

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.04.011

不同进口马赫数下超声速燃烧流场特性研究

王钰涵 王江峰 李龙飞

(南京航空航天大学航空学院,南京,210016)

摘要:对有无楔板超燃冲压发动机模型内横向氢气喷流超声速燃烧流场进行了数值模拟,分析了进口马赫数对超声速燃烧流场特性及特征参数分布的影响特性。采用有限体积法求解多组元 Navier-Stokes(N-S)方程,对不同进口马赫数下的燃烧流场进行了数值模拟,细致对比了流场激波结构、喷流穿透深度、燃烧阵面、燃烧效率及总压恢复系数等参数随进口条件的变化特征。结果表明:无论是否存在楔板结构,喷口后流场压强均随着进口马赫数的增加而减小,并且随进口马赫数的增加,氢气喷流穿透深度减小,楔板对喷流穿透深度基本无影响。较无楔板结构而言,设置楔板结构可以缓解燃烧室内流场对马赫数变化的敏感度,使燃烧更为稳定。在同一进口马赫数条件下,楔板布局有明显的促燃作用及激波点火效果,在一定程度上可增加此类发动机工作的马赫数范围,但以总压恢复系数略微降低为代价。

关键词:氢气喷流;超声速燃烧;燃烧阵面;燃烧效率;数值模拟

中图分类号:V231.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2019)04-0512-07

Numerical Study of Supersonic Combustion Flow with Different Inlet Mach Numbers

WANG Yuhan, WANG Jiangfeng, LI Longfei

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The supersonic combustion flow with transverse hydrogen jet in scramjet configuration with and without wedge structure is numerically studied. The characteristics of flow field structures and parameters under different inlet Mach numbers in the combustion chamber with wedge structure or not are analyzed. The combustion flow is numerically simulated with Reynold-averaged multi-component N-S equations solved, based on the finite volume method. And the properties of shock structure, jet penetration depth, combustion surface, combustion efficiency and total pressure recovery coefficient are carefully compared under different inlet Mach number. The result shows that whether wedge structure exists or not, the pressure of the flow field behind the jet decreases with the increase of the inlet Mach number, as well as the decreases of the penetration depth of hydrogen jet. There is little effect of wedge structure on jet penetration height. Compared with wedge-free structure, the wedge structure can alleviate the sensitivity of the flow field in the combustor to the change of inlet Mach number and make the combustion more stable. Under the same inlet Mach number, the applicability of the combustor is promoted by employing the wedge-cavity structure, and the shock igniting is markedly enhanced by the wedge with acceptable reduce of the total pressure recovery coefficient, which can increase the inlet Mach number range of this kind of engine.

基金项目:南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20170122)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金资助项目。

收稿日期:2018-06-13;**修订日期:**2019-01-18

通信作者:王江峰,男,教授,博士生导师,E-mail: wangjf@nuaa.edu.cn。

引用格式:王钰涵,王江峰,李龙飞.不同进口马赫数下超声速燃烧流场特性研究[J].南京航空航天大学学报,2019,51(4):512-518. WANG Yuhan, WANG Jiangfeng, LI Longfei, et al. Numerical Study of Supersonic Combustion Flow with Different Inlet Mach Numbers[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4):512-518.

Key words: transverse hydrogen jet; supersonic combustion; combustion surface; combustion efficiency; numerical simulation

超燃冲压发动机是吸气式高超声速飞行器推进系统的重要组成部件之一。当超声速气流进入冲压发动机内部时,在毫秒量级时间内需完成压缩、掺混、点火、燃烧、膨胀等过程,燃烧流动中存在极其复杂的激波干扰效应与化学反应多组元效应,工程设计技术难度极高。

在此类发动机燃烧流动研究方面,国内外研究者重点关注的是燃烧室形状、内部结构、燃料喷注方案等设计参数对燃烧流动特性的影响,由此开展了大量的数值仿真与分析工作。周驯黄等^[1]对椭圆形超燃燃烧室内的壁面燃料垂直喷射方案进行了数值模拟,给出了喷嘴直径与喷射掺混特性之间的相似规律,并对其物理机制进行了分析。Ben-Yakar等^[2]对带有凹腔火焰稳定器结构的超燃冲压发动机燃烧室流场结构、点火与火焰稳定性进行了细致研究,给出了凹腔结构对超燃流场的影响特性。龚诚等^[3]对凹腔结构直连式超燃冲压发动机氢气火花塞点火特性进行了研究,表明凹腔结构能促进剪切层内火焰的发展。Mai等^[4]通过在超声速来流中引入斜激波的方法研究了激波对平板氢气喷流混合与燃烧的影响特性,结果表明斜激波入射至位于喷口后的再附点下游时具有稳焰作用。这些代表性的研究均表明燃烧室截面几何、燃烧室内稳焰结构、燃料喷注方案等因素对燃烧室内燃烧流动有重要的影响作用,但在进口条件对带有楔板/凹腔结构的燃烧室内燃烧流场的影响特性方面没有深入细致的分析。

