

文章编号: 1000-8055(2009)01-0050-05

# 预混超声速气流斜激波诱导脱体爆轰研究

林志勇, 周 进, 张继业, 王 昱, 黄玉辉  
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

**摘 要:** 为了研究高静温预混超声速气流中爆轰的机理问题, 利用自主设计的连续式加热器来产生马赫数为 2.6, 静温大于 700K 的氢/空气预混超声速气流, 并采用高速纹影技术来观测斜激波诱导脱体爆轰的直接起爆和发展的动态过程。研究表明, 实验得到的起爆前斜激波和起爆后脱体爆轰波的角度与理论分析结果非常一致。并发现由激波诱导爆燃向激波诱导脱体爆轰的转变过程非常快; 而且对于当前初温较高当量比较低的混合物, 会出现爆轰波突然熄灭与重新起爆的现象。当前研究为爆轰燃烧在高超声速推进中的应用提供了重要参考。

**关 键 词:** 脱体爆轰波; 激波诱导燃烧; 预混超声速加热器; 高初始静温

中图分类号: V434.3

文献标识码: A

## Investigation of detached detonation induced by oblique shock in premixed supersonic flow

LIN Zhi-yong, ZHOU Jin, ZHANG Ji-ye, WANG Yu, HUANG Yu-hui

(Institute of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** In order to study the detonation mechanism problems in the elevated initial temperature supersonic flow, a continuous heater was designed and employed to produce supersonic premixed hydrogen/air mixture flow, with Mach number of 2.6 and static temperature above 700K; and the high speed schlieren was used to observe and analyze the direct initiation and development process of the detonation. The result shows that the oblique shock angle before the detonation initiation and the detached detonation angle are consistent with theoretical analysis. It is also found that the transition from the deflagration to detonation induced by oblique shock is rapid, and the phenomenon of detonation failure and re-initiation will exit under the circumstances of high initial temperature and low stoichiometric ratio of combustible mixture. The results obtained here provide a reference for the application of detonation in the hypersonic propulsion.

**Key words:** detached detonation; shock induced combustion; premixed supersonic heater; elevated initial static temperature

爆轰具有放热速率快、循环效率高等优点, 在推进领域中得到了极大的关注<sup>[1-2]</sup>。冲压弹、预混形式的超燃冲压发动机以及高马赫数的多模态脉

冲爆轰发动机(PDE)都需要考虑采用直接起爆的方式<sup>[3-4]</sup>。而进入到燃烧室的都是经过进气道预压缩的高静温气流(> 500K), 因此对高静温超声速

收稿日期: 2007-12-24; 修订日期: 2008-03-22

基金项目: 全国博士学位论文作者专项资金(FANE DD200454)

作者简介: 林志勇(1978-), 男, 浙江温岭人, 博士生, 主要研究方向为超声速燃烧。E-mail: linzy96@sohu.com

气流中的直接起爆机理问题进行研究非常重要。

但是爆轰的产生与发展是一个很强的非稳态过程, 首先, 对爆轰机理的研究需要在连续工作的预混超声速气流中进行。而当前常用的产生预混超声速气流的实验设备主要为爆轰风洞<sup>[5]</sup>、高速冲压弹<sup>[3]</sup>等, 这些设备共同的问题是, 相对于观测段的有效实验时间非常短, 难以研究爆轰波发展过程中的非稳定物理机理<sup>[6-7]</sup>。此外, 初始的高静温对爆轰的起爆与发展过程有很重要的影响, 它一方面可以提高预混气流的活性, 使得爆轰起爆更加容易, 另一方面却降低了爆轰起爆后的压升比。目前已有学者研究高静温下爆燃向爆轰转变 (DDT) 的过程并分析了初始静温的影响<sup>[8-10]</sup>。但是研究初始高静温下爆轰的直接起爆相关机理的文献很少。本文利用自主设计的加热器产生了高静温预混超声速可燃气流, 在气流中加入斜劈诱导脱体斜爆轰, 通过高速纹影技术初步研究了高静温预混气流中爆轰的起爆与发展的相关过程。

