www.scichina.com

tech.scichina.com



燃气射流控制进气道调节原理及数值验证

冯喜平, 林志远, 郑亚, 李进贤, 曹琪*

西北工业大学燃烧、流动与热结构国家级重点实验室, 西安 710072 *E-mail: caoqi1983@yeah.net

收稿日期: 2010-09-01; 接受日期: 2011-05-04

摘要 为了提高固冲发动机"变工况"工作条件下进气道性能,将外部波系封口马赫数降低的设计方法与燃气射流进气道控制技术相结合,提出了燃气射流控制进气道设计方案;为分析设计方案的可行性,设计了三种进气道,并采用数值模拟方法三种进气道流场进行了模拟;通过对模拟结果的分析探索了调节方案的调节原理;通过对三种方案进气道性能的比较,初步验证了调节方案.研究表明:采用降低外部波系封口马赫数的设计方法可提高进气道低马赫数工作时的流量系数;燃气射流控制技术可均化进气道在高马赫数工作时的入口流场,减小有效喉道面积,提高总压恢复;射流控制可调进气道在一定工作范围内具有较好的性能.

关键词冲压发动机
进气道
燃气射流控制
调节机理
数值模拟

在机动飞行过程中,当导弹飞行状态发生变化时,进气道性能会变化,随之会导致燃烧室性能的降低.研究满足"变工况"下导弹的进气道是提高导弹性能的重要方法.为提高进气道在非设计状态下的性能,将其设计成可调节形式(即可调进气道),这样就可以通过调节进气道构型提高进气道总压恢复系数和流量系数,达到提高冲压发动机性能的目的.

现有的可调进气道技术主要应用于航空发动机, 且普遍采用变几何方案^[1-6],上述方案虽能有效提高 进气道在高低马赫数下的性能,但复杂的调节机构 通常会增加飞行器重量,导致整个调节系统结构复 杂,可靠性下降.此外,由于几何空间限制,复杂进 气道调节装置的安置也是一个棘手问题.寻求简单 有效的调节方案一直是进气道调节研究的重要课 题^[7-9].

基于激波形状控制的可调进气道技术的核心是 激波和射流之间的相互作用,这种技术在火箭发动 机推力矢量控制中已得到应用^[10, 11],其研究成果可 以为燃气喷射进气道调节技术提供基础.

Richard 等人^[8]提出在进气道压缩面前端引入一股射流,通过射流和超音速空气的相互作用实现对斜压缩激波的控制,进一步实现进气道调节.以Richard 的研究为基础,谭慧俊等人^[9]提出了一种基于激波形状控制的定几何高超声速可调进气道方案,其依靠自身的高压气来实现对口部波系及有效喉道面积的调节,该方案为冲压发动机进气道调节提供了新的途径.

本文参考文献[8,9]的研究成果,结合固冲发动机的工作特点,采用降级进气道封口马赫数的设计方法设计进气道,结合从补燃室引入燃气喷入外压缩面和喉道实现对外压缩波系和有效喉道面积调节的方法,提出固冲发动机进气道调节方案.设计了三种代表性进气道,采用数值模拟方法分析了这三种进气道方案的综合性能,从理论上验证了进气道方案的可行性,目的是为冲压发动机进气道调节研究提供一种思路.

英文版发表信息: Feng X P, Lin Z Y, Zheng Y, et al. Adjusting principle of gas jet controlling inlet and numerical verification. Sci China Tech Sci, 2011, 54: 2981-2986. doi: 10.1007/s11431-011-4553-3

1 燃气射流控制进气道调节原理

按照一维激波理论设计的进气道具有如下工作特征.

- 1) 在设计点工作时, 具有良好的综合性能;
- 2) 工作马赫数低于设计点时,外部斜激波系均位于唇口上游,进气道工作在亚额定状态,进气道入口有溢流,流量系数较低,同时伴随着较大的溢流阻力;
- 3) 工作马赫数高于设计点时,外部斜激波系会在唇口上游提前交汇,合成一道强激波打入外罩内壁后产生反射,与附面层干扰,引起附面层分离,并和外罩唇口处产生的斜激波相互干扰,破坏流场品质,导致进口流场畸变增大和总压恢复系数下降,有时可能导致不稳定流动;
- 4) 按照保证进气道能够自起动和满足冲压发动机所需流量准则设计的喉道面积,在高马赫数工作时显的过大,内收缩比不够,进口段内气流压缩不充分,喉道出口处气流马赫数相对较高,引起扩张段气流大面积分离,导致总压损失严重.