本文选取有楔板和无楔板两类不同结构的燃烧室,对燃烧流场进行数值模拟,对比分析在有楔板两类燃烧室结构下,不同隔离段进口马赫数对燃烧流场结构及特征参数的变化特性。

1 数值模拟方法

1.1 控制方程

气态化学反应流的控制方程为多组元 Navier-Stokes(N-S)方程,其守恒形表达式如下^[5]

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} U d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (F_c - F_v) dS = \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (1)$$

式中: t 表示时间, Ω 表示控制体体积, S 表示控制体的表面积, F_c 为无黏通量, F_v 为黏性通量, Q 为化学反应源项。

1.2 数值求解方法

经多方论证,本文在控制方程的空间离散上采用具有二阶精度的 Roe 格式,时间推进采用显示五步 Runge-Kutta 方法,湍流模型选用 SST $k-\omega$ 两方程模型^[6]。在化学反应模型方面,经过对比分析,本文采用 Moretti 提出的 7 组元 8 反应氢气-空气燃烧反应模型^[7]。针对多组元流的时间刚性问题,本文在化学反应源项的计算中做了点隐式处理^[8]。

经过南京航空航天大学高超声速气动研究中心多年的发展,上述数值计算方法、化学反应模型及计算程序得到了多方验证,已开展了多种复杂流动的数值模拟与分析^[6,8-9],可以应用于本文的物理流动问题。

2 冲压发动机模型及网格验证

2.1 冲压发动机模型

本文研究的带有楔板的二维冲压发动机模型如图 1 所示。该模型结构中含有上壁面产生激波的楔板结构和下壁面用于稳焰的凹腔结构,宽度为 0.6 mm 的垂直氢气喷流喷口位于凹腔前缘 30 mm 处(图中箭头所示)。无楔板状态即为图 1 中上壁面无楔板,是一个水平的壁面。对于本文研究的直连式矩形截面燃烧室模型,根据文献[10]的讨论及本文研究的流动特性的分析,采用二维方法进行数值模拟是可行、合适的。

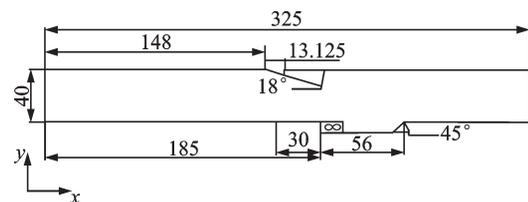


图1 燃烧室模型

Fig.1 Combustion chamber model

2.2 计算网格验证

因本文研究的二维冲压发动机模型几何结构相对简单,选用带楔板发动机模型以进行网格无关性验证。采用块结构网格进行空间划分,并选用如表1所示的 M_1, M_2, M_3 三种不同网格量的网格进行网格无关性验证,表中 N_c 与 h_1 分别表示网格单元数及第一层网格高度。

用于网格无关性验证的进口条件及氢气喷流条件见表2,其中下标 ∞, j 分别表示来流与喷流。

表1 网格无关性验证

Tab.1 Meshes used to verify the grid independence

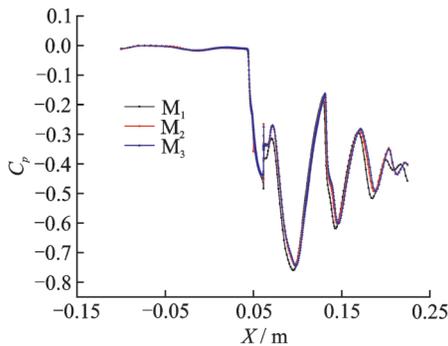
Name	M ₁	M ₂	M ₃
N _c	36 000	65 000	126 000
y ⁺	1.2	1.0	0.8
h ₁ /m	2.5e-6	1.7e-6	1.0e-6

