

宽速域下斜爆轰波加速起爆的数值研究¹⁾

韩信^{*,+}, 张子健^{*,+2)}, 刘云峰^{*,+}, 姜宗林^{*,+}

(*. 中国科学院力学研究所, 北京 100190; +. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 斜爆轰发动机结构简单、热循环效率高, 其高超声速吸气式推进领域具有重大潜在应用。斜爆轰发动机往往是在较高飞行马赫数条件下设计的, 为了减小阻力和压缩损失, 发动机的压缩角相应地设计得较小。此时, 当飞行马赫数下降时, 由于压缩不足而使得斜激波后预混可燃气体的静温过低, 将导致斜爆轰波在燃烧室内的诱导距离显著增大甚至不起爆, 使发动机失效。因此, 为了适应斜爆轰发动机在宽速域下的应用, 我们提出一种通过在燃烧室内壁面设置一个半圆柱形小鼓包而使斜爆轰波提前起爆的方案。数值模拟结果表明, 在低马赫数条件下, 所引入的半圆柱小鼓包能使斜爆轰波在一个固定位置实现提前起爆, 且所形成的斜爆轰波仍是驻定的。

关键词: 斜爆轰波, 宽速域, 加速起爆, 斜爆轰发动机, 半圆柱型鼓包, 数值模拟

引言

爆轰的本质是激波诱导燃烧, 其是一种高效的燃烧形式^[1-3]。因此, 人们早就有将爆轰应用于吸气式高超声速推进系统的想法^[4]。到目前为止, 研究人员共提出了三种利用爆轰燃烧作为动力的爆轰发动机形式, 分别是斜爆轰发动机(Oblique Detonation Engine, ODE)、脉冲爆轰发动机(Pulsed Detonation Engine, PDE)和旋转爆轰发动机(Rotating Detonation Engine, RDE)^[5-8]。本文研究的对象是斜爆轰发动机。

斜爆轰发动机与一般的超燃冲压发动机结构类似, 采用机身/发动机一体化设计。机身前段下斜面设计为外压缩或混合压缩的进气道, 以实现到来流压缩。机身中段为燃烧室, 机身后段为尾喷管。利用飞行器前体/进气道细长的特点, 在该位置就开始喷注燃料, 并采取一定措施增强燃料与空气的混合, 使超声速来流与燃料在进入燃烧室前就达到了较好的预混效果, 预混气体流在燃烧室前端较短的一段距离内发生斜激波到斜爆轰波的转变, 预混气体以爆轰形式燃烧, 并经过尾喷管膨胀喷出以提供推力^[9-11]。斜爆轰发动机的结构如图 1 所示。

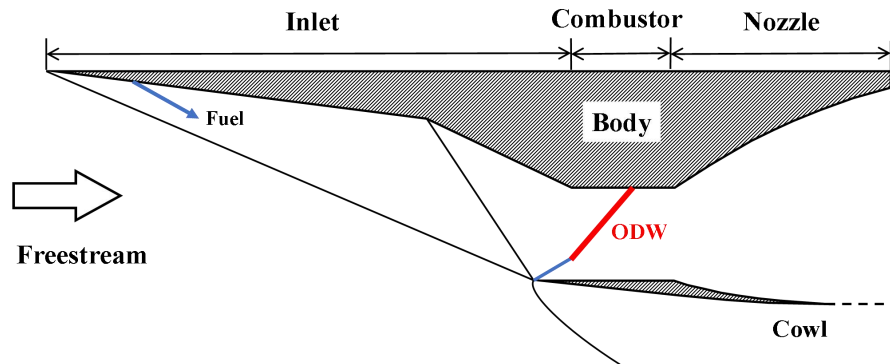


图 1 斜爆轰发动机示意图

Fig.1 The schematic of a typical oblique detonation engine.

