

凹腔超声速燃烧室氢气燃烧流场数值模拟

杨事民, 唐 豪, 黄 玥

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对带长深比为 10 的凹腔结构的燃烧室二维氢燃烧流场进行数值模拟, 燃料喷注方式采用凹腔上游喷注加辅加凹腔前壁、底壁、后壁喷注。采用三阶 MUSCL 格式求解二维舍组分守恒 N-S 方程组, 湍流模型采用剪切修正的 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型, 对喷氢燃烧工况进行了计算研究, 并分别分析了凹腔中不同燃料喷注方式对燃烧特性的影响。结果表明: 凹腔是火焰驻留的主要区域; 凹腔上游喷注氢, 可以使燃料在凹腔中混合燃烧, 辅加凹腔中喷氢的三种方式对燃烧状况产生一定的影响。在凹腔前壁、底面辅加喷氢, 没有增强凹腔的稳焰特性, 对整个燃烧状态影响不大; 在凹腔后壁喷氢, 能够增加凹腔中的燃料含量, 加强了回流效果, 对燃烧状态影响较大。三种喷注方式都没有从根本上改变凹腔燃烧流场的特性。

关键词: 超燃冲压发动机; 燃烧室; 数值模拟; 凹腔结构; 燃料喷注方式

中图分类号: V235.211

文献标识码: A

文章编号: (2008) 01-0012-06

Numerical simulation of hydrogen combustion on flow field in supersonic combustor with cavity

Yang Shimin, Tang Hao, Huang Yue

(College of Energy and Power Engineering, NUAA, Nanjing 210016, China)

Abstract: The flow fields of hydrogen burning in scramjet combustion chamber with length depth ratio cavities were simulated numerically by using the element-conservation Navier-Stokes equations with the RNG $k-\varepsilon$ two-equation turbulence model. The injection schemes are cavity upstream injection with front wall, bottom and back wall injection assisted. The fuel burning features for different injection schemes were analyzed. The conclusions are as follows: the cavity is the primary area of flame holding; upstream cavity injection of the hydrogen can finish the process of mixing and burning; the assistant injections can affect the flow fields. When adding the injection on

收稿日期: 2007-10-16; 修回日期: 2007-12-10。基金项目: 国家 863 基金资助项目(2006AA705306)。

作者简介: 杨事民 (1981—), 男, 硕士, 研究领域为双模态超燃冲压发动机燃烧室、高超声速流动数值模拟。

front wall and bottom of cavity, the flame holding is not enhanced, and the burning case is scarcely changed; When adding the injection on the back of cavity, it increases the fuel in cavity and strengthens the circumfluence effect, the affect to burning case is obvious. The flow fields features are not radically changed by the three assistant injection schemes.

Key words: scramjet; combustion chamber; numerical simulation; cavity structure; fuel injection scheme

1 引言

超声速燃烧室的设计是超燃冲压发动机发展中面临的许多关键技术问题之一。好的燃烧室必须在最小总压损失的前提下让燃料和高速流动的空气均匀、快速地混合,同时保持稳定燃烧^[1]。以前的研究表明^[2]:可压缩流的掺混缓慢而且效果差;强制混合装置能有效增强掺混,但总压损失超出推进系统所能接受的范围。目前,国内外普遍认为:保持超声速火焰稳定是超燃冲压发动机的关键技术,凹腔是稳定超声速火焰的理想结构^[3],它结构简单,在燃烧室内不会引起太大的总压损失,它不仅可为火焰稳定提供高温回流区,而且可增强燃料与空气的混合。

随着凹腔长深比的不同,分为开式凹腔和闭式凹腔^[4], (开式凹腔长深比小于10,闭式凹腔长深比大于10)。长深比为10被认为是开式凹腔向闭式凹腔结构过渡的阶段。李丽^[5]等对安装开式凹腔的超燃冲压发动机燃烧室内流场进行了冷态数值模拟。本文选取长深比为10的凹腔结构,对氢燃料在此凹腔结构中的燃烧流场进行数值模拟,在凹腔上游设置喷嘴作为基准喷注方式,通过分别增加凹腔前壁、底面和后壁位置喷注燃料,考察向凹腔内辅助喷注燃料对凹腔中燃烧流场的影响。