## 1 实验系统与方案

实验系统由加热器、实验件、测量控制系统以及燃料的供应系统四部分组成。图1为实验所使用的加热器与实验件。预混超声速加热器主要由预热燃烧室、阵列喷管以及混合段三部分组成。为了使燃烧产物的含氧量接近空气, 在预热燃烧室中燃烧不同当量比的氢/空气再补氧, 以得到总温总压可调的气流。高温高压气流再通过阵列的Laval喷管膨胀加速, 并在气流静温降低到一定程度后加入燃料, 通过阵列喷管面上的几排小孔加入燃料, 并考虑了一定的入射角度, 以保证来流的预混效果并减少燃料喷射对来流的干扰。加热器的详细设计与分析见文献<sup>[11]</sup>。实验段为一个高度与俯仰角度可调节的斜劈, 用以研究不同斜劈角度下的起爆现象。为了纹影测量方便, 当前试验段直接放置在大气环境中。

测量设备包括压力传感器、涡轮流量计、热电偶以及观测爆轰现象的高速纹影系统。实验中通过控制各路燃料的流量来调节加热器的工况。在混合段壁面上布置了2个压力传感器与1支热电偶, 根据壁面附近的压力与温度测量值来分析是否在混合段发生预着火。由于热电偶测温直接与高速燃气接触, 热电偶探头在壁面放置的位置不同, 会得到一定范围内变化的测量值, 所以这只是一种定性分析方法。试验中的高速纹影的速率设定为8000帧, 相邻两幅照片的时间间隔与曝光

时间都为0.125 ms。

为了在一次实验中同时得到无燃烧的激波与加入预混氢气后所形成的爆轰波, 实验分成两阶段进行, 先是预热加热器单独工作, 经过一段时间后保持加热器的工况不变再加入预混氢气。

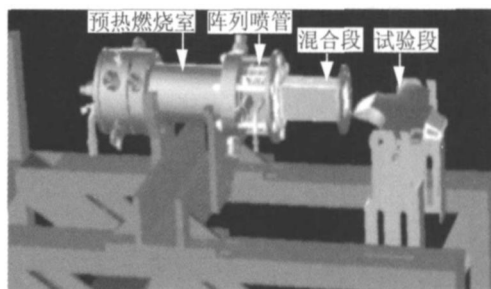


图1 加热器与实验设备

Fig. 1 Heater and experiment facility

## 2 试验工况与爆轰模态分析

### 2.1 预混加热器工况分析

图2为实验得到的室压、预混氢喷前压力以及喷管壁面的两个压力随着时间的变化。从图中可以看出在 $t_1$ 时刻预热燃烧室室压上升, 工作大概到500 ms后到 $t_2$ 时刻预混氢气压力上升, 这时开始在来流中加入预混氢气, 并保持预热燃烧室工况不变, 再工作近500 ms到 $t_3$ 时刻加热器停止工作。从喷管上压力的测量值来看, 加入预混氢气

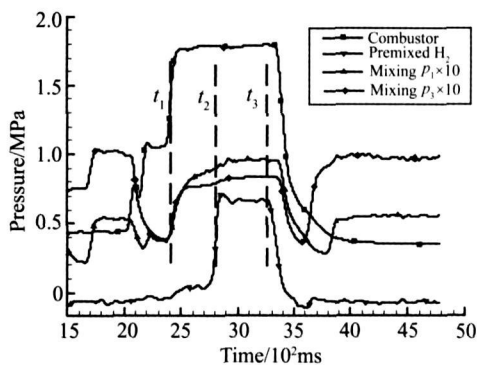


图2 燃烧室与混合段压力随时间变化

Fig. 2 Change of combustor and mixing segment pressure

后, 喷管上的压力只有略微上升, 这说明在预混段没有发生明显的燃烧, 较小的压力增加是由于加入氢气, 气流的流量增加所致。图3为加热器各路流量与预混段壁面靠近出口的温度变化过程。由于热电偶的响应过程较慢, 而试车时间相对较短, 到试车结束时热电偶还未完全达到平衡。但是从图中可见, 在加入预混氢气的 $t_2$ 时刻, 温度没有发生突变, 这说明在预混段并没有发生预着火。表

1 中详细给出了加热器的工况, 其中出口温度与速度是根据各路的流量与发动机结构参数热力计算得到的(组分为摩尔分数). 最后获得的可燃混合物的氢氧当量比  $\varphi$  为 0.285.