表2 网格无关性验证计算条件

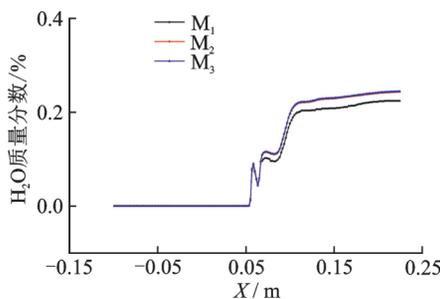
Tab.2 Mesh independent validation condition

Free Stream Conditions			Jet Flow Conditions		
p _∞ /kPa	Ma _∞	T _∞ /K	p _j /MPa	Ma _j	T _j /K
86	2.5	754	0.96	1.0	300

在个人微机(CPU 2.5 GHz/16 GB内存)上进行了燃烧反应流场的网格无关性验证,最大网格量时CPU耗时约8.5 h。在3种网格中计算所得的上壁面压强系数分布及特征线上的燃烧产物分布如图2所示。由图2(a)可见,网格M₂与M₃的上壁面压强分布计算结果几乎重合。图2(b)为距下壁面3 mm的轴向直线上燃烧产物水(H₂O)的质量分数分布,同样可见网格M₂与M₃的计算结果几乎重合。



(a) Distribution of pressure coefficient on upper wall



(b) Mass fraction distribution of H₂O on characteristics line

图2 特征参数分布对比

Fig.2 Comparison of typical parameters

根据上述结果,网格M₂与M₃均可用于本文即将开展的物理流动数值模拟。为提高分析效率,采用M₂网格用于后续流场计算。图3给出了所采用的计算网格全局视图及喷口附近局部放大图,该网格在楔板、喷口、台阶拐角点等附近进行了局部加

密处理,有楔板结构的计算网格单元数约为6.5万个,无楔板时网格单元数约为6.3万个。

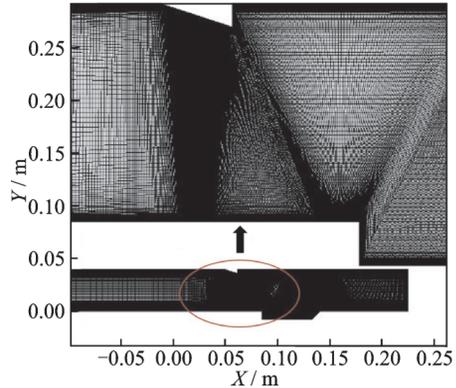


图3 计算网格

Fig.3 Computation mesh

3 计算结果与分析

根据工程设计中冲压发动机隔离段进口马赫数的特征,本文选取了3个马赫数进行分析,考虑有/无楔板情况,共计6个计算状态,如表3所示。表中同时给出了不同状态下的氢气-空气化学当量比。数值分析中取值不变的参数如下,喷口参数:喷口静压 p_{jet}=0.96 MPa,喷口马赫数 Ma_{jet}=1.0,喷口温度 T_{jet}=300 K。隔离段进口参数: p_{inlet}=0.086 MPa, T_{inlet}=754 K。根据以上参数,本文研究的物理问题的喷主流静压比为 P_{jet}/P_{inlet}=11.16。

表3 进口参数

Tab.3 Inlet parameters

Type	Name	Mach number (Ma _∞)	stoichiometric ratio (φ)
With wedge	Case 1	2.5	0.899 5
	Case 3	3.0	0.762 8
	Case 5	3.5	0.662 3
No wedge	Case 2	2.5	0.899 5
	Case 4	3.0	0.762 8
	Case 6	3.5	0.662 3

图4给出了不同状态下的压强分布云图。对比无楔板的状态(Cases 2, 4, 6),随进口马赫数的增加,喷口后流场压强减小,其主要原因是:喷口前壁面边界层随着进口马赫数的增加而变薄,在喷流压强相同的情况下,喷流更容易穿过边界层,从而主流对喷流垂直方向的阻碍作用增大,喷流更快速地偏向下游壁面,使得喷流穿透深度减小,喷口前分离激波和弓形激波的强度减弱。