斜爆轰发动机往往是在较高飞行马赫数条件下设计的, 为了减小阻力和压缩损失, 发动机的压缩角相应地设计得较小。此时, 当飞行马赫数下降时, 由于压缩不足而使得斜激波后预混可燃气体的静温过低, 将导致斜爆轰波在燃烧室内的诱导距离显著增大甚至不起爆, 使发动机失效。因此, 为了适应斜爆轰发动机在宽速域下的应用, 必须考虑使斜爆轰波加速起爆的方式。

曾有研究者提出采用钝头体诱导斜爆轰波起爆的方案。如图 2 所示, 当可燃气体高超声速流过

1) 国家自然科学基金项目 (11672312, 11532014)

2) Email: zhangzijian@imech.ac.cn

钝头体时,钝头体前会产生一道弓形激波,弓形激波后会形成高温高压区,可燃气体燃烧从而形成爆轰波^[12]。钝头体诱导斜爆轰波起爆有较多的实验与数值计算^[13-15]。但是这种起爆方案在工程应用时,仍存在问题。钝头体要固定在燃烧室入口,则必须引入杆等支撑部件。在高超声速飞行时,杆及钝头体会产生较大的阻力且阻碍了发动机的进气量。另一方面引入的支撑结构在高超声速气流中会承受较大的力、热负荷,易断裂和烧蚀等^[16]。

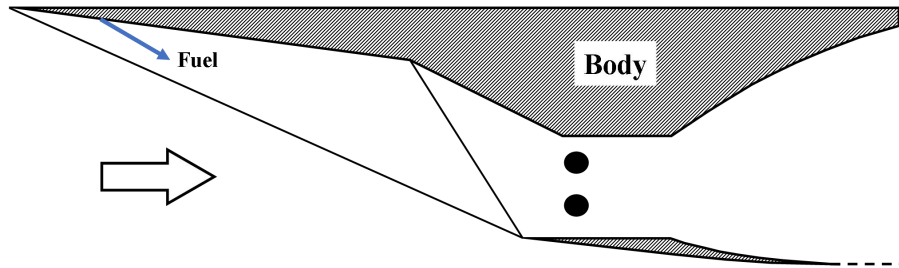


图2 圆球诱导斜爆轰波的示意图

Fig.2 The schematic of oblique detonation wave induced by spheres.

在突跃型起爆的流场中,爆轰波汇聚与斜激波相交从而形成斜爆轰波。因此如果在未起爆的诱导区流场中人为地提前形成一道激波,使这道激波与斜激波相交,即有可能提前形成斜爆轰波。因此我们提出在发动机内壁设置一半圆柱小鼓包,利用小鼓包产生的弓形激波,使其与斜激波相交时形成斜爆轰波,从而加速了斜爆轰波的起爆。

本文所研究的斜爆轰发动机采用两级压缩构型,压缩角均为 9° 。飞行高度为30千米,(大气参数:静压:1197 Pa,静温:226.51 K),以氢气(H_2)为燃料。假设进入燃烧室入口的预混气体是以完全燃烧的比例均匀预混。

本文首先计算了不同马赫数下的斜爆轰波流场,随后在马赫数为9的情况下计算了不同半径鼓包下的斜爆轰波流场以选定恰当的鼓包半径,最后在选定的鼓包半径下,计算不同马赫数下的斜爆轰流场。

1 计算方法与物理模型

1.1 数值计算方法

本文采用商业软件CFD++对斜爆轰流场进行计算。CFD++可以较好地计算爆轰,超声速燃烧等复杂的流场^[17],数值格式采用二阶守恒TVD有限体积法,TVD格式能直接抑制数值震荡的产生^[18-20]。计算忽略粘性,控制方程采用耦合化学反应源项的真实气体欧拉方程;入口为超声速入口,壁面为无粘反射壁面,出口为线性外插边界。氢气-氧气燃烧的基元反应模型采用文献^[21]给出的基元反应模型。

1.2 算例验证

本文研究的是爆轰现象,其本质为激波诱导燃烧。本节在正式计算之前选取了经典的激波诱导燃烧实验作为验证算例,以验证计算方法的可靠性。该实验由Lehr^[22]在1972年完成,其将一个马赫数为4.18的高速球头弹丸射进压力为0.421 atm、温度为292 K的氢气-空气预混气体中,在弹丸头部出现了不稳定的激波诱导燃烧现象,如图3.a所示。图3.b为采用CFD++模拟的温度云图,采用的燃烧机理为文献^[21]给出的燃烧机理。可见,数值结果与实验结果符合得较好。以上结果说明了CFD++以及所采用的氢气-氧气燃烧机理在激波诱导燃烧现象模拟中的准确性。