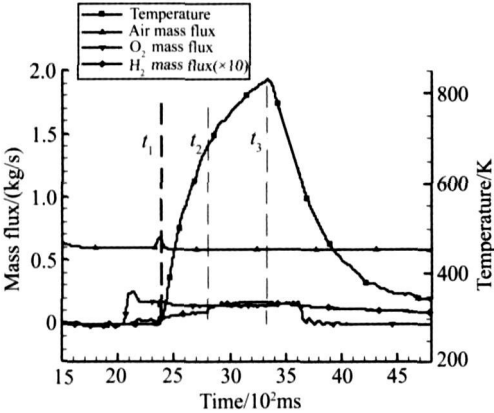


图 3 温度与反应物流量随时间变化  
Fig. 3 Change of temperature and reactant mass flux

表 1 预混加热器实验工况

Table 1 Experiment conditions of premix heater

| $p_0 / 10^6 \text{ Pa}$ | $p_c / 10^4 \text{ Pa}$ | $T_c / \text{K}$ | $V_c / (\text{m/s})$ | $Ma$ | $\varphi$ |
|-------------------------|-------------------------|------------------|----------------------|------|-----------|
| 1.9                     | 8.4                     | 731              | 1450                 | 2.6  | 0.285     |

2.2 斜爆轰理论分析

为了分析在当前的来流条件下所形成的爆轰特性, 根据斜爆轰理论并考虑化学平衡移动<sup>[12]</sup>, 可以得到形成驻定斜激波与斜爆轰所需的波后转角与激波角的极曲线图(见图 4). 由于当前可燃混合物的来流速度较低为 1450 m/s, 而混合物的自持爆轰波速度为 1438 m/s, 两者非常相近, 所以满足爆轰波驻定条件的范围非常小, 斜劈角度的范围从 4.27° 到 4.5° 之间, 产生的自持发展的爆轰波角度在 82° 左右. 但是如果处于这样的斜劈角度范围内进行实验, 形成的斜激波强度非常弱且难以产生直接起爆. 实验中所采用的斜劈角度均大于该角度范围, 如果成功起爆将形成脱体爆轰波.

另外对于起爆与否的判断可通过分析最终所形成的激波角度来进行. 由于激波诱导燃烧时, 燃烧波对激波没有影响, 这样从理论上讲加入预混氢气后形成斜激波角度应该不变, 为 38° 附近. 但当燃烧波一旦与激波相互作用, 形成了爆震波, 纹影中所得到的激波角度将远大于 38°.

3 实验结果分析

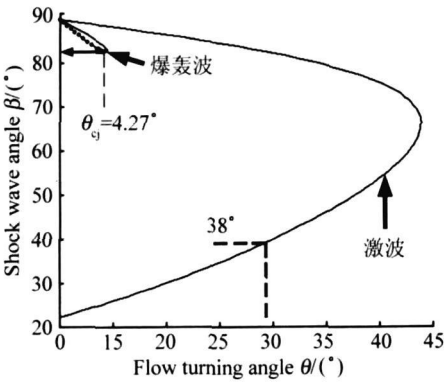


图 4 驻定斜激波与斜爆轰角度极曲线图  
Fig. 4 Polar diagram of standing oblique shock angle and detonation angle

3.1 起爆前斜激波

图 5 为加入预混氢气前在斜劈面上产生的无燃烧驻定斜激波. 比较这一阶段所得到的其它纹影照片可知, 没有加入燃料的超声速来流在斜劈面上所形成的斜激波面非常稳定平直. 这也说明了来流气流较为稳定均匀. 另外也可以测量出当前的斜劈角度为 19.2°, 形成的斜激波角度为 37.7°. 与图 4 的斜激波理论计算结果非常相符, 这也验证了表 1 中所提供的来流条件的可靠性.

另外从图 5 的纹影照片中还可以看出, 由于当前的试验段放置在空气环境中, 超声速气流与外界静止大气的剪切层发展非常快, 这将导致有效的实验区域减少.