2 模型和数值计算方法

燃烧室通道包括部分等直隔离段、带凹腔的

燃烧室和部分尾喷管,主要研究凹腔附近的流场特点。燃烧室设计成上下对称凹腔^[6],凹腔长深比为10,如图1所示。此时凹腔处于开式结构向闭式结构过渡的阶段。燃烧室进口高为 H ,凹腔深 $0.5H$,凹腔长 $5H$,在凹腔上游距前壁 $2H$ 处,上下对称垂直空气流以声速条件喷入氢燃料,对于在凹腔中辅加喷氢的位置分别为:凹腔前壁距底面 $0.25H$ 处、底面距前壁 $2H$ 处、凹腔后壁距底面 $0.25H$,如图1所示。

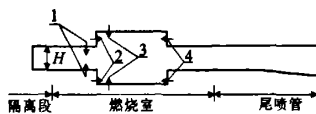


图1 带凹腔超燃燃烧室示意图

Fig.1 Diagram of supersonic combustor with cavity

此三种方式均以100m/s的速度喷入燃料。采用较高精度的三阶MUSCL格式对二维守恒N-S方程组(质量、能量、动量守恒方程和组分输运方程)进行计算,同时采用RNG $k-\epsilon$ 湍流模型、时间分裂技术,边界条件为无滑移条件,壁面附近网格加密,要求两层虚拟网格。化学反应为四组分两方程反应简化模型,在超声速流场中较高的温度和压力条件下此简化反应模型是合理的,同时考虑化学动力学因素的影响,化学反应采用涡耗散模型。模拟飞行马赫数为4的超燃冲压发动机燃烧室进口空气总压为 $p_t=0.7$ MPa,静温 $T=1000$ K,进口马赫数 $Ma=2$,由于氢燃料通过壁面预热且喷入空气流中能够迅速与空气进行热交换,近似取燃料进口温度与来流温度相同 $T=1000$ K进行计算。

3 计算结果与分析

3.1 凹腔燃烧室结构流场特性分析

计算模型采取上下同时喷注,能够提高燃料的穿透深度,特别是在燃料当量比较低的情况下,更能促进燃料与空气的充分混合。氢燃料由凹腔上游上下壁面喷入来流后,受到横向高速气流作用迅速雾化并开始蒸发燃烧,在喷嘴下游段即凹腔中后区域逐渐燃烧放热。由参考文献[6]可知:在燃料的喷嘴处形成弓形激波,激波下游速度降为亚声速,此处激波与附面层相互干扰,将会形成局部回流区,压力上升,在主流区仍然保持为超声速流动;在激波下游由于射流的阻挡作用,也会出现局部亚声速区,此区域流速慢,温度、压力较高,有利于燃料的混合燃烧,但是很快流动又转变为超声速,燃料将在超声速中流动混合,此时不利于燃料的混合燃烧,所以应该在下游处形成有利于燃料混合的低速区。由图2、4知,在凹腔处可以形成低速区,甚至可以形成很强的回流区域,所以凹腔能够提供稳定燃烧的条件。由参考文献[4]冷态计算可知:流经凹腔位置时由于面积突然扩张导致剪切层的扩散,凹腔的前缘处形成两道压缩波,在下游处,两道波相交干涉,在凹腔中会出现斜激波、稀疏波、接触间断和漩涡及其相互作用,最终在凹腔段形成复杂的激波串。上述复杂作用将对燃料产生卷吸作用,使得燃料和空气在凹腔中充分混合。

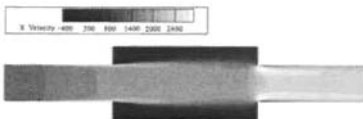


图2 凹腔上游喷注燃烧流场横向速度云图

Fig.2 Contour of X velocity of flow field for upstream injection

对于没有辅加凹腔中喷燃料的情况,凹腔稳定器内的燃料完全来自于主流中的燃料向凹腔内部的输运过程^[7]。如图3(a)所示,火焰(高温

区)主要存在于凹腔中后段区域,然后向前、后和主流区传播,这主要是由于回流区和剪切层延伸到凹腔中后段,导致中后段的燃料含量较高,在此区域剧烈燃烧。凹腔内燃烧形成的压力升高对凹腔剪切层具有压缩作用,剪切层在主燃烧区后附着于底面,此时剪切层向下游发展时呈现出偏向凹腔内部的趋势,从而凹腔前缘形成的应该是膨胀波。流场的剪切层遇后壁产生撞击激波、凹腔后缘膨胀波。在凹腔后壁下游,由于燃烧所得的能量转化为动能,气体经过后壁膨胀波流速迅速增加,如图2、3所示。由上述分析可知,燃烧情况下,凹腔中流场特性和冷态时是有较大区别的。