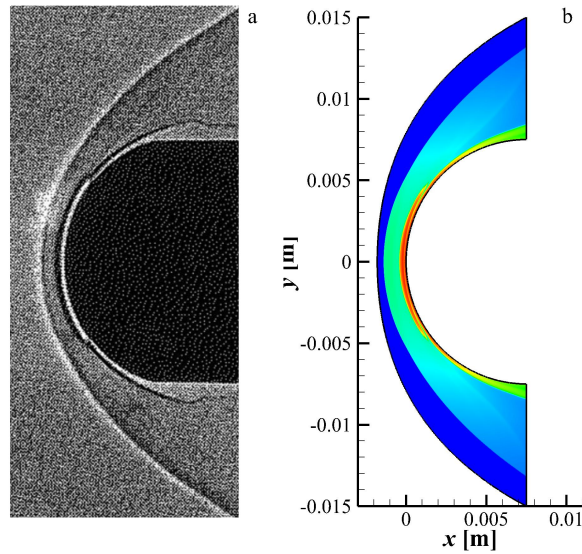


图3 激波诱导燃烧现象 (a 是 Lehr^[22]实验的阴影图, b 是采用文献^[21]所给出的燃烧机理模拟的温度云图)

Fig.3 The phenomena of combustion induced by shock wave (a: the shadow figure of Lehr's experimental results; b: the numerical temperature field that combustion mechanism was given in reference [21]).

1.3 物理模型与来流条件

为了进行数值计算,应对燃烧室抽象简化。我们忽略了燃烧室上壁面与尾喷管对流场的影响。在没有鼓包加速起爆的情况下,所计算的情况与楔面起爆的情况一致。气流与壁面的夹角均为 18° , 附加的半圆柱鼓包的圆心在距离壁面左端 30 mm 处。

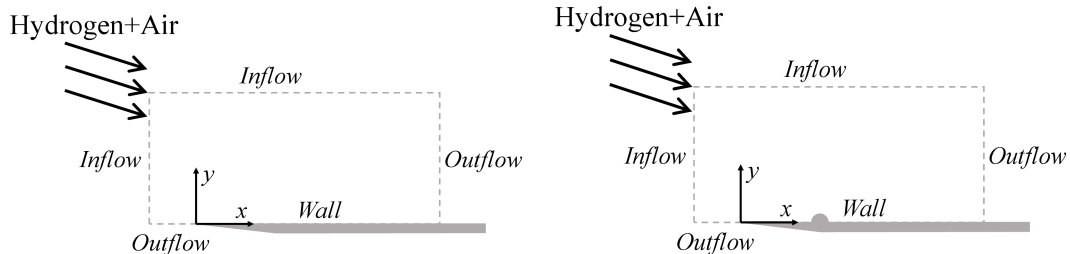


图4 无鼓包时与有鼓包时的计算域

Fig.4 The ODW computation area, induced by wedge (left) and induced by a semi-cylindrical bump (right).

斜爆轰发动机在 30 km 高度飞行时,在不同的飞行速度下,发动机燃烧室入口的参数是不同的。表 1 统计了不同飞行马赫数条件下的燃烧室入口参数。

表 1 不同飞行马赫数下的入口参数

Table 1 Inflow parameters under different flight Mach numbers

Ma	P (kPa)	T (K)	V (m/s)
8	17.67	557.46	2273.92
9	22.38	618.12	2568.26
10	27.88	683.33	2862.23
11	34.17	752.90	3155.93
12	41.29	826.69	3449.41

1.4 网格无关性验证

本文对无鼓包时，飞行马赫数为 10 与鼓包半径为 4 mm，飞行马赫数为 9 这两个算例进行了网格无关性的验证，计算结果为图 5 与图 6。

图 5 与图 6 比较了不同网格尺寸下的压力场，在两种网格尺寸的计算域中，分别取三条不同高度的水平线，比较相同位置不同计算域中氢气质量分数的分布。可以发现计算所采用的网格尺寸可以满足数值结果的网格无关性。

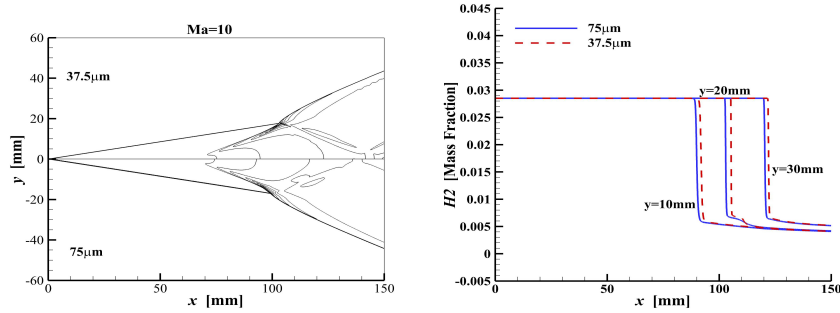


图 5 无鼓包，马赫数为 10 算例的网格无关化验证

Fig.5 Results from the grid resolution study (without semi-cylindrical bump and Ma = 10).