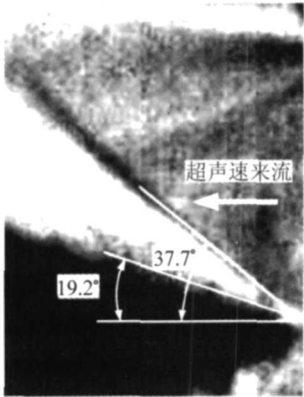


图 5 起爆前稳定的斜激波纹影图  
Fig. 5 Schlieren photograph of steady oblique shock before detonation initiation

3.2 激波诱导燃烧过程

下面先分析加入预混氢气初期的燃烧模式, 图 6 中显示了在此期间得到的两幅纹影照片. 分析可知, 在开始时刻图 6 (a) 斜激波与图 5 相比并没有变化, 但是到图 6 (b) 激波就发生了明显的

变化, 在距离斜劈前缘的一定距离出现了一个明显的拐点, 此点后的激波角度由原先的  $37.7^\circ$  增加到  $45^\circ$ . 虽然角度有了一定增加, 但是由于这个角度与 CJ 爆震角度相差很远, 燃烧波与激波没有耦合. 造成激波角度变大的原因是激波后的部分预混气流经过一定时间的诱导后开始燃烧, 而另一部分则没有发生燃烧, 这就导致斜激波后气流出现了两种密度, 在两者之间出现了滑移面, 其角度比斜劈面的角度大, 从而改变了激波后气体的流动方向. 这就相当于斜劈的角度发生了一定的变化, 从而改变了激波角度. 由于激波后的燃烧仍然为爆燃, 所以不会对激波角度产生很大的影响. 另外, 可以发现激波面开始变得模糊. 这是由于在这段时间内激波面发生了抖动或快速的移动, 且曝光时间较长.

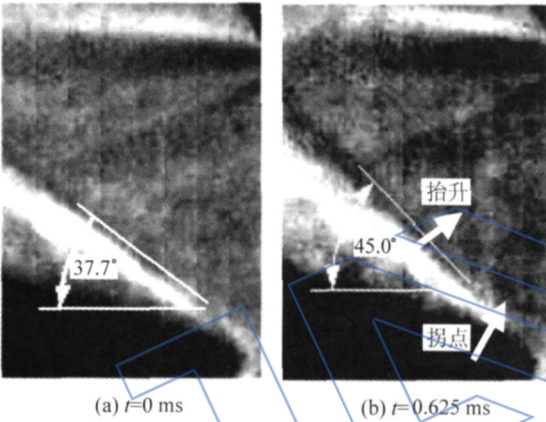


图 6 激波诱导爆燃纹影图

Fig. 6 Schlieren photograph of shock induced combustion

3.3 脱体爆轰波的产生与不稳定性

爆燃波产生很短时间后就向爆轰波模态转化, 图 7 中显示了从斜激波诱导爆燃波向脱体爆轰波转变的过程. 比较分析图 6(b) 到图 7(a) 可见两幅图相差只有  $0.125\text{ms}$  时间(相邻两幅纹影), 但是激波角度从  $45^\circ$  增大到  $73.3^\circ$ , 此角度已经接近理论 CJ 爆轰角度  $\theta_c$ , 说明此时已经完全发生了爆轰. 并且这个变化过程远比着火初期的激波角度变化快. 其主要原因如下: 虽然来流静温较高, 但是  $Ma$  数较低, 激波角度不大, 经过  $40^\circ$  的斜激波压缩后气流的温度与压力分别升高为  $970\text{K}$  和  $0.32\text{MPa}$  左右, 波后的速度为  $1225\text{m/s}$ , 经过一定的诱导距离后发生了爆燃, 同时滑移线的产生增加了激波角度; 而激波角度的增大又使得波后的压力温度进一步上升, 同时降低了波后气流速度, 加快了波后的化学反应, 并缩短了反应长

度, 两者形成了强烈的正反馈从而使激波角度在  $0.125\text{ms}$  时间内(从图 6(b) 到图 7(a)) 迅速上升, 最后导致了燃烧波与激波耦合形成脱体爆轰波.

