

文章编号:1000-8055(2013)07-1495-08

空气节流对超燃冲压发动机燃烧室 起动点火影响的数值研究

田野¹, 乐嘉陵¹, 杨顺华¹, 张弯洲^{1,2}, 邓维鑫^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速技术研究中心, 四川 绵阳 621000;
2. 西南交通大学 机械工程学院, 成都 610031)

摘 要: 利用空气节流在流场中产生激波串, 有效地辅助燃料实现起动点火. 非定常 Navier-Stokes 方程数值模拟研究了空气节流对超燃冲压发动机燃烧室起动点火的影响, 分析了起动点火时间段(0~1.0 ms)内空气节流对流场参数的影响. 数值模拟结果表明: 在燃烧室入口马赫数为 2.0、静温为 548.8 K、静压为 101555.9 Pa、乙烯燃料当量比为 0.5、先锋氢辅助点火的条件下, 距离发动机入口 845 mm 处, 节流流量为入口空气流量的 30%, 有效地实现了发动机的起动点火, 无空气节流情况下的发动机点火效果不佳, 火焰最终熄灭.

关 键 词: 空气节流; 起动点火; 激波串; 火焰稳定; 超燃冲压发动机燃烧室
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Numerical study on air throttling influence of ignition transient on the scramjet combustor

TIAN Ye¹, LE Jia-ling¹, YANG Shun-hua¹,
ZHANG Wan-zhou^{1,2}, DENG Wei-xin^{1,2}

(1. Airbreathing Hypersonics Research Center,
China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang Sichuan 621000, China;
2. School of Mechanical Engineering,
Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China)

Abstract: A proper shock train generated by air throttling could facilitate ignition. The effects of air throttling on ignition transient were studied by solving unsteady Navier-Stokes equations, and the mechanism of air throttling for ignition was also analyzed during the ignition transient (0—1.0 ms). Computational fluid dynamics results show that: under the inflow air conditions of Mach number 2.0, static temperature 548.8 K, static pressure 101555.9 Pa and the equivalence ratio 0.5, the pilot H_2 is used for ignition, the location of air throttling is 845 mm from the combustor entrance, and the flux of air throttling is 30% mass flux of inflow air. Ignition is achieved by air throttling, and flame goes out without air throttling at last.

Key words: air throttling; ignition transient; shock train; flame stabilization;
scramjet combustor

收稿日期:2012-12-11

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1495_012.html

作者简介: 田野(1987—), 男, 吉林梅河口人, 硕士生, 主要从事超燃发动机燃烧室技术研究.

超燃冲压发动机已经逐步成为高超声速推进系统的首选方案之一,尤其是在 $Ma > 6.0$ 时,气流以超声速流过超燃冲压发动机的燃烧室,因此,燃料的混合、点火以及火焰稳定问题便成为了超燃冲压发动机设计成败的关键^[1]. 由于燃料的雾化、混合、化学反应需要较长的时间(相比于气流驻留时间),而这些又是超燃冲压发动机实现起动点火和稳定燃烧的关键,虽然角度注射^[2]、先锋燃料、支板装置等都可以在一定条件下促进燃料混合或点火,但通常这些方法都只能在一定的适用范围内发挥最佳性能,一旦脱离工作情况时,通常适得其反,因此不是超燃冲压发动机实现起动点火和稳焰的理想措施,凹槽^[3-5]是应用广泛的点火和稳焰装置,但在发动机起动阶段,燃烧室内的静压、静温较低,火焰也有可能熄灭,同时考虑到凹槽带来的阻力问题,凹槽作为实现发动机起动点火和稳焰装置也有一定的局限性^[6-8]. 为了更好地解决超燃冲压发动机的起动点火和稳定燃烧的问题,科研人员提出了较为有效的节流方法,节流可以是物理的机械节流,也可以是空气动力学的空气节流,主要原理是通过形成临时的喉道,达到堵塞流场,影响流场热力学参数,实现燃料混合^[9]和起动点火,并在流场初步稳定情况下撤去节流并达到稳定燃烧的目的.