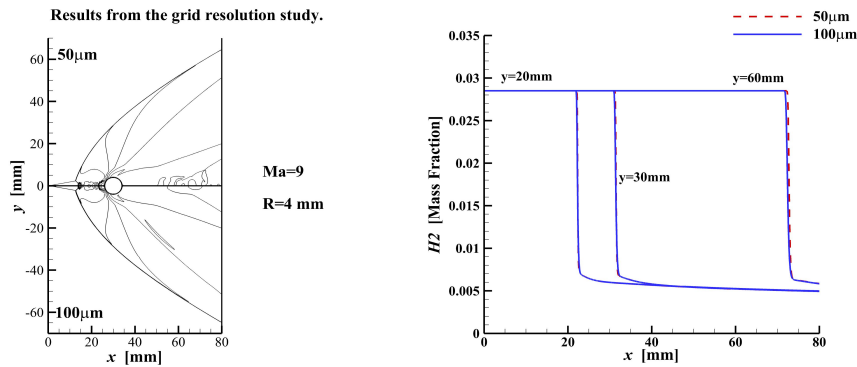


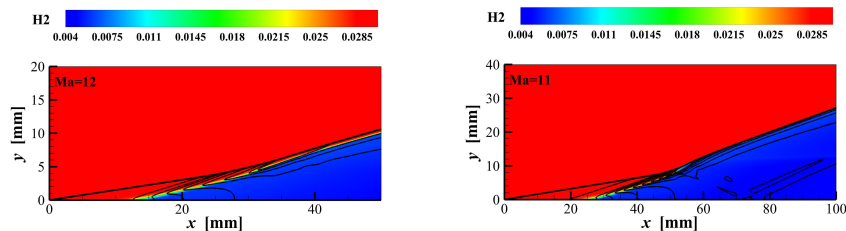
图 6 鼓包半径为 4 mm, 马赫数为 9 算例的网格无关化验证

Fig.6 Results from the grid resolution study (a semi-cylindrical bump with a radius of 4 mm and Ma = 9).

2 结果与讨论

2.1 无鼓包时的起爆距离

随着飞行马赫数的下降，斜爆轰波的起爆形式由光滑型起爆转变为突跃型起爆，且起爆距离急剧增大。起爆距离增加，诱导区的范围增大会使燃烧室内以斜爆轰燃烧的比例降低，甚至在燃烧室内出现不点火的现象，这对斜爆轰发动机而言是不利的。



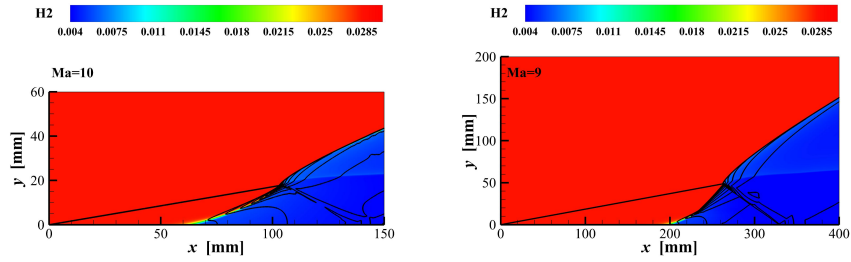


图 7 不同马赫数下的起爆流场（等压线与氢气质量分数云图）

Fig.7 The ODW flow field under different Mach numbers (Isobaric line and the mass fraction of hydrogen).