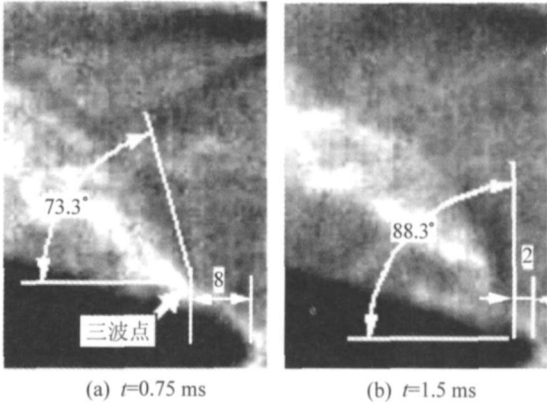


图 7 脱体斜爆轰波不稳定振荡

Fig. 7 Unsteady oscillations of detached oblique detonation

另一方面, 比较图 7(a) 与图 7(b) 还可以看出爆轰波起爆位置即对应的三波点位置也发生了明显的前移. 主要原因可能类似于文献[7]中所解释的, 在现存的三波点与斜激波之间的高温气体中产生了新的三波点, 代替了原先的三波点, 使得爆轰波前移. 另外可能是因为当前的气流速度与 CJ 速度相当, 且 CJ 爆轰速度只是稳定爆轰传播过程中的平均速度, 在局部出现的强爆轰速度大于来流速度, 使得爆轰波前移.

3.4 脱体爆轰波的熄灭与重新起爆

通过分析连续的高速纹影照片, 发现脱体爆轰波在发展过程中不仅存在着角度与三波点的不稳定, 而且在当前的来流条件下会出现爆轰波的突然熄灭与重新起爆现象.

图 8(a) 表示在  $185.375\text{ms}$  时刻的爆轰波处于正常起爆状态, 角度为  $76.4^\circ$  左右, 但是到  $t=186.75\text{ms}$  时刻(见图 8(b)), 激波面突然变得非常模糊, 并且出现了两道较明显的间断面. 这说明在这段时间内, 激波角度发生了突然变化, 大概从  $68.4^\circ$  降低到  $46^\circ$ . 而到下一纹影图 8(c) 已经完全变成稳定的激波诱导爆燃模态. 这一激波角度一直保持不变, 经过  $1.375\text{ms}$  左右到图 8(d), 重新开始出现了激波角度抬升, 并且迅速在下一时刻到图 8(e) 完成了起爆, 转变为激波诱导脱体爆轰状态. 造成这种转变的确切机理目前难以说清, 很可能与以下几个因素及其相互作用有关, 包括混合物的当量比过低, 来流的初始静温较高, 以及混合物的湍流扰动, 混合不够均匀等.