对比有楔板状态(Cases 1, 3, 5), 楔板产生的斜激波在燃烧室内与分离激波、再附激波相交, 不但在上壁面发生反射, 还与燃烧阵面发生相互干扰, 引起燃烧阵面的变化。楔板后缘产生膨胀波束, 同时在与上壁面相交的拐角附近产生激波(激波②)。随着进口马赫数的增加, 楔板产生的斜激波由于激波角的减小更加靠近楔板, 对主流压缩更

为强烈, 从而在楔板附近形成更高的局部高压, 同时在上下激波相交的“剪刀口”处也有局部高压, 强度随着进口马赫数的增大而增大。在进口马赫数为 2.5, 3 时, 由于燃烧阵面抬高, 在燃烧室后段形成局部高压平台, 其本质原因将与燃烧阵面特性一起分析。

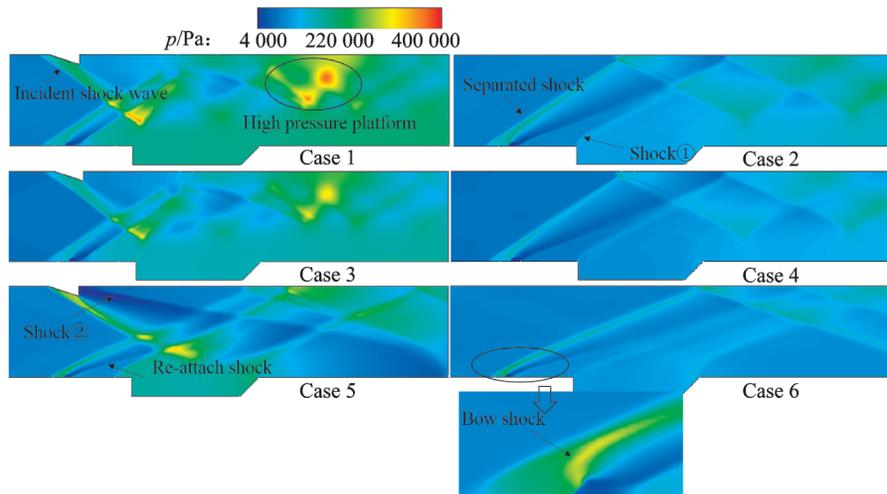


图 4 压强分布云图

Fig.4 Distribution of pressure contours

图 5 为不同进口马赫数条件下燃烧室内燃烧阵面分布图(其中虚线为无楔板状态, 实线为有楔板状态)。对比无楔板的状态 Cases 2, 4, 6, 燃烧阵面随进口马赫数的增大逐渐向凹腔扩展, 这说明凹腔在马赫数较大情况下很好地发挥了对来流的减速作用, 燃料能更好地在凹腔内稳定燃烧。有楔板结构时(图中 Cases 1, 3, 5 实线所示), 燃烧阵面的分布区域更大, 即发生燃烧的区域更大, 同时下燃烧面更靠近凹腔。造成该现象的主要原因在于: 楔板产生的入射斜激波射入凹腔, 进一步增强了激波点火效果, 使得无楔板时未发生燃烧的区域达到点火条件, 从而实现更大区域的燃烧。

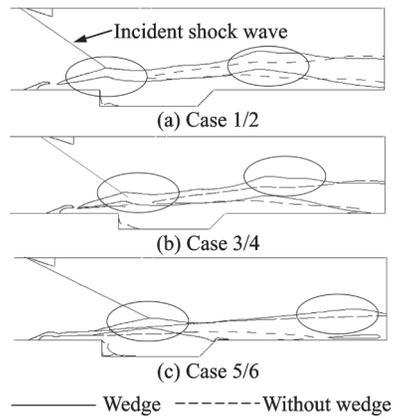


图 5 燃烧面分布

Fig.5 Combustion surface distributions

由图 5 所示的燃烧面分布特性, 根据文献[11], 燃烧阵面定义为组元氢氧根(OH)质量分数为 0.001 的等值线。该参数可表征燃烧反应发生区域的大小及分布。燃烧面的分布特性可以解释图 4 中燃烧室后段出现高压平台的原因: 当进口马赫数为 2.5 和 3.0 时, 凹腔下游燃烧阵面由于受楔板激波干扰被抬高, 即更加靠近上壁面, 导致主流流道变窄, 从而使超声速主流的流动速度降低更多, 局部压强升高程度也更大。这一现象也说明楔板斜激波产生的高温高压使得凹腔内发生燃烧的区域增大, 从而进一步增大了凹腔的稳焰作用。