为提高进气道偏离设计点性能,在设计时采用降低设计马赫数的设计方法,偏离设计点时采用燃气射流实现对进气道的调节调节.其调节过程为:当工作马赫数低于封口马赫数时不进行调节;当工作马赫数高于封口马赫数时,从固冲发动机引入一股气流,通过管路输送到进气道各级压缩面和喉道附近,再通过布置于压缩面和喉道下壁面的多孔板(孔设计成小型喷管)将燃气加速为超音速后喷入.

进气道调节机理基于喷射射流对激波的干扰原理,借助射流去影响主流的流动规律,使其改变方向.如图 1 所示,进气道调节原理如下.

1) 当进气道工作于超额定状态时,向各级压缩

斜面按一定规律喷入气流,超音速主流在喷入的气流作用下,向外偏转,导致主流转折角增大,使得斜激波向外偏折,并保持于进气道封口附近,这样就实现了对进气道口部波系的控制.在进气道斜面上喷入第二股气流后,二次流迅速膨胀并转折附壁流动,对超音速主流形成障碍,其流动形式相当于超音速绕钝头物的流动,这时,在喷射口的会形成弓形弱激波,激波和进气道斜激波之间发生作用,使得进气道斜激波发生弯曲,实现斜激波角的控制.

2) 喉部射流注入,使得主流气动边界向外偏折,进而使得有效喉道面积减小. 喉部注入流体后,在注入点上游产生斜激波或弓形激波,使主流方向发生改变,形成气动喉道,改变喷射条件就可实现有效喉道面积的调节,进而减小喉道出口马赫数. 此外,由于射流在主流下方流动,可起到附面层吹除作用,减小了扩张段激波附面层干扰引起的总压损失.

射流入口数量、宽度、角度、位置等参数在控制系统设计完成之后一般不能随意改变,因此当进气道工况变化时,需要通过调节射流流量来实现对进气道外压缩波系和有效喉道面积的调节. 当来流马赫数越高时,主流总压越大,则在射流流量不变情况下所形成的影响区域将减小,因此需要增大射流流量,这样射流喷射动量增大,激波影响的区域也增大.

燃气射流技术的关键点是引气问题,可以从燃气发生器引气,或发动机自身携带气囊.本文研究对象是固体火箭冲压发动机进气道,而燃气发生器广泛采用壅塞式工作方式,其压力比来流总压高的多,因此考虑从燃气发生器引气在理论上是可行的.从燃气发生器引入的燃气最后又重新流回补燃室,不会造成喷管质量流率的减小.

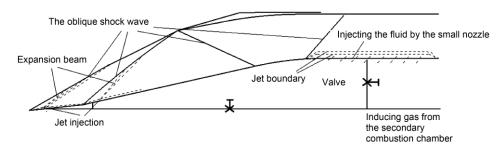


图 1 燃气射流控制进气道调节机理示意图

2 燃气射流控制的数值验证

为了验证射流控制可调进气道方法的可行性,设计了三种进气道方案,采用数值模拟方法对其不同工作条件下的流场进行了模拟,利用模拟结果比较和分析了三种设计方案的工作性能性能.

三种进气道方案均采用相同的气流折角,其中,方案一为不可调进气道;方案二在方案一基础上降低了外部波系封口马赫数,以提高低马赫数下进气道流量系数,亦为不可调进气道;方案三建立于方案二基础上,通过引入燃气射流实现对进气道的调节,以减小高马赫数工作时的有效喉道面积,增大总压恢复.

2.1 数理模型

设计参数:飞行高度 10 km;流量 3 kg/s;设计状态无溢流;进气道长 1080 mm,高 98 mm;高宽比 1:1;起动马赫数 2.2;最大飞行马赫数 3.5.方案一和方案二设计点马赫数分别为 2.8 和 2.5;方案三和方案二进气道构型相同,但采用了燃气射流控制进气道调节技术.进气道横截面设计为方形,其流动为三维的.作为控制方法的初步研究,本文采用二维流动假设对其进行流场模拟,以从理论上探索这种调节方法.