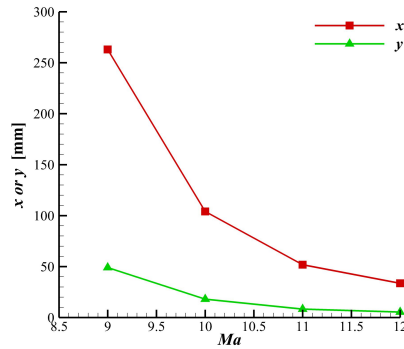
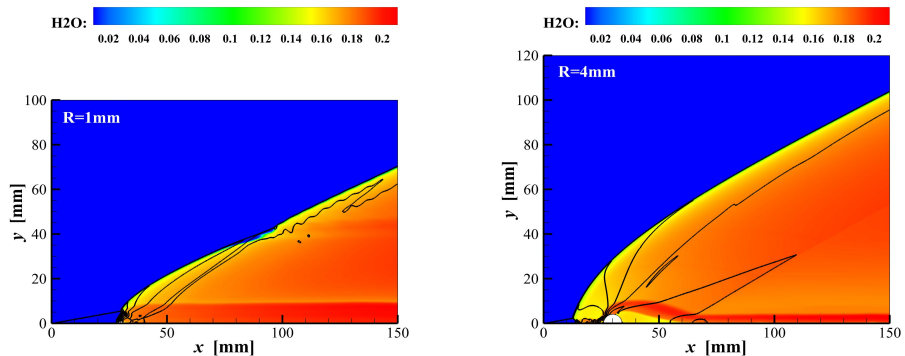


图 8 起爆点坐标与马赫数的关系

Fig.8 Relationship between the coordinates of the detonation point and the Mach number.

2.2 马赫数为 9 时，不同鼓包半径下的流场

无半圆柱鼓包、马赫数为 9 时，起爆距离为 263 毫米。数值计算结果表明半径为 1 mm、2 mm、4 mm、12 mm 的半圆柱鼓包均可使斜爆轰波提前起爆。但是半径过小的半圆柱鼓包会造成激波面与燃烧面的局部解耦(如鼓包半径为 1 mm 时的流场)，而过大的半圆柱鼓包又会导致阻力过大(如图 10 所示)，回流区的产生(如图 11 所示)，甚至造成爆轰波脱体(如鼓包半径为 12 mm 时的流场)。因此，我们选择半径为 2 mm 的半圆柱鼓包加速斜爆轰波起爆。



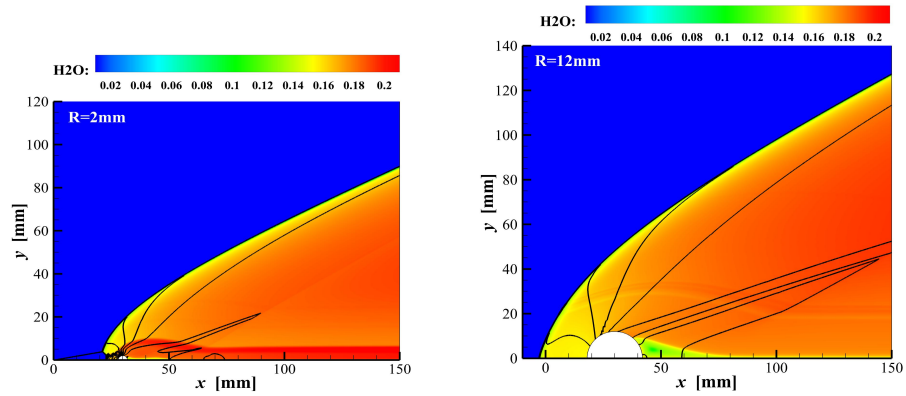


图9 飞行马赫数为9, 不同半径下的流场(等压线与水的质量分数云图)

Fig.9 Flow fields under different radii at Mach 9 (Isobaric line and the mass fraction of water).

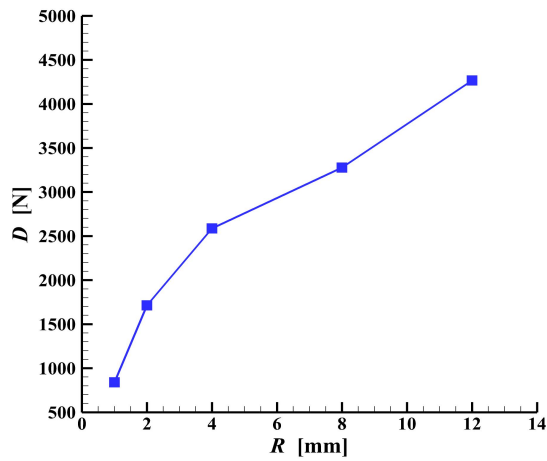


图10 飞行马赫数为9时, 阻力随鼓包半径的变化

Fig.10 Resistance changes with the bump's radius, Ma = 9.

