

文章编号: 1000-8055(2009)12-2643-06

支板阻力特性实验

苏 义, 刘 卫东

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 实验在超燃冲压发动机直连式试验台进行, 燃烧式加热器出口气流马赫数为 2.7, 总温为 1337 K. 利用推力测量系统对不同结构尺寸支板的冷流阻力和热试阻力进行了研究. 比较了高度分别为 37.5 mm 和 71 mm, 后掠角分别为 0° , 30° 和 45° 的支板冷流阻力, 结果表明支板的冷流阻力随支板高度的增大而增大, 随后掠角的增大而减小; 实验还在燃烧模态下对不同当量比时支板的阻力进行了对比, 结果表明支板的热试阻力比冷流阻力小, 且支板的热试阻力随当量比的增加而减小.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 支板; 阻力

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

Experimental investigation on drag of strut

SU Yi, LIU Weidong

(College of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Experiments were conducted in a scramjet direct connected wind tunnel facility with a combustion heater, which supplies Mach 2.7 airflow with a total temperature of 1337 K. The drags of struts with different heights ($H = 37.5, 71$ mm) and sweepback angles ($0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$) were studied by a thrust-measuring system. Experimental results in cold flow indicate that, the drag of strut rises with increase of height and declines with increase of sweepback angles. The drags of struts under combustion condition of different fuel equivalence ratios were investigated. It is found that the drag of strut under combustion condition is less than that in cold flow, and declines with increase of fuel equivalence ratio.

Key words: scramjet; strut; drag

超燃冲压发动机研究中的一项关键技术是在有限的时间和空间内实现燃料的高效混合, 将燃料的化学能最大限度地转化为热能. 国内外研究人员在燃料喷注器的构型设计和喷注方式等方面开展了大量的研究工作. 自从 20 世纪 70 年代中期美国兰利研究中心首次提出支板的概念并验证其作用之后^[1], 国内外研究人员对支板喷注做了大量试验和数值研究^[2-5]. 研究表明, 通过支板喷注燃料能增强混合, 提高燃烧效率, 但支板喷注通常会产生较大的压阻和总压损失, 且其很高的热负荷对材料提出较高的要求.

支板阻力是支板负面效应的一个重要方面, 限制了支板的应用, 但是在已公开的文献中还未发现对其开展过专门的研究, 因此有必要针对支板的阻力特性开展深入、系统的研究.

本文在超燃冲压发动机直连式试验台上, 利用推力测量系统对支板的阻力特性进行了研究, 主要对比了冷流状态下不同的结构尺寸对支板阻力的影响以及燃烧状态下支板阻力的变化趋势.

1 实验设备与模型

本文实验所用超燃冲压发动机直连式试验台

主要由空气加热器、直连式超燃冲压发动机、测力系统、测量控制系统以及各种管路供应系统组成,主体部分如图 1 所示. 空气加热器采用燃烧加热方式,以空气、氧气和酒精为燃料,燃气中氧气的质量分数为 23%,从空气加热器出来的气流经过喷管段加速,在喷管段出口处产生均匀超声速气流,并模拟设定的模型发动机燃烧室入口参数. 超燃冲压发动机燃烧室入口参数为: 马赫数 $Ma=2.7$, 总温 $T_t=1337\text{ K}$, 静温 $T=641\text{ K}$, 静压 $p=86.6\text{ kPa}$. 测力系统采用了成熟的固体火箭发动机推力测量技术,由活动台架、悬挂装置、推力架和推力传感器组成,空气加热器和直连式超燃冲压发动机同轴水平安装在活动台架上,所有供应管路都采用软管连接.