国外对空气节流的研究较多,Jeong-Yeol 等^[10]模拟了飞行马赫数为 5.0,动压为 24 kPa 的飞行条件,其计算采用超燃冲压发动机直连式(含喷管)模型,全长为 1789 mm. 发动机入口空气流量为 0.757 kg/s,隔离段入口静温为 560 K,静压为 0.328 atm(约为 33 kPa),马赫数为 2.22,采用乙烯燃料,空气节流垂直于壁面以声速注入. 结果表明:在空气节流开始后,由节流的堵塞效果形成的激波串,将主流气体速度降低至亚声速,节流可以有效地实现燃料的点火和稳定燃烧,同时得出了此条件下乙烯的点火延时为 3.0 ms,二维模拟可以较为有效地模拟燃烧流动的特点. Jian 等^[11]针对其直连式矩形截面燃烧室做了空气节流影响的非定常数值模拟研究,模型隔离段入口为 38.1 mm,上、下底面共有 4 个 15°角的注油位置,模拟飞行马赫数为 5.0,动压为 48 kPa 的条件,入口空气流量为 2.346 kg/s,总压为 1.4 MPa,总温为 1083 K,马赫数为 1.8. 空气节流流量为入口空气流量的 40%,结果表明:依靠空气节流产生的激波串扩展至隔离段,有效地降低了主流气体的马

赫数,增加了气流的静压、静温,实现了发动机的起动点火和稳定燃烧,激波串促使了边界层分离,促进了燃料与空气的混合. Kuo 等^[11]采用了数值模拟和试验手段研究了空气节流对发动机起动点火等因素的影响,试验在^[12] WPAFB(Wright-Patterson Air Force Base)的燃烧风洞上进行,设备可以模拟马赫数为 1.8 和 2.2,总压约为 5 MPa,总温约为 900 K,结果表明:在节流存在的情况,主流速度减小,静压、静温升高,燃烧剧烈,火焰通过边界层传播至侧壁,有效地实现了发动机的起动点火.

为了有效地利用节流实现起动点火和稳焰,研究节流的机理和作用规律至关重要,本文通过利用课题组开发的大规模并行计算软件 AHL3D^[13-15]平台,研究了节流对超燃冲压发动机燃烧室(以下简称超燃燃烧室)起动点火的影响,限于文章篇幅,火焰稳定研究将在后续工作中展开.

1 物理模型与计算方法

1.1 控制方程

采用求解直角坐标系下的三维 Navier-Stokes(N-S)方程,形式如下:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial z} + \mathbf{S}$$

式中

$$\mathbf{Q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E_t, \rho \omega_i)^T$$

E, F, G 表示无黏通量; F_v, G_v, E_v 表示黏性通量; S 为源项; u, v, w 为 x, y, z 方向速度; ρ, ω_i 表示气体的密度和组分的质量分数; 气体的总内能

$$E_t = e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2); e \text{ 表示热力学内能.}$$

湍流模型采用 Kok 提出的 TNT(turbulent non-turbulent) $k-\omega$ 模型.

1.2 数值求解方法

对于上述三维 N-S 方程,采用隐式有限体积法离散,对于时间离散,为避免由于化学反应存在带来的刚性问题,采用 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)隐式迭代方法. 为使解具有较高阶的精度,无黏对流项离散采用 Van Leer 提出的 MUSCL(monotone upstream-centred schemes for conservation laws)方法,黏性通量的计算方法采用 Gauss 定理构造方法,乙烯化学动力学模型采用 Mawid 的三步乙烯简化模型.

2 计算结果与讨论

2.1 计算模型与条件

计算模型如图1,隔离段入口横截面面积为 $50\text{ mm}\times 100\text{ mm}$,全长为 1700 mm .燃料(C_2H_4)喷入点设置在凹槽同侧(上壁面),三处注油,每处单排12个直径为 1 mm 的孔,燃料总当量比为 0.5 ,注油比例为 $17:26:57$.距离凹槽前端为 23 mm 处为先锋 H_2 的注入处,节流位置与凹槽同侧,距离入口为 845 mm ,节流流量为燃烧室入流流量的 30% .

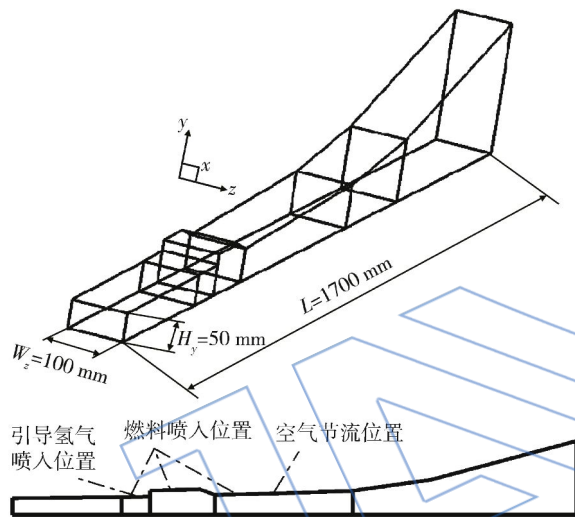


图1 超燃冲压发动机燃烧室几何结构图

Fig.1 Schematic of scramjet combustor

计算模拟飞行马赫数为 4.0 ,总温为 900 K ,总压为 0.8 MPa 的来流条件,模型入口气流条件、喷油条件及节流条件见表1.计算采用污染空气, $\text{N}_2, \text{O}_2, \text{H}_2\text{O}$ 的摩尔浓度比例为 $69:21:10$,计

算采用绝热壁面条件.计算网格在壁面、喷油、节流处加密.