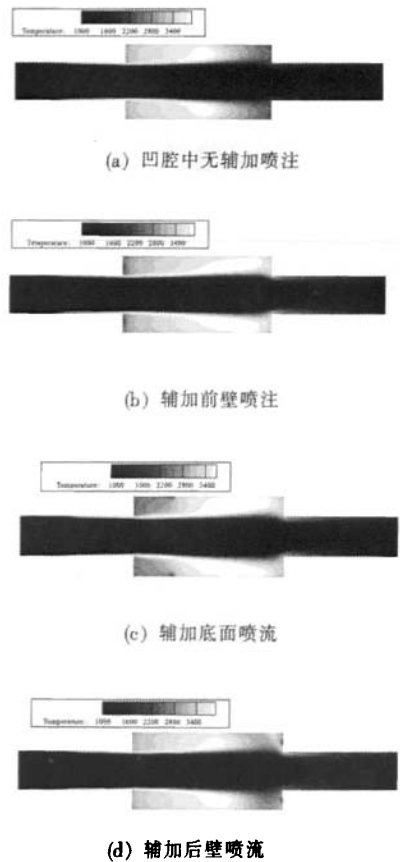


图3 不同喷流方式流场静温云图

Fig.3 Contour of static temperature for different injection schemes

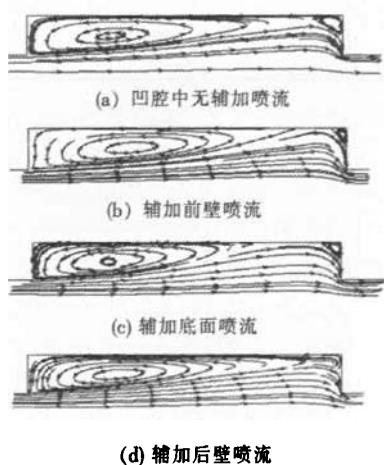


图4 不同喷流方式凹腔流场速度矢量图

Fig.4 Contour of velocity vector for different injection schemes

凹腔接近闭式结构,凹腔剪切层不能横跨整个凹腔而是再附于凹腔底面,后缘处没有较明显的激波系,如图3所示。这样总压损失、阻力系数相对冷态时有很大的降低,这对发动机整体性能是有利的。

凹腔上游喷注的燃料随气流向凹腔内部对流输运,基本上在凹腔中下区域进入凹腔,并随凹腔内的回流向凹腔前部区域输运;凹腔内流速慢,温度高,燃料在凹腔中实现了稳定燃烧,由图3所示。剧烈的燃烧导致凹腔中部分处于贫油状态,如燃料在凹腔中下游基本燃烧完毕,凹腔前壁和后壁区域基本处于贫油状态。火焰驻留在凹腔中时,燃烧形成的高温效果能够增强对流换热,火焰能够在凹腔中传播,但很难穿过剪切层向主流区域传播,为了提高凹腔稳焰的性能,可以在凹腔中补充燃料,使得凹腔中的燃料维持在较佳的当量比,本文主要采取分别增加凹腔前壁、底面和后壁位置燃料喷嘴的方式。

3.2 凹腔中不同辅加喷注方式对燃料燃烧流场的影响

3.2.1 在凹腔前壁辅加喷注方式的特点

仅在凹腔上游喷注燃料时,凹腔中的燃料完全是靠主流和凹腔之间的对流输运实现的。在凹腔前壁附近燃料不易到达,处于贫油状态,首先

研究在凹腔前壁设置喷嘴对凹腔流场的影响,如图3(b)、图4(b)、图6(b)所示。辅加前壁喷注燃料后,燃料直接被注入凹腔中,能够补充凹腔中的燃料含量,图3(b)中可知,高温区即主火焰向后移动,燃烧稳定在凹腔后壁区域,由图6中(a)、(b)比较可知,靠近后壁区域的水含量明显增加,而前壁区域有所降低,凹腔下游的水含量有所增加。说明燃烧主要发生在凹腔后壁区域,而在凹腔下游壁面附近仍然存在着一一定的高温区,说明燃烧波向下游传播了,随着燃烧放热的结束,气流开始降温加速进入尾喷管,由图2、3所示。这主要是由于凹腔前壁区域燃料当量比提高了,处于富油状态,通过回流作用燃料向下游扩散,在后壁区域形成最佳当量比,剧烈燃烧,火焰向凹腔前壁传播,由于后壁区燃料含量较高,没有完全燃烧的氢部分扩散到凹腔下游,所以在凹腔下游等直段中也存在着较弱的燃烧波。