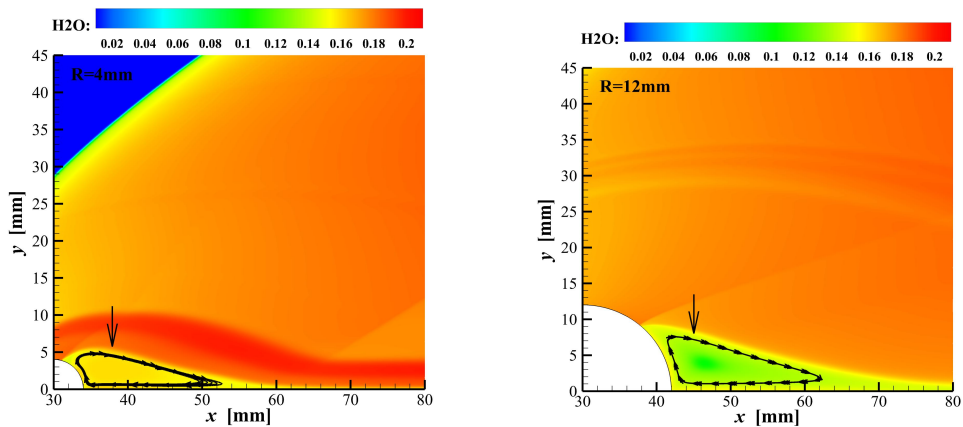


图11 鼓包半径为4 mm 与12 mm 时, 鼓包后方的回流区

Fig.11 The backflow area behind the bump: R = 4 mm (left), R = 12 mm (right).

2.3 鼓包半径为 2 mm 时，不同马赫数下的流场

如图 12 所示，引入的半径为 2 mm 的鼓包可以加速斜爆轰波的起爆。对于马赫数为 8 的情况，在斜爆轰波的波面上出现了一个解耦的区域，其后的波面上出现了解耦，耦合，再解耦，再耦合的现象。图 13 是解耦区域下游的数值纹影图与温度场图，通过观察发现这个解耦区域后出现了类似正爆轰传播中的胞格结构。这种现象在楔面诱导的斜爆轰波结构中也出现过^[23]。

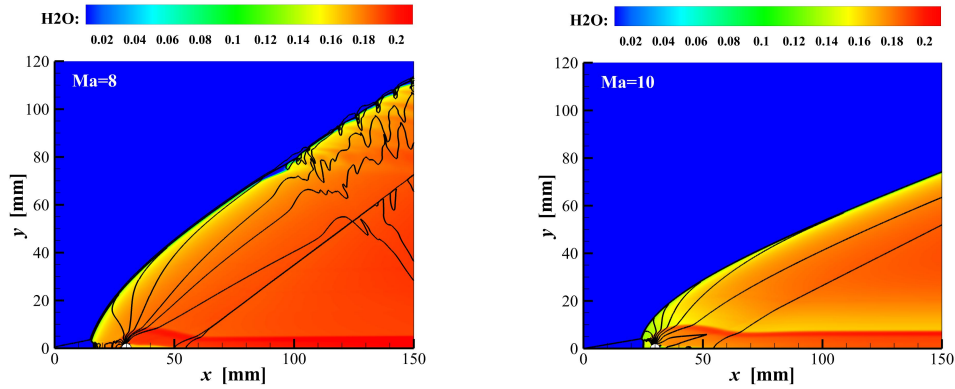


图 12 鼓包半径为 2 mm, 马赫数为 8、10 的流场(等压线与水的组分云图)

Fig.12 Flow fields with a bump radius of 2 mm, Ma = 8, 10 (Isobaric line and the mass fraction of water).