表1 入流条件

Table 1 Inflow condition

	空气入口	C_2H_4	空气节流
p_t/MPa	0.8		5.6
T_t/K	930	300	300
Ma	2	1	1

2.2 计算结果与分析

2.2.1 节流对燃料注入前流场的影响

通过文献可知,在节流空气的堵塞效应影响下,流场中形成了激波串,有效地降低了主流气体速度,增加了燃料的驻留时间,同时提高了燃料的静温、静压.本文采用先锋氢作为点火辅助措施,计算采用的有无节流的时序如图(图2),乙烯燃料注入时刻记为 $t=0\text{ ms}$,即 $t_3=0\text{ ms}$,其他时刻分别为 $t_2=-1.0\text{ ms}, t_1=-2.0\text{ ms}, t_0=4.0\text{ ms}, t_4=1.0\text{ ms}, t_5=1.6\text{ ms}, t_6=100\text{ ms}$.本文主要研究内容为超燃燃烧室的起动点火,因此主要考察 $t_3\sim t_4(0\sim 1.0\text{ ms})$ 时间段.

计算对比了燃料注入前即起动点火开始前,有无节流时的燃烧室流场参数分布如图(图3~图5).

从参数云图中可以看出:在乙烯燃料即将注入的时刻($t=0\text{ ms}$),有无节流的发动机冷流流场差别较大,有节流存在的流场内,节流位置前端出现了激波串结构,减小了局部主流气体的马赫数,增加了主流气体的静温、静压.无节流情况下的主流道内马赫数较高,燃料的驻留时间较短,同时其

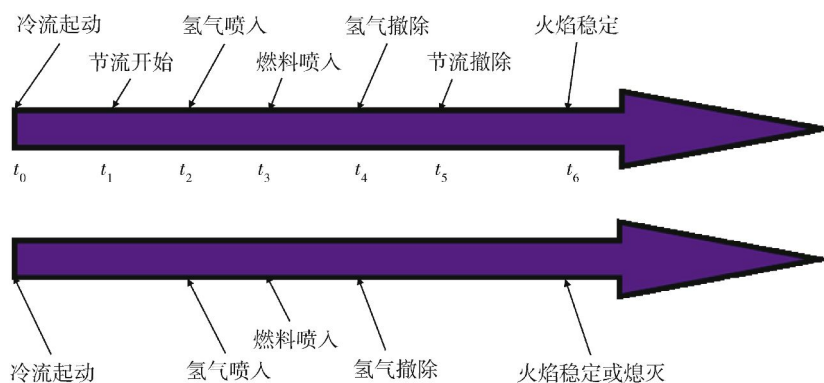


图2 超燃冲压发动机燃烧室节流与非节流的时序图

Fig.2 Sequence chart of scramjet combustor with and without air throttling

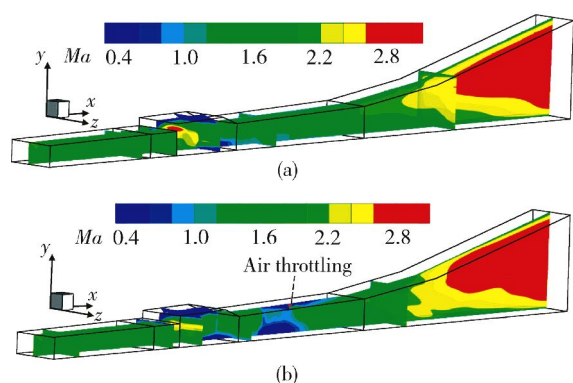


图3 超燃燃烧室节流与非节流情况下马赫数云图

(t=0 ms)

Fig. 3 Mach number contours of scramjet combustor with and without air throttling (t=0 ms)

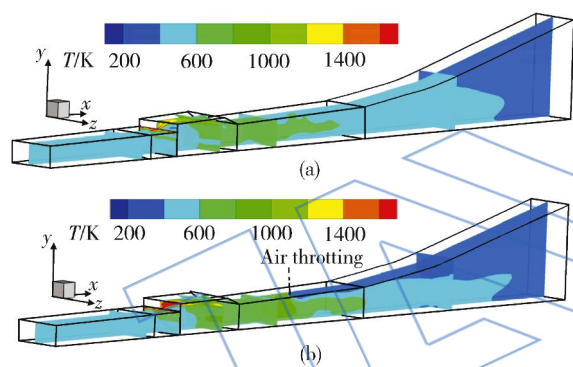


图4 超燃燃烧室节流与非节流情况下静温云图

(t=0 ms)