图 6 给出了不同状态下 H_2 的喷流穿透深度 (H_{jet}) 特性, 根据参考文献[12]中的定义, 本文取氢气质量分数为 0.9 的等值线最大纵坐标(y)的数值作为喷流穿透深度。图中最外围表示 H_2 质量分数为 0.9 的等值线。由图中可以看出, 在本文计算的物理模型中, 由于楔板产生的斜激波位于喷流出口位置之后, 在超声速来流的情况下, 有无楔板对喷流穿透深度的影响不大。随着进口马赫数的增加, 在有无楔板两种情况下, 喷流穿透深度均减小, 这是由于随着进口马赫数增大, 主流动压增加, 在喷

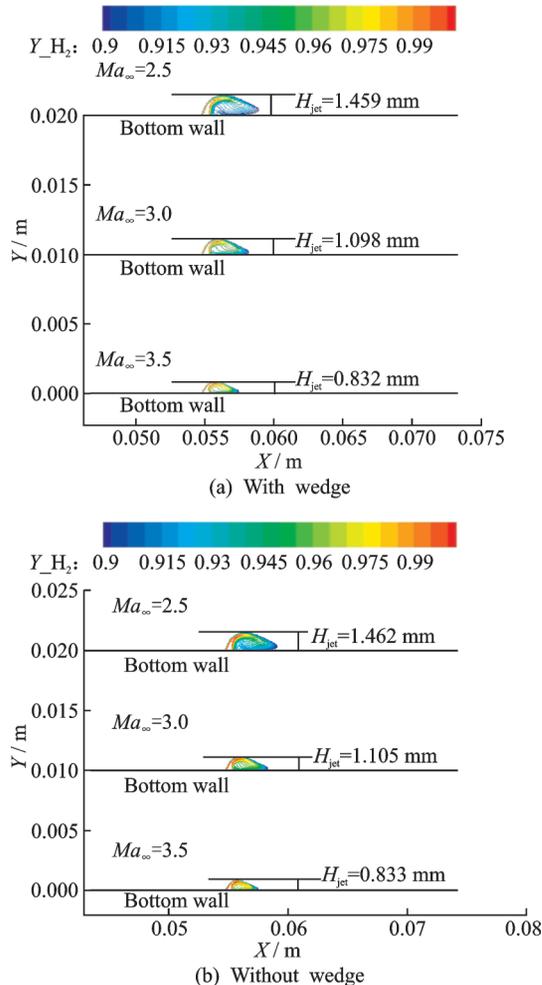


图6 H_2 喷流穿透深度分布
Fig.6 Penetration depth of H_2 jet

流条件不变时喷主流动压比减小所致。

图7给出了沿喷流下游各特征截面上的流动参数分布,其中燃烧效率和总压恢复系数的定义分别在式(2)^[13]和式(3)^[14]中给出。

$$\eta_c(x) = \frac{\dot{m}_{\text{fuel, burnt}}(x)}{\dot{m}_{\text{fuel, jet}}} = \frac{\int \frac{2}{18} \alpha_0 \rho u dA}{\dot{m}_{H_2, \text{jet}}} \quad (2)$$

$$\sigma = \frac{\dot{m}(x=0)}{\int_{A(x=0)} p_i \rho u dA} \cdot \frac{\int_{A(x)} p_i \rho u dA}{\dot{m}(x)} \quad (3)$$

式(2)中: $\dot{m}_{\text{fuel, burnt}}(x)$ 代表某截面燃烧的氢气质量流量(由燃烧反应生成物 H_2O 的质量流量反算所消耗的 H_2 的质量流量), α_0 为 H_2O 的质量分数,该参数可表征燃烧发生的激烈程度。在式(3)中:总压取该截面质量加权平均值,参考压强取隔离段进口总压, p_i 为某截面上的总压, ρ 为混合气体密度, u 为轴向速度分量, dA 为垂直于来流的截面面积微元, \dot{m} 为流过该截面上的总质量流量。

从图7(a)所示的特征截面上燃烧效率发展趋

势曲线可以看出,无论有无楔板,燃烧效率总体上均随着进口马赫数的增大而增加。这是由于:(1)本文所分析的流动为激波诱导点火燃烧,在本文计算条件中氢气喷口温度设为300 K,该温度值未达到氢气的燃点。随着进口马赫数的增大,来流总焓增大,激波强度增强,有利于激波点火产生 H_2 燃烧;(2)在喷流条件不变的情况下,增大进口马赫数相当于增加了空气的质量流量,在本文设置的参数条件下6个计算状态均未达到完全燃烧条件,因此增加氧气的含量会使燃烧效率增加。

