5] Takayuki K, Nobuhiro T, Tetsuya S, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine [R]. AIAA-2001-1895, 2001.
- [6] Pegg R J, Hunt J L, Petley D H. Design of a hypersonic waverider-derived airplane [R]. AIAA-1993-0401, 1993.
- [7] Spoth K A, Moses P L. Structural design and analysis of a Mach zero to five turbo-ramjet system [R]. AIAA-1993-1983, 1993.
- [8] Anthony C M. Mach 6.5 air induction system design for the Beta II two-stage-to-orbit booster vehicle [R]. AIAA-1991-3196, 1991.
- [9] Davic J, Midea A. Propulsion and aerodynamic analysis of the Beta II two-stage-to-orbit vehicle [R]. AIAA-1992-4245, 1992.
- [10] 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)
- [11] Frederic V, Jan O, Dimitri M. A probabilistic conceptual design analysis of multi-stage launch vehicles [R]. AIAA-2004-4305, 2004.
- [12] 张晓嘉, 梁德旺, 黄国平. 二元高超声速进气道内压缩通道/隔离段曲面构型[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 49-53. ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Curved surface structure of internal contraction tunnel/isolator of two-dimensional hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 49-53. (in Chinese)
- [13] Espinosa A M. Intergration of turbine engines in hypersonic airbreathing vehicles [R]. AIAA-2003-4408, 2003.