设计结果:对所设计的三种进气道方案,一级和二级压缩角分别为 6°和 7°,外罩内壁面和水平线夹角 8°,内收缩比 1.16. 选取大半径弯曲唇口构形,采用等截面积直喉道段,喉道之后采用等面积比扩压,扩张角 5°,基本结构如图 2 和 3 所示.

射流喷射方法: 如图 3 所示, A, B, C 处是射流注 入区; A 处布置 10 个射流入口, B 处 8 个, 宽度均为 1 mm, 间隔 1 mm; C 处布置 10 个, 宽度 2 mm, 间隔 4 mm.

控制方程选用二维定常雷诺时均 N-S 方程,湍流采用 RNG k- ε 湍流模型,近壁面区域采用壁面函数 法处理.

计算网格采用结构化网格,壁面附近进行加密 处理(图 4,图 5).

计算中的边界条件如下.

1) 进口边界: OD, DE 为压力远场边界; NM, LK 和 JI 处布置射流入口, 选用压力入口边界, 压力根据模拟计算结果确定;

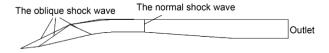


图 2 方案一进气道结构简图

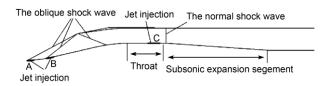


图 3 方案二、三进气道结构简图

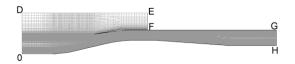


图 4 方案一计算域网格

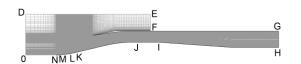


图 5 方案二、三计算域网格

- 2) 出口边界: EF, GH 为压力出口边界;
- 3) 进气道壁面选择绝热无滑移壁面条件.

2.2 方案一和方案二性能对比

图 6 和 7 分别表示来流马赫数 2.2 时方案一、方案二马赫数等值线,可见,两种方案的进气道均能在马赫数 2.2 时起动,外压缩波系均不能在进气道入口处封口,进气道工作处于亚额定状态,进气道入口处有溢流.由于方案二设计马赫数低于方案一,因此溢流量较小,溢流阻力也低于方案一.计算结果表明,此时方案二流量系数比方案一提高了 4.3%,总压恢复提高了 1.5%.图 6 中的激波规律与文献[12]的实验结果一致.

图 8 和 9 分别表示来流马赫数 3.0 时方案一、方案二马赫数等值线. 此时两种方案进气道均工作在超额定状态,外压缩斜激波在唇口上游交汇,合成一道强激波进入上壁面内部并产生一道反射波,引起激波附面层干扰现象. 上壁面唇口处也会产生一道斜激波和这道强激波相互干扰,引起进口流场恶化,总压损失增大. 图 8 中的激波规律与文献[13]的结论一致. 方案二工作在更深的超额定状态下,入口流场

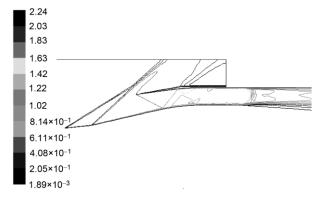


图 6 方案 $-Ma_{\infty}$ =2.2 马赫数等值线

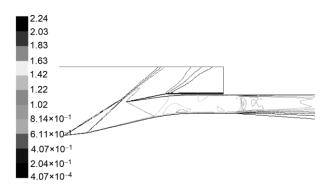


图 7 方案二 $Ma_{\infty}=2.2$ 马赫数等值线

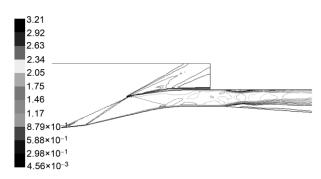


图 8 方案 $-Ma_{\infty}$ =3.0 马赫数等值线

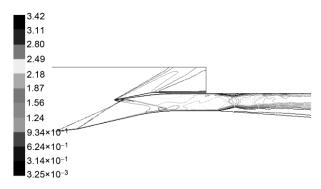


图 9 方案二 $Ma_{\infty}=3.0$ 马赫数等值线

更为复杂, 引起的总压损失大于方案一.