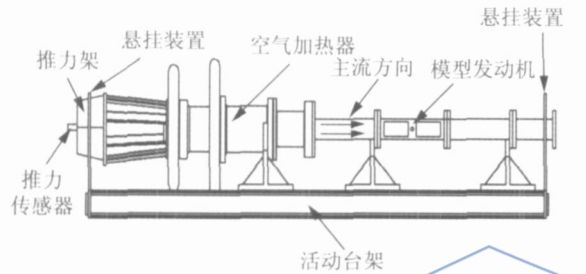


图 1 试验系统示意图
Fig. 1 Schematic of test facility

为了从推力测量值中提取支板的阻力信息,燃烧室必须采用非常规设计,以去除燃烧室构型对推力的影响. 实验中采用了等截面燃烧室构型,使燃烧室本身在水平方向始终不会因其内壁面压力的变化而产生推力,只有燃烧室内壁面的摩擦阻力对推力测量值有所影响. 为了进一步减小燃烧室摩擦阻力的影响,燃烧室设计长度尽可能缩短,但同时考虑到防止支板引起的壅塞将隔离段内激波串推出,燃烧室的长度不能太短. 实验中等截面燃烧室全长 1134 mm,横截面尺寸为: 54.5 mm(高) $\times$ 75 mm(宽),在距入口 440 mm 处的宽度面上设置了支板,如图 2 所示.

实验支板设计参数包括: 高度 H 、长度 L 、厚度 D 、后掠角度 θ 、支板前缘角度 α 以及是否带尾部交错几何结构. 图 3 示意了部分支板设计参数,所有支板长度均为 $L=40\text{ mm}$,厚度 $D=5\text{ mm}$,支板前缘角 $\alpha=40^\circ$,支板前、后缘后掠角相同,支板两侧各有 3 个直径 $\phi=0.5\text{ mm}$ 的直孔喷嘴. 全高度支板高度 $H=71\text{ mm}$,半高度支板高度 $H=37.5\text{ mm}$. 所有支板采用字母 A, B, C, ... 编号命名,各编号对应的支板结构参数见表 1,其中

“AW”表示带尾部交错几何结构的支板.

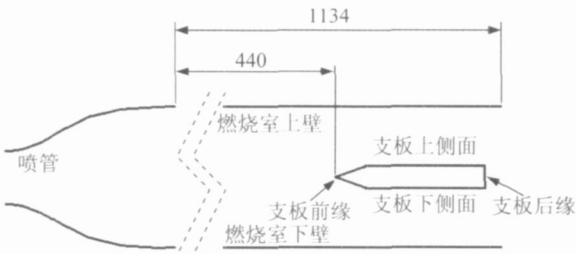


图 2 支板阻力实验燃烧室构型示意图
Fig. 2 Schematic of configuration of combustor in experimental determination of strut drag

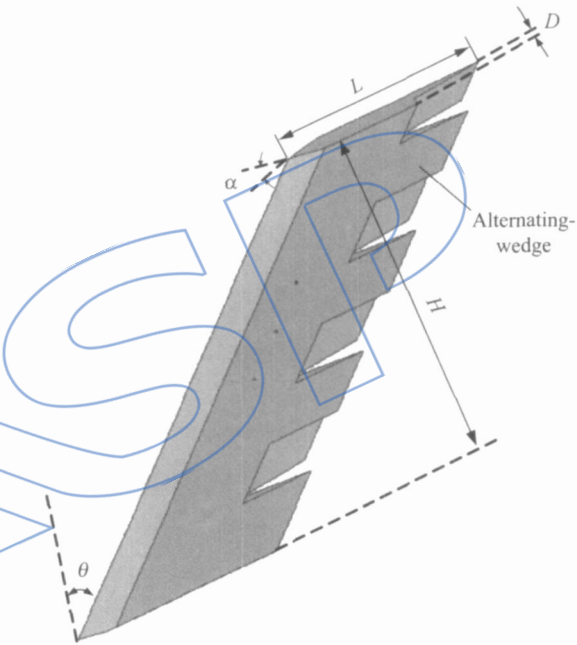


图 3 支板部分参数示意图
Fig. 3 Schematic of partial parameters of strut

燃烧室压强测量采用 PSI 9116 压强扫描测量系统,精度为 0.05% FS,测点沿燃烧室上壁面中心线分布;推力测量采用应变式测力传感器,精度为 0.5% FS.