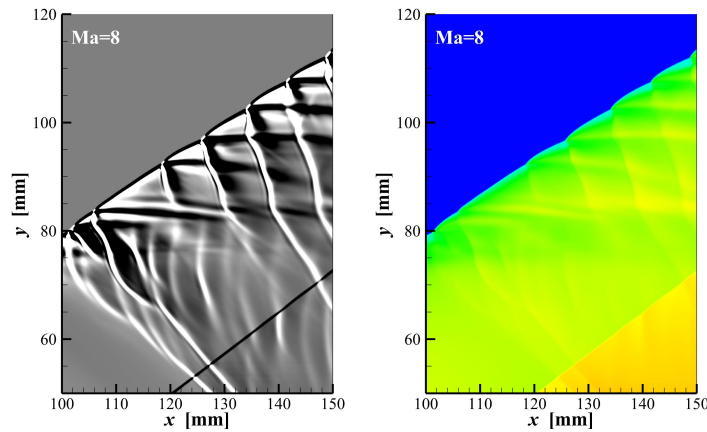


图 13 马赫数为 8 时，斜爆轰波下游的流场(数值纹影图与温度云图)

Fig.13 The flow field downstream of the oblique detonation wave at Ma = 8 (numerical schlieren and temperature field).

如表 2 所示，引入的半圆柱鼓包使起爆距离显著减小。附加半圆柱鼓包后，马赫数越大，起爆距离反而越大。

表 2 不同马赫数下楔面起爆距离与附加半径为 2 mm 鼓包后起爆的距离

Table 2 The distances of wedge-induced oblique detonation waves and semi-cylindrical bump with a radius of 2 mm induced oblique detonation waves at different Mach numbers

Ma	楔面起爆的距离 (mm)	附加鼓包后的起爆距离 (mm)
8	> 500	16.5
9	262.6	23.1
10	103.0	25.2

3 结论

在飞行速度为 9 马赫时,附加的不同半径的半圆柱鼓包均可以加速斜爆轰波的起爆。但过小半径的鼓包会造成斜爆轰波局部的解耦,过大半径的半圆柱鼓包会造成斜爆轰波的脱体。半径过大的半圆柱鼓包会在其后方产生回流区,回流区的产生不利于充分燃烧。在实际工程应用时可考虑将半圆柱鼓包做成流线型,以减弱回流区的产生。

在不同马赫数下,半径为 2 mm 的半圆柱鼓包都可以使斜爆轰波加速起爆;对可以正常起爆的情况,引入的半圆柱鼓包对燃烧并没有太多正面影响,且会产生较大阻力。在实际工程应用时可以考虑将半圆柱鼓包做成收放型的,在飞行马赫数下降时释放以加速起爆;在正常起爆的情况下收起,不干扰流场。

参考文献

- 1 姜宗林. 关于吸气式高超声速推进技术研究的思考[J]. 力学进展, 2009, 39(04):398-405. (Jiang Zonglin. Thoughts on the research of air-breathing hypersonic propulsion technology[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(04):398-405(in Chinese).)
- 2 John H. S. Lee. The detonation phenomenon[M]. McGill University, 2008.
- 3 H. Teng et al. Initiation characteristics of wedge-induced oblique detonation waves in a stoichiometric hydrogen-air mixture[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2016.
- 4 Wolanski P. Detonation propulsion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34:125-158.
- 5 许桂阳. 脉冲爆轰发动机爆轰噪声实验与理论研究[博士学位论文].南京理工大学,2016. (Xu Guiyang. Investigation on Detonation Noise Characteristics of Pulse Detonation Engine[PhD Thesis]. Nanjing: Nanjing University Of Science And Technology, 2016(in Chinese).)
- 6 Jian Sun, Jin Zhou, Shijie Liu, Zhiyong Lin, Wei Lin. Numerical investigation of a non-premixed hollow rotating detonation engine[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2019,44(31).
- 7 Yuhui Wang, Jialing Le. Rotating detonation engines with two fuel orifice schemes[J]. Acta Astronautica,2019,161.
- 8 Yushan Zheng, Chao Wang, Yuhui Wang, Yu Liu, Zhihui Yan. Numerical research of rotating detonation initiation processes with different injection patterns[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2019,44(29).
- 9 Huang W, Qin H, Luo S B, et al. Research status of key techniques for shock-induced combustion ramjet (sheramjet) engine[J]. Sci China Tech Sci, 2010, 53: 220-226.
- 10 袁生学, 黄志澄. 高超声速发动机不同燃烧模式的性能比较—斜爆轰发动机性能评价[J]. 空气动力学学报, 1995(01):48-56. (Yuan Shengxue, Huang Zhicheng. Performance Comparison of Different Combustion Modes of Hypersonic Engines——Performance Evaluation of Oblique Detonation Engines[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1995(01):48-56(in Chinese).)
- 11 李旭东. 爆轰推进技术新概念研究[博士学位论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2011. (Li Xudong. Investigation on new concept of detonation propulsion technology[PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2011(in Chinese).)
- 12 Fang Yishen, Hu Zongmin, Teng Honghui, Jiang Zonglin. Numerical study of the oblique detonation initiation induced by spheres[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2017, 49(2): 268-273.
- 13 Kaneshige M J, Shepherd J E. Oblique detonation stabilized on a Hypervelocity projectile[C]. Symposium (International) on Combustion. Elsevier, 1996, 26(2): 3015-3022.
- 14 Maeda S, Inada R, Kasahara J, et al. Visualization of the non-steady state oblique detonation wave phenomena around hypersonic spherical projectile[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2343-2349.
- 15 Ju Y, Masuya G, Sasoh A. Numerical and theoretical studies on detonation initiation by a supersonic projectile[C]. Symposium (International) on Combustion. Elsevier, 1998, 27(2): 2225-2231.
- 16 方宜申. 复杂波系作用下的斜爆轰波形成机理研究[博士学位论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2019. (Fang Yishen. Investigation of Oblique Detonation Initiation Mechanism under Complex Wave System[PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2019(in Chinese).)
- 17 卢洪波. 高超声速进气道典型高热负荷区的流动特性研究[博士学位论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2014. (Lu Hongbo.