由图4可知,辅加前壁喷注燃料后,前壁速度剪切层再附着底面的位置靠前了,凹腔中形成的回流区减小了,从而将导致主流区中的燃料被卷吸的效果降低,这对于凹腔稳焰是不利的。

虽然辅加前壁喷注对流场产生了一定的影响,但是整体的流场特点没有太大的改变,特别是对于凹腔前后壁处的激波特点改变很小,所以对于总压的影响将很小。

综上所述,辅加前壁喷注虽然改变了凹腔后壁区域局部燃料分布和燃烧状况,但未对凹腔火焰稳定器的整体燃烧流动特征产生明显影响。

3.2.2 在凹腔底面辅加喷注方式的特点

在凹腔底面辅加喷注时,燃料从底面喷出后,由于喷注速度100 m/s较低,射流在横向气流的作用下弯曲,并迅速扩散,由于喷注发生在回流区域,所以燃料将向前壁扩散,增加了前壁区域的燃料含量,由图3(c)、图4(c)、图6(c)看出,其流场特点基本和辅加前壁喷注的情况一致。所以其流场特点分析参考3.2.1节。

进一步计算了底面喷注速度为声速时的流场情况。如图5所示,由于喷流速度较大,而凹腔中横向速度较低,燃料被喷出后迅速穿过凹腔进入主流区,在凹腔中基本扩散效果很弱,反而喷

流和剪切层相互作用,形成了很强的压缩波,气流经过压缩波后向主流偏转,剪切层基本可以横跨整个凹腔,如图5所示。由此主流区的燃料很难被卷吸进入凹腔中,凹腔中由于严重贫油难以燃烧,同样由于主流区的速度较高,燃料很难稳定燃烧在主流区。由图5可知,凹腔前壁压缩波后温度升高很低,水含量也较低,说明在凹腔阶段没有稳定火焰的存在,只是由于压缩波的作用,气体温度升高,之后由于截面扩张,温度又降低了,少量的水的存在只是凹腔上游喷注的燃料部分燃烧的结果,但是不足以产生维持稳定燃烧波的能量,所以凹腔燃烧室中不存在稳定的火焰。所以对于凹腔中辅加底面喷流的情况要特别注意限制喷流的条件,喷流速度过大或者压力过高都将导致严重的后果。

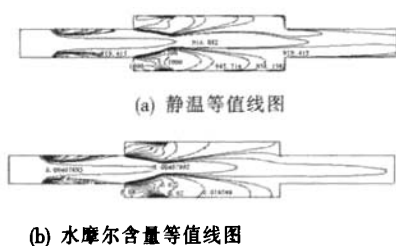


图5 底面喷流速度为声速时凹腔流场分布

Fig.5 Distributions of flow fields for sonic injection in bottom of cavity

3.2.3 在凹腔后壁辅加喷注方式的特点

辅加后壁喷注的流场特点如图3(d)、图4(d)、图6(d)所示,相比较于辅加前壁和底面喷注的工况,主火焰区域向凹腔前壁靠近,整个流场特点和无辅加喷流工况基本相似。由图4(d)可知,凹腔中回流区较大,在后壁处很小的回流区消失了,并且由于逆向喷流的作用,凹腔中回流区域基本充满整个凹腔,主流区燃料主要靠大的回流卷吸进入凹腔中,且后壁喷流添加的燃料能够随着回流进入凹腔内部,达到了增加混合与提高燃料当量比的作用。由图6(d)可知,辅加后壁喷注后,凹腔中水含量较6(a)工况有所提高,整个凹腔中的水含量都维持在一个较高的水平,说明火焰传播到整个凹腔区域,凹腔最大限度的达到了

稳定火焰的目的。由于后壁喷流导致燃料向上游传播,很少的燃料扩散到凹腔下游等直段,因此火焰很难传播到下游等直段,即燃料在凹腔中充分燃烧,在凹腔下游等直段开始降温加速进入尾喷管,这样有利于高能气体充分释放能量和膨胀加速,从而提高推力。同时应该考虑到后壁喷流方向与主流方向相反,阻碍作用将增加,阻力性能将有所加强,总压损失有所提高,但凹腔中流速较慢,所以对于阻力和总压影响将不会太大。

总体来说,后壁喷注能够解决凹腔中局部贫油的状况,使燃烧更加充分,燃烧室提供给发动机更大的能量。另外也增大了凹腔中回流的效果,使主流区的燃料更易进入凹腔中。相对前壁和底面喷注其对提高燃烧室燃烧性能更加有利。