Fig. 4 Static temperature contours of scramjet combustor with and without air throttling

(t=0 ms)

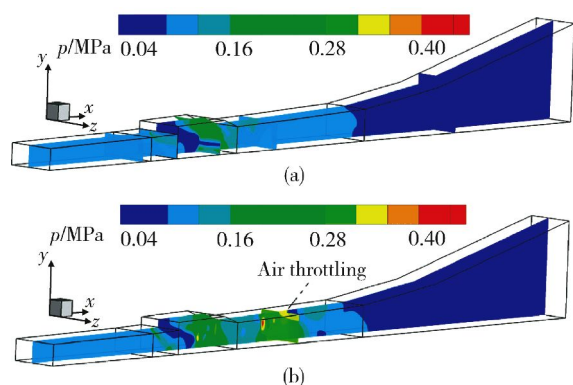


图5 超燃燃烧室节流与非节流情况下静压云图

(t=0 ms)

Fig. 5 Static pressure contours of scramjet combustor with and without air throttling (t=0 ms)

主流道内的气流静温、静压较低,不利于起动点火的实现。

通过数值阴影图和涡旋大小分布的云图(图6和图7)可以进一步探讨燃料喷入前两者的区别。

从图6阴影图可以看出:有节流存在的流场内,燃料注入前在节流位置前端至凹槽后部存在着激波串,而无节流存在的流场内只有凹槽一侧反射斜激波的简单波系,图7显示了在节流存在下,由于节流位置处的有效流通面积减小,导致的气流堵塞引起了节流位置前端边界层分离,涡旋向主流道内扩散,其结果可以有效地促进燃料混合,有助于起动点火的实现。图8和图9显示了质量加权马赫数和壁面压力沿轴向的分布,从图中可以看出:由于节流的存在,此时刻的激波串作用区域马赫数减小,壁面压力升高,可见空气节流改变了流场的热力学参数,将有助于实现发动机的起动点火。

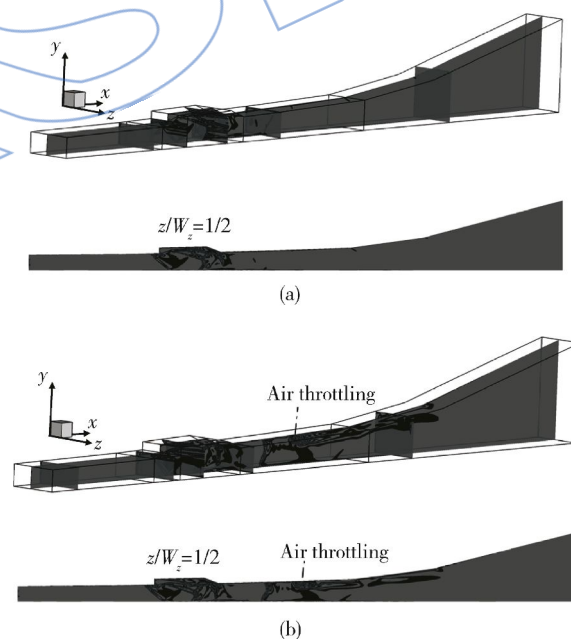


图6 超燃燃烧室节流与非节流情况下流场阴影图

(t=0 ms)

Fig. 6 Shadowgraph of the flow field in scramjet combustor with and without air throttling

(t=0 ms)

综上所述,通过对起动点火前的流场模拟,得到了以下结论:空气节流作用下的流场内产生了激波串;局部主流气体的马赫数减小,静温、静压增高;节流位置前端局部边界层分离,涡旋向主流道内扩散。

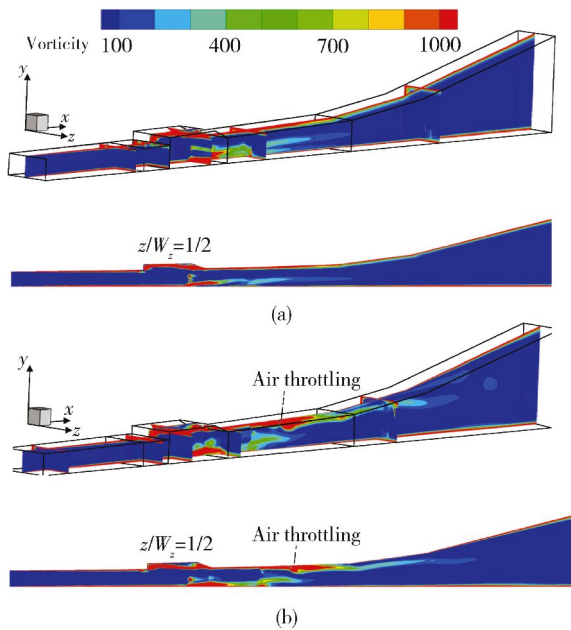


图7 超燃燃烧室节流与非节流情况下涡量云图
($t=0$ ms)