2 实验结果及分析

支板的阻力测量方法如下: 首先燃烧室内不安装支板,得到基准推力 F_0 ,它是空气加热器推力与燃烧室摩阻的合力;然后安装支板,得到冷流推力 F_c ,它是空气加热器推力、燃烧室摩阻和支板冷流阻力 D_c 的合力. 忽略燃烧室摩阻的变化,则冷流状态下的支板阻力 $D_c=F_0-F_c$. 最后安装支板,并在燃烧室内喷注燃料,在燃料自燃的情况下进行超燃冲压发动机燃烧室热试. 由于燃烧室为等截面构型,其内壁面压力的变化不会产生推

力, 所以得到的热试推力 F_w 仍是空气加热器推力、燃烧室摩阻和支板阻力的合力, 同理可得燃烧状态下的支板阻力 $D_w = F_0 - F_w$. 定义支板阻力系数为 $C_d = 2D/A_i\rho V_i^2$, 其中 D 为支板的冷流阻力 D_c 或热试阻力 D_w ; A_i , ρ_i 和 V_i 分别为燃烧室入口截面积、来流密度和速度. 图 4 示意性给出了某支板的阻力测量结果.

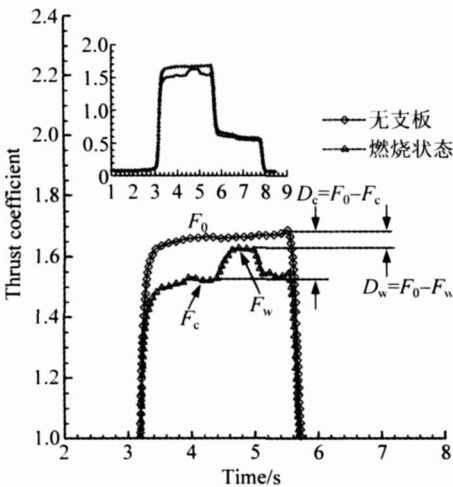


图 4 支板阻力测量示意图

Fig. 4 Schematic of experimental determination of drag of strut

实验中比较了 9 种不同构型支板的冷流阻力, 并对其中两种构型进行了热试. 具体实验项目如表 1.

表 1 实验项目表

Table 1 Experiment specifications

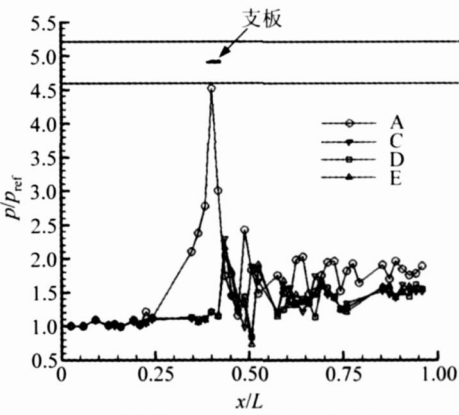
支板编号	尺寸	冷试	热试
A	$H = 71\text{ mm}, \theta = 0^\circ$	✓	✓
B	$H = 71\text{ mm}, \theta = 0^\circ (\text{AW})$	✓	✓
C	$H = 71\text{ mm}, \theta = 30^\circ$	✓	
D	$H = 71\text{ mm}, \theta = 45^\circ$	✓	
E	$H = 71\text{ mm}, \theta = 45^\circ (\text{AW})$	✓	
F	$H = 37.5\text{ mm}, \theta = 0^\circ$	✓	
G	$H = 37.5\text{ mm}, \theta = 30^\circ$	✓	
H	$H = 37.5\text{ mm}, \theta = 30^\circ (\text{AW})$	✓	
I	$H = 37.5\text{ mm}, \theta = 45^\circ$	✓	

2 1 冷流状态

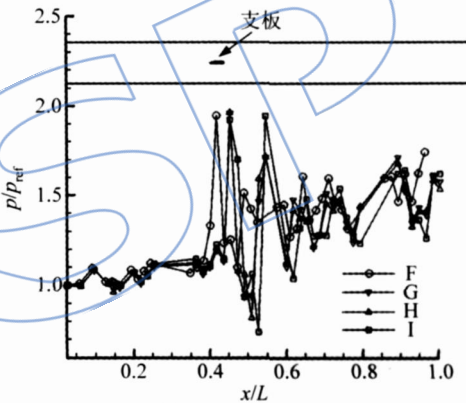
图 5 给出了安装不同结构参数支板的燃烧室上壁面中心线压力分布测量结果, 其中参考压力 p_{ref} 为燃烧室入口压力, L 为燃烧室总长度.