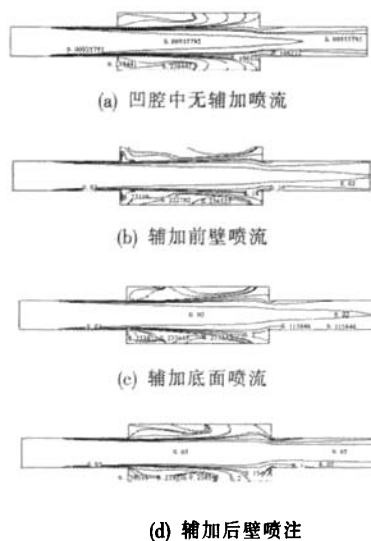


图6 不同喷流方式凹腔流场水摩尔含量

Fig.6 The molar ratio of H_2O for different injection schemes

4 结论

(1) 凹腔上游喷注的氢燃料通过对流输运过程,可以在短距离内进入凹腔,能够满足维持凹腔内火焰驻留的需要。燃烧时的流场和冷态时的流场区别较大,特别是激波明显较弱,剪切层也较快的附着于凹腔底面。

(下转第22页)

当进气锥前移进气道的出口节流增加,使得进气道出口产生瞬间的流量积存,气流受压缩产生一道压缩波。该压缩波沿通道前传,使得通道内的压力升高。由于结尾正激波背压的提高使得激波前移,激波的强度也随之增强。由于激波增强使激波与附面层的相互作用增强。附面层分离区增大,见10(a)、图10(c)。由于涡流面的增大,进气道的唇口被涡流面堵塞,进气道的进气量减少,同时分离区下游产生的膨胀波在通道中传播,使进气道内部压力降低,激波又被吞入,涡流面减小,进气道流量增加。但由于节流作用使进气道出口的压缩波前传,如此反复而激起周期性的激波振荡。

6 结论

(1) 对二维轴对称中心进气道的喘振进行了基于N-S方程的数值模拟。计算结果给出了超声速进气道喘振时结尾正激波运动情况,以及进气道流量系数和总压恢复系数随时间的变化趋势。

(2) 由数值模拟结果可以看出,超声速进气道的喘振与进气道头部涡流面的发展和气体的压缩性相关。

(3) 通过数值方法可以模拟超声速进气道喘振的过程,为研究喘振产生的机理提供了一个新的途径。

参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] Goldsmith E L. Shock Oscillation Ahead of Centrebody Intakes at Supersonic Speed[R]. AIAA1952-2477.
- [3] Sterbentz W H. Criteria for Prediction and Control of Ramjet Flow Pulsation[R]. NASA TN 1955-3506.
- [4] Pong Jeu Lu, Ling Tzong Jain. Numerical Investigation of Inlet Buzz Flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 90-100.

(编辑: 马杰)

(上接第16页)

(2) 凹腔中的燃料主要是通过主流区进入的,剪切层再附底面位置比较靠后,所以决定了凹腔内的燃料分布状况,燃料主要集中在凹腔后部,同时通过回流的作用向前壁处输运,但是凹腔前部处于贫油状态,火焰主要集中在凹腔中后区,并且火焰能够由后向前传播。

(3) 凹腔在前壁、底面、后壁辅加燃料喷注,能够增加凹腔中的燃料含量,增强燃烧放热效果,其中前壁、底面辅加燃料喷注效果不明显,后壁辅加燃料喷注能够很好的起到增强燃烧室燃烧的效果。

(4) 在凹腔上游喷注燃料的同时,应该寻求最佳的辅助燃料喷注方式,提高凹腔的稳焰效果,如本文提出的后壁喷注方式,对于更复杂的喷注方式应进一步研究。

参考文献:

- [1] Habeeb K M, Kurian J. Cavity Aided Mixing Enhancement of Supersonic Streams[R]. ISAB 2001-1189.
- [2] Adela Ben Yakar, Ronald K Hanson. Cavity Flame Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjet: Review and Experimental Study[R]. AIAA 98-3122.
- [3] Owens M G, Tehrani S, Segal C. Flame Holding Configurations for Combustion in Mach 1.8 Air-Flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14 (4): 301-313.
- [4] 杜炜强, 吴宝元. 带不同长度凹腔超声速燃烧数值模拟[J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 26-29.
- [5] 李丽, 叶中元, 刘兴洲. 壁龛稳焰超声速燃烧室流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 521-523.
- [6] 胡欲立. 超声速燃烧的实验研究与数值模拟 [D]. 西安: 西北工业大学, 1995.
- [7] 黄生洪, 徐胜利, 刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值模拟[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 10-15.

(编辑: 马杰)