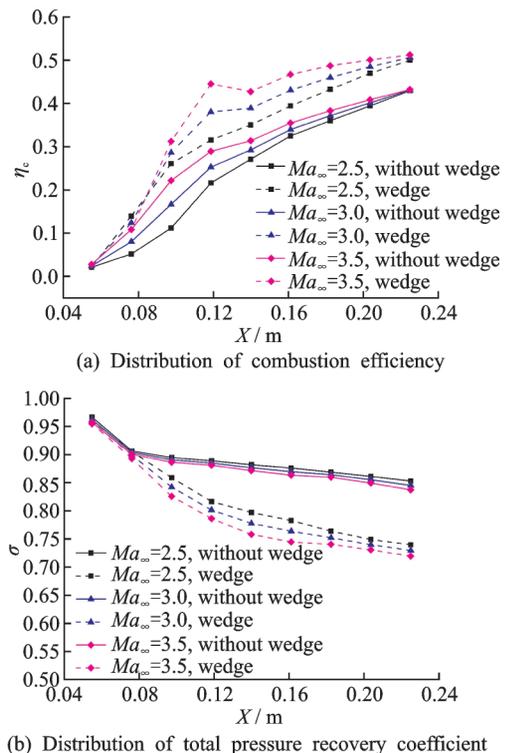


图7 沿轴向截面特征参数分布
Fig.7 Parameters distribution along typical sections

在无楔板情况下提高进口马赫数(由2.5增大至3.5)可使燃烧效率最大增加约2.11倍,而有楔板情况下燃烧效率最大增加0.7倍,由此可看出无楔板条件下氢气燃烧效率随进口马赫数的变化更为剧烈,即对隔离段进口速度的改变更为敏感,增加楔板结构可以缓解燃烧室内燃烧对速度改变的敏感度,从而使燃烧更为稳定。对于同一进口马赫数而言,设置楔板结构可使燃烧效率大大提高,但随着进口马赫数的增加燃烧效率的增量会下降,即当进口马赫数由2.5升至3.5时,有楔板较无楔板燃烧效率的最大增量由169.76%($Ma_\infty=2.5$)减小至53.95%($Ma_\infty=3.5$),由此可见,楔板在隔离段进口马赫数较小时对燃烧效率的影响更大,对燃烧的影响更为显著。这是由于马赫数较小时,不仅有楔

板产生斜激波对来流有升温升压减速,同时凹腔对来流进一步减速,增加燃料与来流的互相掺混同时还增加了燃料在燃烧室的停留时间,因此燃烧效率会在一定程度上增加。最大增量均发生在凹腔内,即楔板结构对凹腔内氢气燃烧的影响最为显著。

图7(b)为下游各特征截面上的总压恢复系数发展趋势。由图可以看出,设置楔板使燃烧室的总压恢复系数有所降低,在各进口马赫数条件下,加入楔板后的总压恢复系数比未加入楔板时明显减小,但是相对于无楔板时下降并不大,在燃烧室出口处下降最大为10.7%($Ma_\infty=3.5$)。

4 结 论

本文对氢气横向喷流超声速燃烧流场进行了数值模拟,分析了进口马赫数对有无楔板的冲压发动机模型内的流动特性与特征流动参数的影响特性。针对本文计算模型及条件,得到以下结论:

(1) 无论是否存在楔板结构,喷口后流场压强均随着进口马赫数的增加而减小。特别地,有楔板时楔板附近会形成局部高压;上下激波相交的“剪刀口”处也有局部高压;当马赫数为2.5和3时,在燃烧室后段会形成局部高压平台。这对燃烧室性能有重要影响。

(2) 随进口马赫数的增加,喷主流动量比减小,氢气喷流穿透深度减小。在本文研究的模型条件下,楔板结构对喷流穿透深度基本无影响。无论是否有楔板结构,燃烧阵面均向凹腔扩展,在同一进口马赫数条件下,有楔板时燃烧阵面的分布区域更大,下燃烧面也更靠近凹腔。