Fig.7 Vorticity magnitude contours of scramjet combustor with and without air throttling
($t=0$ ms)

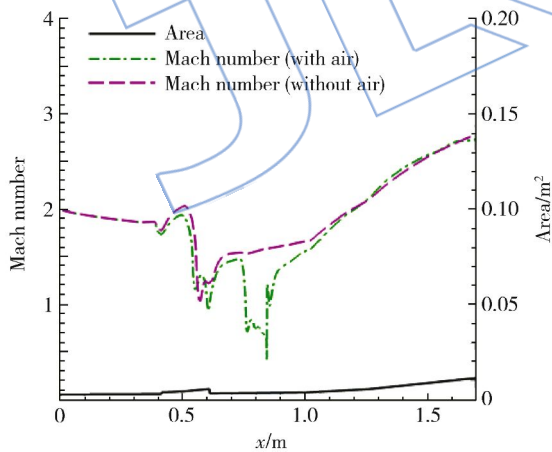


图8 超燃燃烧室节流与非节流情况下
质量加权马赫数图($t=0$ ms)

Fig.8 Mass-weighted average Mach number of
scramjet combustor with and without
air throttling ($t=0$ ms)

2.2.2 节流对起动点火过程的影响

本小节主要描述,空气节流对起动点火初始时刻($0\sim 1.0$ ms)流场的影响情况,进一步分析空气节流对起动点火的影响。

图10和图11显示了有无空气节流条件下

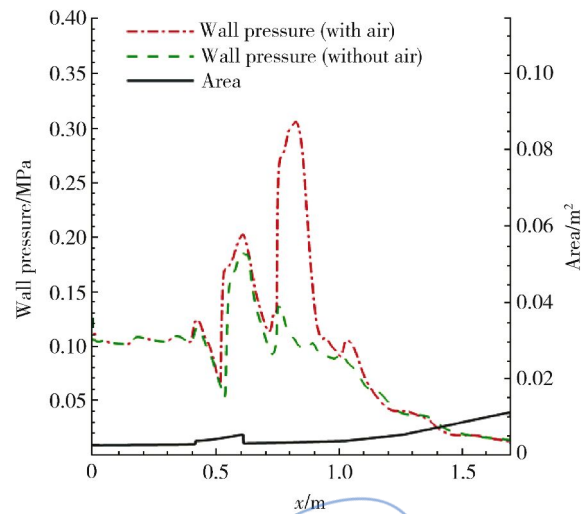


图9 超燃燃烧室节流与非节流情况下壁面压力图
Fig.9 Wall pressure of scramjet combustor with and
without air throttling ($t=0$ ms)

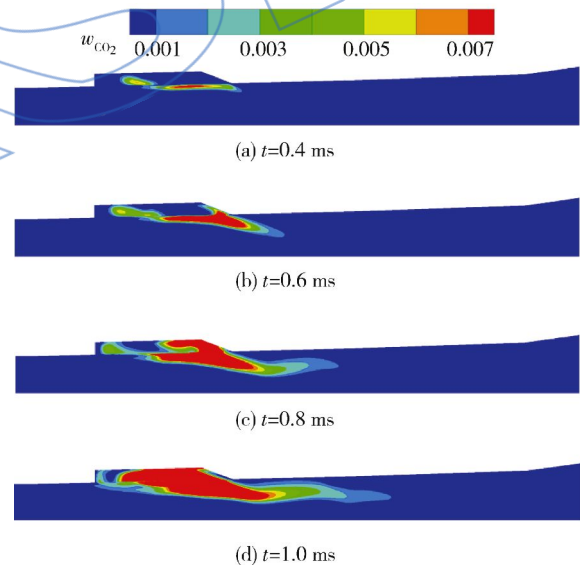


图10 超燃燃烧室起动点火不同时刻节流情况下
CO₂ 质量分数云图($z/W_z=1/2$)

Fig.10 CO₂ mass fraction contours of scramjet
combustor during the ignition transient with
air throttling at different time
($z/W_z=1/2$)