此时按起动马赫数设计的喉道面积显得过大,至使内收缩比过小,导致喉道出口马赫数较高,结尾正激波强度增大.扩张段正激波与附面层相互干扰,激波给附面层施加了一个很大的逆压梯度,使附面层气流剧烈减速,一部分气流向上游回流而形成分离区的旋流.分离区又会使激波形状发生改变,激波不再是一道正激波,在靠近壁面处产生λ波,引起主流截面收缩.此时主流经过收缩截面将速度逐步减至接近声速,经过λ波之后主流流通面积又增大,以致气流又开始加速至超声速,并产生第二道激波.气流的压缩就是通过不断的加速和减速过程进行的,从而在进气道内产生一系列的激波串.下壁面由于扩张型面的影响,分离比上壁面更加严重,引起较大的总压损失.计算结果表明,此时方案一总压恢复下降到0.523,方案二下降到0.495.

由以上分析可以看出,降低设计马赫数的方案 (方案二)在低马赫数工作时流量系数和总压恢复均高于方案一,但在高马赫数工作时入口流场复杂,总压恢复较低.因此,单纯采用降低设计马赫数的方案,并不能提高进气道的综合性能.

2.3 燃气射流控制进气道计算结果及分析

降低设计马赫数的方案(方案二)在高马赫数工作时,品质降低主要因素为: 1) 外压缩波系进入进气道内部,引起入口流场恶化; 2) 喉部之后激波和附面层相互作用,引起附面层大面积分离,形成激波串,使进气道总压损失增大.

针对上述原因,方案三引入燃气射流调节技术: 1)调节外部波系封口,均化入口流场; 2)调节内收缩比,减小喉道出口马赫数和附面层相对厚度.方案三在工作马赫数低于 2.5 时不进行调节,当工作马赫数高于 2.5 时进行调节.

为研究射流控制进气道的调节机理,对马赫数 3.0 工况进行了重点分析.

图 10 是来流马赫数 3.0 时进气道调节后马赫数等值线. 图 11 是图 10 放大图,由图 11(a)可以看出,射流注入使流动结构发生了变化:射流在斜板前部的注入相当于在斜板上形成一"附加流动区域",射流被限制在紧靠物面的"附加流动区域",主流在射流上方流动,在非注入面处,射流有向斜板再附趋势.气体压缩过程为:在气体注入区,由于以"附加流动

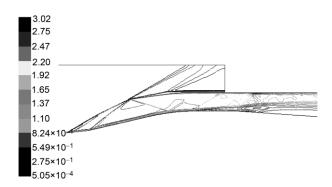


图 10 Ma_{∞} =3.0 调节后马赫数等值线

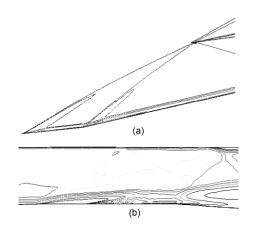


图 11 图 10 外压缩波系和喉道波系放大

(a) 外压缩波系放大图; (b) 喉道波系放大图

区域"外表面作为新的压缩面,因此激波角增大,激波向外偏折;在非注入面处,由于气流膨胀,使斜激波向靠近壁面偏折,最终斜激波保持在封口附近,进气道工作在额定状态.

由图 11(b)可见,射流在喷入进气道喉道后沿壁面流动,射流阻塞了超音速来流,射流上游产生了斜激波,斜激波与边界层干扰导致附面层小范围分离,在射流上游形成了较小的回流区.同时由于射流占据了一部分流通面积,形成了气动喉道,使得主流的气动边界向外偏折,主流在喉道的实际流通面积会减小,实际上起到了调节内收缩比的作用.

图 12 表示三种方案进气道流量系数随马赫数的变化规律. 由图 12 可见,当来流马赫数低于 2.5 时,方案二、三流量系数比方案一提高了 4.3%以上,当来流马赫数大于 2.5 时,方案二、三流量系数达到 1.0.这是因为方案二、三采用降低封口马赫数设计方法,减小了低马赫数工作时溢流量,因此在低马赫数工

况流量系数比传统设计方法有显著提高.

图 13 表示三种进气道方案总压恢复系数随马赫数的变化规律. 由图 13 可见,随着马赫数增大,三种方案的总压恢复系数均呈下降趋势,但方案三总压恢复高于方案一和方案二. 当来流马赫数小于 2.5 时,方案二和方案三总压恢复比方案一提高了 1.5%以上. 当来流马赫数高于 2.5 时,方案二总压恢复曲线下降最为迅速,方案三总压恢复曲线下降较为缓慢.