(3) 当进口马赫数由2.5增至3.5,燃烧效率在有无楔板的情况下均增大,无楔板时燃烧效率增大大约2.11倍,有楔板时增加0.7倍。这说明设置楔板结构可以缓解燃烧室内流场对马赫数变化的敏感度,使燃烧更为稳定。对于同一马赫数而言,有楔板时燃烧效率更大,较无楔板时的最大增量由169.76%($Ma_\infty=2.5$)减小至53.95%($Ma_\infty=3.5$),说明楔板在进口马赫数较小时对燃烧效率的影响更大,对燃烧的促进效果更强,在一定程度上可增加此类由激波诱导点火燃烧的发动机工作马赫数范围。但设置楔板会以总压恢复系数降低为代价,在实际设计中应综合考虑多种因素的影响。

(4) 本文研究成果可为此类冲压发动机流动特性分析提供参考。在下一步研究工作中,将对不同几何结构的楔板、凹腔组合条件下的燃烧流场进

行探究分析,探寻楔板凹腔对燃烧流场的影响机制,并寻找出促进燃烧的最佳组合。

参 考 文 献:

- [1] 周驯黄,陈荣钱,李怡庆,等.椭圆形超燃燃烧室内燃料喷射和掺混性能研究[J].推进技术,2017,38(3):637-645.
ZHOU Xunhuang, CHEN Rongqian, LI Yiqing, et al. Injection and mixing performance in an elliptical scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 637-645.
- [2] BEN-YAKAR A, HANSON R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: An overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-878.
- [3] 龚诚,孙明波,张顺平,等.超声速燃烧室氢气强迫点火过程实验[J].推进技术,2012,33(4):547-551.
GONG Cheng, SUN Mingbo, ZHANG Shunping, et al. Experimental study on the forced ignition of hydrogen in a supersonic combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 33(4): 547-551.
- [4] MAI T, YOSHIMUNE S, HISASHI N, et al. Effect of the incident shock wave interacting with transversal jet flow on the mixing and combustion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33: 2335-2342.
- [5] BLAZEK J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Amsterdam: Elsevier, 2005.
- [6] 刘晨.复杂燃烧流场数值模拟方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2009.
LIU Chen. Numerical method for complex combustion flow field[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [7] MORETTI G. A new technique for the numerical analysis of non-equilibrium flow[J]. AIAA Journal, 1965, 3(2): 223-229.
- [8] 樊孝峰,王江峰,赵法明. Roe格式在多组元燃烧流场数值模拟中的应用[J].南京航空航天大学学报,2016,48(3):347-351.
FAN Xiaofeng, WANG Jiangfeng, ZHAO Faming. Numerical simulation of multi-component reacting flow using Roe Scheme[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(3): 347-351.
- [9] 赵法明.高温空气化学反应流与多组元RCS热喷干扰流场数值模拟方法研究[C]//中国力学学会流体力学专业委员会.第九届全国流体力学学术会议论文摘要集.[S.1]:中国力学学会流体力学专业委员会

- 会, 2016.
- ZHAO Faming. Research on numerical simulation method of high temperature air chemical reaction flow and multi-component RCS thermal spray interference flow field [C]//Professional Committee of Fluid Mechanics of Chinese Society of Mechanics. The 9th National Conference on Fluid Mechanics Abstracts. [S.l.]: Chinese Journal of Mechanical Engineering Learning Fluid Dynamics Professional Committee, 2016.
- [10] 田野, 杨顺华, 肖保国, 等. 空气节流对煤油燃料超燃燃烧室燃烧性能影响[J]. 宇航学报, 2015, 36(12): 1421-1427.
- TIAN Ye, YANG Shunhua, XIAO Baoguo, et al. Effect of air throttling on combustion performance of a kerosene-fueled scramjet combustor[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(12): 1421-1427.
- [11] 周松柏. 超声速内外流干扰的数值方法研究及其实验验证与应用[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2009.
- ZHOU Songbai. Research on numerical method, experimental verification and application in simulating jet interaction in supersonic external flow[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [12] RUST B. An improved lobed strut injector concept for supersonic combustion; AIAA 2010-6962 [R]. USA: AIAA, 2010.
- [13] SEGAL C. The scramjet engine: Processes and characteristics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2009.
- [14] BAURLE R, MATHUR T, GRUBER M, et al. A numerical and experimental investigation of a scramjet combustor for hypersonic missile applications [C]//AIAA/ASME//SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. [S.l.]:[s.n.], 2013.

(编辑:夏道家)