CO₂ 质量分数云图,两种情况的共同点在于:起动点火的开始时刻都在凹槽下部的剪切层附近,此处温度高,速度低,燃料混合充分,易于实现发动机的起动点火.不同之处在于:随着计算时间的增加,有节流的流场内 CO₂ 质量分数的分布开始向主流道内扩散,说明主流道内已经具备了实现

点火的条件,结合前文分析,由于主流道内激波串的产生,形成了速度低、静温高、静压高的主流区域,同时涡旋向主流道内的扩散,促进了燃料与空气的混合,有助于点火的实现;对比无节流存在的情况可以看出:CO₂ 仅仅分布于剪切层和边界层内,燃烧不够剧烈,可能在点火器关闭后,在速度高、静温低、静压低气流作用下熄灭。

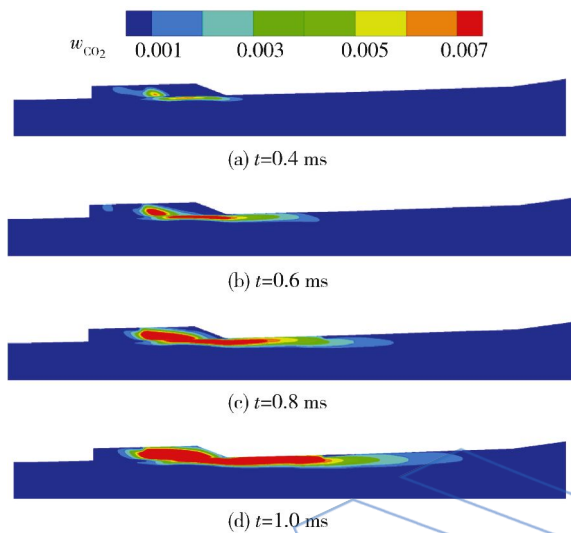


图 11 超燃燃烧室起动点火超燃燃烧室起动点火不同时刻非节流情况下 CO₂ 质量分数云图 ($z/W_z=1/2$)

Fig. 11 CO₂ mass fraction contours of scramjet combustor during the ignition transient without air throttling at different time ($z/W_z=1/2$)

为了进一步分析起动点火起始时刻(0~1.0 ms)点火差异的根本原因,图 12~图 15 显示了此时刻内流场波系和涡量的分布。

从有无节流情况下的阴影图可以很直观地看出来,节流促使了激波串的形成,并且随着起动点火时刻的增加,激波串也在不断地向前传播,影响着凹槽下部至节流前端的气流参数,无节流的流场内没有激波串的出现,并且随着时间的增加,流场内波系基本没有变化。从有无节流条件下的涡量大小的云图可以看出:有节流存在的情况涡旋得以向主流道内扩散,1.0 ms 的时刻凹槽下部的涡旋已经受到节流的影响,凹槽下部剪切层向主流道内抬起,促进了燃料的混合,从图 10 的 CO₂ 质量分数分布可以证实:剪切层的抬起,涡旋的扩散,有效地实现了火焰向主流道内扩展,促进了起动点火的实现;而无节流存在的情况下,剪切层基本没有什么变化,涡旋也主要集中在边界层内,无

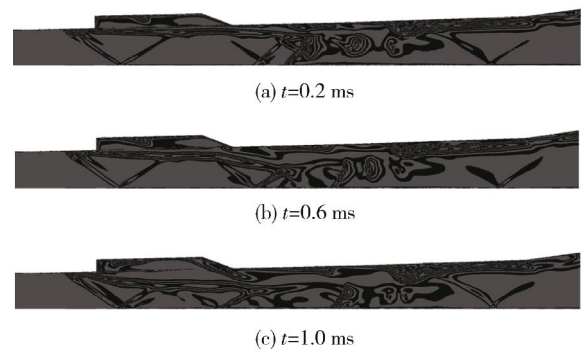


图 12 超燃燃烧室起动点火不同时刻节流情况下流场阴影图 ($z/W_z=1/2$)

Fig. 12 Shadow graph of flow field in scramjet combustor during the ignition transient with air throttling at different time ($z/W_z=1/2$)

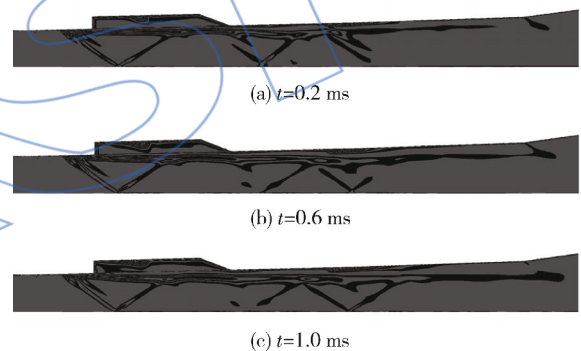


图 13 超燃燃烧室起动点火不同时刻非节流情况下流场阴影图 ($z/W_z=1/2$)