进气道总压恢复呈这种规律的原因是: 当来流马赫数高于 2.5 时,方案一入口流场较方案二均匀,总压损失比方案二小,此时方案二由于一直工作在超额定状态,入口流场复杂,流场恶化,总压损失增大.方案三此时采用燃气射流控制技术对外部波系和有效喉道面积进行调节,均化了入口流场,增大了内收缩比,减小了结尾激波和附面层干扰引起的总压损失,因此提高了总压恢复.

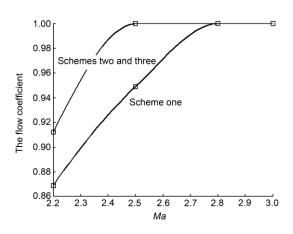


图 12 三种方案进气道流量系数随马赫数变化

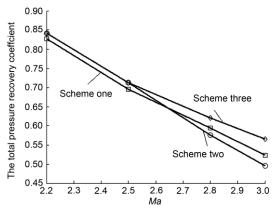


图 13 三种方案进气道总压恢复随马赫数变化

3 结论

通过对调节机理的分析和三种方案进气道的数值计算,得到了如下结论.

- 1) 进气道调节机理为基于喷射射流对激波的干扰原理. 即借助于向进气道主流中喷入燃气, 达到影响主流状态和改变主流方向的作用, 进一步实现对外压缩部波系和有效喉道面积的调节.
- 2) 采用降低外部波系封口马赫数和燃气射流控制技术相结合的方案,可提高进气道在较宽马赫数范围内的综合性能: a) 提高了进气道在低马赫数时的流量系数,并通过向外压缩面喷射气流使外压缩

波系在较为宽广的范围内保持封口,均化了进气道 入口流场,提高了进气道工作稳定性; b)提高了进 气道在高马赫数工作时的总压恢复,进气道在高马 赫数工作时,通过向喉道喷射流体,提高了进气道内 收缩比,降低了喉道出口马赫数,同时射流起到了附 面层吹除的作用,减小了附面层相对厚度,降低了喉 部之后激波附面层相互干扰导致的总压损失.

本文提出的进气道调节方案的实现涉及射流通道布置、射流流量的控制、喷嘴热防护、燃气高浓度粒子过滤以及其与发动机的一体化设计技术,此外,燃气为富燃燃气,其喷入进气道必然和压缩空气发生化学反应,这些问题有待深入研究.

参考文献

- 1 Cole G L. Wind tunnel evaluation of YF-12 inlet response to internal airflow disturbances with and without control. NASA CP-2054, 1978
- 2 Takayuki K, Nobuhiro T, Tetsuya S. Development study of the air-intake of the ATREX engine. AIAA 2003-7042, 2003
- 3 Laurent S. The French PROMETHEE Program on hydrocarbon mode ramjet status in 2001. AIAA 2001-1871, 2001
- 4 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计. 推进技术, 2008, 29(1): 44-48
- 5 陈秋华. 喉道顶板可调侧压式进气道. 南京: 南京航空航天大学, 2006. 12
- 6 Kobayashi H. Experimental study of multi-row disk inlets for hypersonic air breathing propulsion. AIAA 2004-861, 2004
- 7 Fraishtadt V L, Kuranov A L, Sheikin E G. Use of MHD systems in hypersonic aircraft. Tech Phys, 1998, 43: 1309-1313
- 8 Richard G H, Jeff S N, Russell L D. Computational investigation of a method to compress air fluidically in supersonic inlets. J Spacecraft Rocket, 2001, 1: 51–59
- 9 谭慧俊,陈智,李光胜.基于激波控制的定几何高超声速可调进气道概念及初步验证.中国科学 E 辑:技术科学,2007,37(11): 1469-1479
- 10 Chae M L, Kim H D. Studies on thrust vector control using a fluidic counter-flow concept. AIAA 2006-5204, 2006
- 11 Mark G, Starflight S, Healdsburg C A. Solid-state thrust vector control systems. AIAA 2006-4941, 2006
- 12 于少志, 彭成一. 跨音速扩压器中激波附面层相互作用. 南京航空学院学报, 1985, 2: 56-68
- 13 邓远灏. 超燃冲压发动机隔离段流动特性研究. 西安: 西北工业大学, 2005