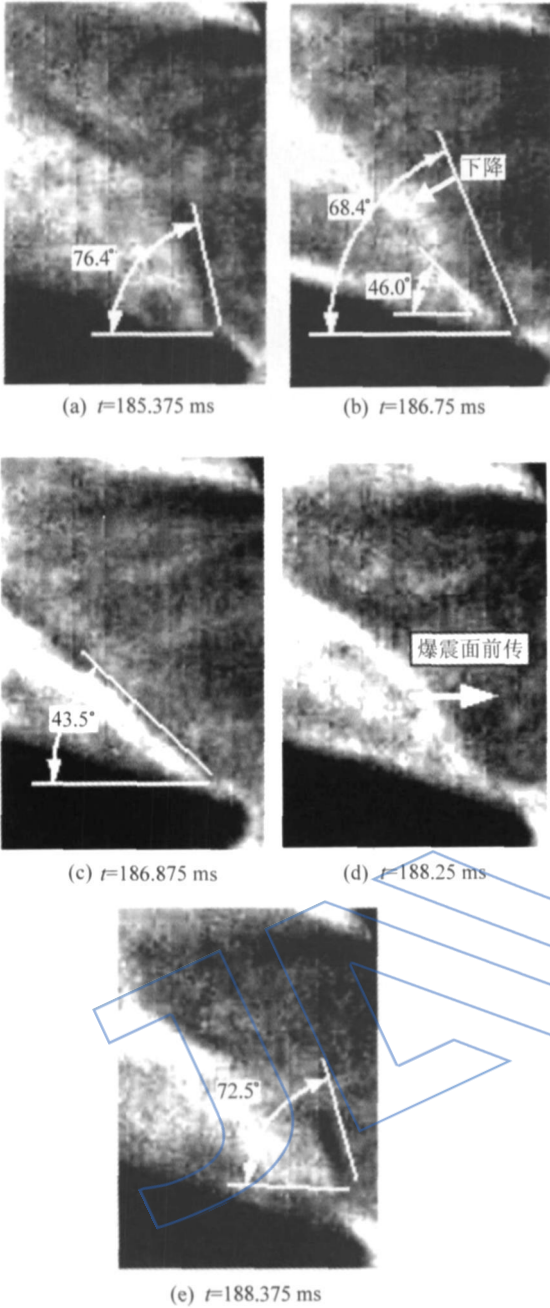


图 8 爆轰熄火后再起爆过程

Fig. 8 Re initiation after failure of detonation

4 结 论

爆轰波在起爆过程中,由于激波与燃烧之间的正反馈作用,爆燃将迅速转化成爆轰.由于新三波点产生与旧三波点的熄灭,导致了脱体爆轰波在发展过程中存在不稳定性.通过对脱体爆轰波的熄灭与重新起爆现象的研究,发现初始的高静温,燃料的低当量比以及气流的湍流脉动等因素造成了脱体爆轰波在发展中突然熄灭,经过一定的时间后会再次起爆,而且两个状态之间的转变非常迅速.

参考文献:

[ 1 ] Kailasanath K. Review of propulsion applications of detonation waves [ J ]. AIAA Journal, 2000, 38( 9 ): 1698 1708.

[ 2 ] Nikolaev Y A, Vasil'ev A A, Ulyanitskii B Y. Gas detonation and its application in engineering and technologies [ J ]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2003, 39 ( 4 ): 382 410.

[ 3 ] 崔东明, 范宝春, 邢晓江. 驻定在高速弹丸上的斜爆轰波 [ J ]. 爆炸与冲击, 2002, 22( 3 ): 263 266.

CUI Dongming, FAN Baochun, XING Xiaojiang. Oblique detonation stabilized on a hypervelocity projectile [ J ]. Explosion and Shock Waves, 2002, 22( 30 ): 263 266. ( in Chinese )

[ 4 ] Munipalli R, Shankar V. A pulsed detonation based multimode engine concept [ R ]. AIAA Paper, 2001-1786.

[ 5 ] 袁生学, 赵伟, 黄志澄. 驻定斜爆轰波的初步实验观察 [ J ]. 空气动力学学报, 2000, 18( 4 ): 473 477.

YUAN Shengxue, ZHAO Wei, HUANG Zhicheng. Primary experimental observation of standing oblique detonation waves [ J ]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18( 4 ): 473 477. ( in Chinese )

[ 6 ] 袁生学, 黄志澄. 自持斜爆轰的特性和实验观察 [ J ]. 宇航学报, 1995, 16( 2 ): 90 92.

YUAN Shengxue, HUANG Zhicheng. The features and observations of self sustaining oblique detonation waves [ J ]. Journal of Astronautics, 1995, 16( 2 ): 90 92. ( in Chinese )

[ 7 ] Gourara V C, Desbordes D. Three dimensional structure of stabilization of oblique detonation wave in hypersonic flow [ R ]. 27th Symposium ( International ) on Combustion, 1998, 27: 2207 2214.

[ 8 ] Card J, Rival D, Ciccarelli G. DDT in fuel air mixtures at elevated temperatures and pressures [ J ]. Shock Waves, 2005, 14( 3 ): 167 173.

[ 9 ] Ciccarelli G, Dubocage P. Flame acceleration in fuel air mixtures at elevated initial temperatures [ R ]. AIAA Paper, 2002-4020.

[ 10 ] Ciccarelli G. Critical tube measurements at elevated initial mixture temperatures [ J ]. Combustion Science and Technology, 2002, 174( 5 ): 173 183.

[ 11 ] 林志勇, 李大鹏, 周进, 等. 连续式高焓超声速预混加热器设计与分析 [ J ]. 推进技术, 2007, 28( 6 ): 616 619.

LIN Zhiyong, LI Dapeng, ZHOU Jin, et al. Design and analysis of continuous high enthalpy supersonic premixed heater [ J ]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28 ( 6 ): 616 619. ( in Chinese )

[ 12 ] 崔东明, 范宝春. 用于推进的驻定斜爆轰的基本特征 [ J ]. 宇航学报, 1999, 20( 2 ): 48 54.

CUI Dongming, FAN Baochun. The essential feature of steady detonation wave using propulsion [ J ]. Journal of Astronautics, 1999, 20( 2 ): 48 54. ( in Chinese )