Fig. 13 Shadow graph of flow field in scramjet combustor during the ignition transient without air throttling at different time ($z/W_z=1/2$)

法有效地促进主流道内气体与燃料的混合,不利于起动点火的实现。

从上边的分析可以看出:节流依靠其自身产生的激波串有效地辅助起动点火的实现,并且激波串在不断向前扩展,1.0 ms 内便可以扩展至凹槽下部,凹槽下部的剪切层被抬进主流道,有效地促进了燃料的混合;而无节流存在的情况下,流场内波系和涡旋基本在起动点火时刻内没有变化,这样很可能导致随着点火器的关闭,在高速、低温、低压气流作用下,火焰最终熄灭,导致起动点火失败。事实上随着计算的进行,无节流存在的情况下,火焰基本熄灭($t=30$ ms 时刻),只有少量的

CO_2 存在于凹槽尾部和上壁面的边界层内(图 16),而有节流存在的流场内 CO_2 质量分数的分布依然较为广泛,约占整个流道的 5/6,壁面压力曲线可以十分清晰地验证这一论断(图 17),无节流情况下的热流壁面压力曲线峰值压力仅为 0.17 MPa,接近有节流条件热流压力峰值 0.3 MPa 的一半,与冷流压力相比仅在残余 CO_2 部位壁面压力略高于冷流,在此认为流场火焰基本熄灭.同时冷、热流计算结果所得壁面压力值与实验匹配良好,验证了程序计算的可行性.

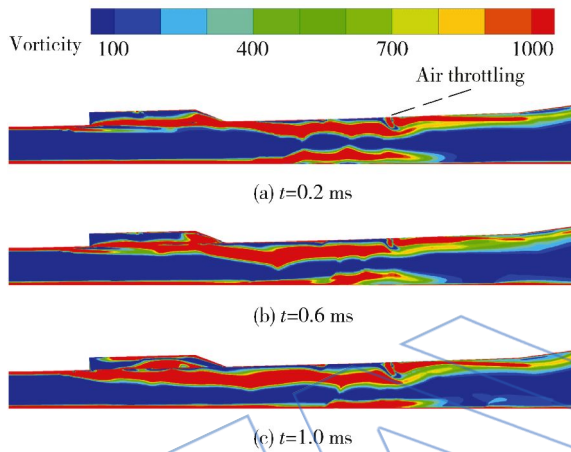


图 14 超燃燃烧室起动点火不同时刻节流情况下涡量大小云图

Fig. 14 Vorticity magnitude contours of scramjet combustor during the ignition transient with air throttling at different time

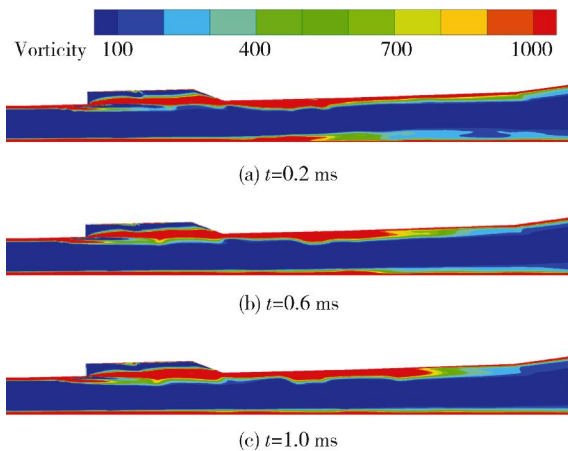


图 15 超燃燃烧室起动点火不同时刻非节流情况下涡量大小云图

Fig. 15 Vorticity magnitude contours of scramjet combustor during the ignition transient without air throttling at different time

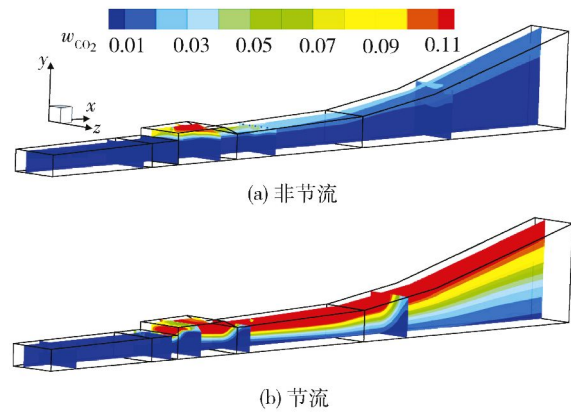


图 16 超燃燃烧室节流与非节流 CO_2 质量分数云图
($t=30\text{ ms}$)