- Investigation of flow characteristics on typical parts of a hypersonic inlet subjected to severe aeroheating[PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2014(in Chinese.)
- 18 张薇. 气相爆轰波非线性波与化学反应带的耦合机理研究[博士学位论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2016. (Zhang wei. Study on Coupling Mechanism of Nonlinear Wave and Chemical Reaction in Gaseous Detonation Waves[PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2016(in Chinese).)
- 19 张德良. 计算流体力学教程[M]. 北京: 高等教育出版社, 2010. (Zhang Deliang. A Course in Computational Fluid Dynamics[M]. Beijing: HIGHER EDUCATION PRESS, 2010(in Chinese).)
- 20 John D. Anderson. Computation Fluid Dynamics The Basics with Applications[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007.6.
- 21 Peter Gerlinger, Helge Möbus, Dieter Bruggemann. An Implicit Multigrid Method for Turbulent Combustion[J]. Journal of Computational Physics, 2001, 167, 247-276.
- 22 H. F. Lehr. Experiment on shock-induced combustion[J]. Astronaut Acta, 1972, 14(4-5): 589-597.
- 23 王爱峰. 驻定斜爆轰的机理研究及其在高超推进中的应用探索[博士学位论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2011. (Wang Aifeng. Research on Mechanism of Stationary Oblique Detonation and Its Application in High-speed Propulsion[PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2011(in Chinese).)

Numerical investigation on initiation acceleration of oblique detonation wave at wide-range Mach numbers¹⁾

HAN Xin^{*,+}, ZHANG Zijian^{*,2)}, LIU Yunfeng^{*,+}, JIANG Zonglin^{*,+}

(*: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; +: School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Oblique detonation engines (ODEs) are characterized by simple structures and high thermal cycle efficiency, which possess significant potential applications in the development of air-breathing hypersonic aircrafts. As ODEs are always designed at high flight Mach numbers, compression angles of the engine are designed at relatively smaller values to reduce drags and compression losses. At this time, when flight Mach number decreases, the static temperature of the premixed combustible gas behind the oblique shock wave would decrease accordingly because of insufficient compression, leading to large induction distance of the oblique detonation wave in the combustion chamber or even failure of initiation. Therefore, for wide-range Mach number applications of ODEs, this paper proposes a method for initiation acceleration of oblique detonation wave by setting a semi-cylindrical bump on the inner wall of the ODE combustor. The numerical simulation results show that the introduced semi-cylindrical bump can accelerate oblique detonation wave at a fixed position under the condition of low Mach number, and the oblique detonation wave is still stability.

Key words : oblique detonation wave; wide-range Mach number; initiation acceleration; ODE; semi-cylindrical bump; numerical simulation

1) 国家自然科学基金项目 (11672312, 11532014)

2) Email: zhangzijian@imech.ac.cn