Fig. 16 CO_2 mass fraction contours of scramjet combustor with and without air throttling ($t=30\text{ ms}$)

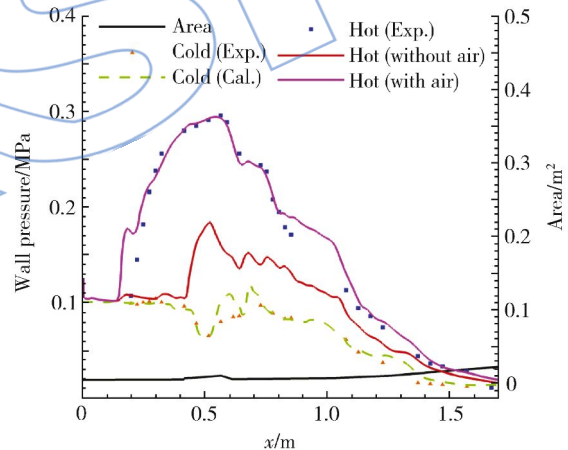


图 17 超燃燃烧室节流与非节流情况下壁面压力图
($t=30\text{ ms}$)

Fig. 17 Wall pressure of scramjet combustor with and without air throttling
($t=30\text{ ms}$)

3 结 论

通过利用 AHL3D 软件,对三维超燃冲压发动机燃烧室在有无空气节流条件下进行了非定常数值模拟研究,主要结论如下:

1) 空气节流的堵塞作用形成了激波串,减小了主流气体速度,提高了气流的静温、静压,节流位置前部边界层分离,涡旋向主流道内扩散.

2) 激波串在产生后向前扩展,1.0 ms 内影响至凹槽下部,凹槽下部的剪切层被抬进主流,有效

地促进了燃料的混合.

3) 燃料注入前后,在无节流的情况下,流场内的波系、涡旋分布基本没有变化.

4) 节流有效地辅助了起动点火的实现,并最终实现了稳定的燃烧,无节流情况下,起动点火失败,最终在点火器关闭后很快熄灭.

参考文献:

- [1] Itoh K. Study on scramjet engine characteristics under Mach 8 to 15 conditions[R]. Cologne, Gemay: Proceedings of the 5th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, SP-563, ESA, 2004.
- [2] Lavante V E, Zeitz D, Kallenberg M. Numerical simulation of supersonic airflow with transverse hydrogen injection [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1319-1326.
- [3] Ghislain J R, Samuel K, Siddhartha V, et al. Experimental studies of cavity flame-holding in a Mach 2.5 cross flow [R]. AIAA-2009-810, 2009.
- [4] Hsu K Y, Carter C D, Gruber M R, et al. Experimental study of cavity-strut combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(6): 1237-1246.
- [5] Tarun M, Mark G, Kevin J, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1305-1312.
- [6] Ben Y A, Hanson R K. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
- [7] Mathur T, Gruber M R, Jackson K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1305-1312.
- [8] Tomoaki K, Atsushi M, Koichi M, et al. Ignition characteristics of methane and hydrogen using a plasma torch in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 853-858.
- [9] 田野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气节流对超燃燃烧室流场结构和燃料混合影响的数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(1): 54-61.
- TIAN Ye, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Numerical study on air throttling influence of flow structure and fuel-air mixing in scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(1): 54-61. (in Chinese)
- [10] Jeong-Yeol C, Jinhyeon N, Jong-Ryul B, et al. Numerical investigation of combustion/shock-train interactions in a dual-mode scramjet engine[R]. AIAA-2011-2395, 2011.
- [11] Jian L, Fuhua M, Vigor Y, et al. A comprehensive study of ignition transient in an ethylene-fueled scramjet combustor [R]. AIAA-2007-5025, 2007.
- [12] Kuo C L, Chung J T, Campbell C, et al. Flame characteristics and fuel entrainment inside a cavity flame holder in a scramjet combustor[R]. AIAA-2007-5381, 2007.
- [13] 邢建文, 杨样. H_2O 污染对超燃冲压发动机燃烧室性能影响的三维数值模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 5-10.
- XING Jianwen, YANG Yang. Three-dimensional simulation of H_2O vitiation effects on combustor performance for scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 5-10. (in Chinese)
- [14] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究[D]. 四川绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.
- YANG Shunhua. Numerical study of hydrocarbon fueled scramjets[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
- [15] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究 [D]. 四川绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
- ZHOU Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2005. (in Chinese)