分析图 5 可知: 超声速气流流经支板时形成

一系列激波和膨胀波, 这些激波和膨胀波经燃烧室壁面反射, 强度逐渐减弱; 支板前缘压缩来流形成的激波较强, 该激波的强度随高度的增加而增加, 随后掠角的增加而减小.



(a) With struts of 71 mm height



(b) With struts of 37.5 mm height

图 5 冷流状态下燃烧室壁面压力分布

Fig. 5 Pressure distribution along combustor wall in cold flow

支板的阻力由压阻和摩阻组成, 一般情况下, 与压阻相比, 摩阻的数值很小, 因此对支板阻力特性的研究基本上都集中于它的压阻特性. 虽然本文实验测得的阻力值包含了摩阻, 但依然认为压阻是支板阻力的主要部分, 所以在对实验结果进行分析时, 仍着重于其压阻特性.

下面简单分析支板压阻的形成原因. 如图 6, 超声速来流流经支板前缘时形成激波, 波后即支板前缘驻点附近为高压区, 支板前缘表面所受压力的合力在沿来流方向有一分力, 设其大小为 p_1 . 支板后缘附近为低速区, 设支板后缘表面所受压力的合力在平行于来流方向的分力大小为 p_2 , 其方向与来流方向相反. 由于气流通过激波时必有总压损失, 且气流的黏性作用消耗了一定的动能, 气流的总压及相应的静压都会降低, 故

$\Delta p_s = p_1 - p_2$ 必大于零, 此即压差的形成. Δp_s 的方向与来流方向相同, 作用于支板产生对支板的阻力, 此即支板压阻的形成原因.

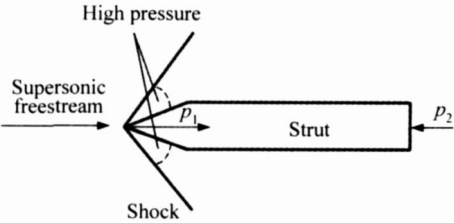


图 6 支板压阻形成示意图

Fig. 6 Schematic of form of pressure drag of strut

图 7 显示在同一 θ 情况下, C_d 随着支板高度 H 的增大而增大. 分析认为这是由于: H 增大, 支板在垂直于来流方向上的投影面积增大, 即压差作用的面积增大, 从而导致支板的压阻增大.

图 8 表明在同一 H 情况下, C_d 随着支板后掠角 θ 的增大而减小. 由图 5 可知随着 θ 的增大, 支板前缘激波强度逐渐减弱, 波后高压区压力减小, 支板前后缘压差减小, 从而导致支板的压阻减小.

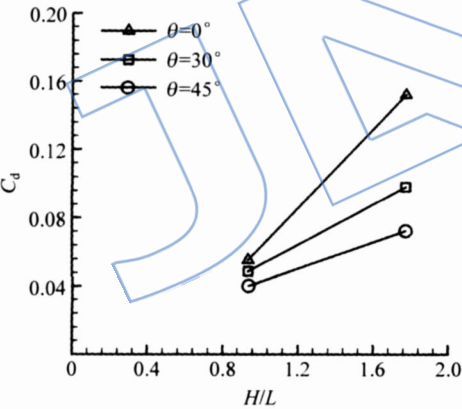


图 7 不同 H/L 的支板冷流阻力系数

Fig. 7 Drag coefficient of strut with different H/L in cold flow

图 9 说明是否带尾部交错几何结构对支板的冷流 C_d 影响不大.

2.2 燃烧状态

为了考察燃烧室实际工作状态下的支板阻力, 实验中在燃烧室内喷注燃料并使其着火燃烧, 建立超声速燃烧环境. 由前述燃烧室构型设计可知, 此时若仍然采用液体碳氢类燃料(如液体煤油), 则无法使其着火并稳定燃烧, 因此实验中选择易着火、反应热高的氢气作为燃料. 在超声速流

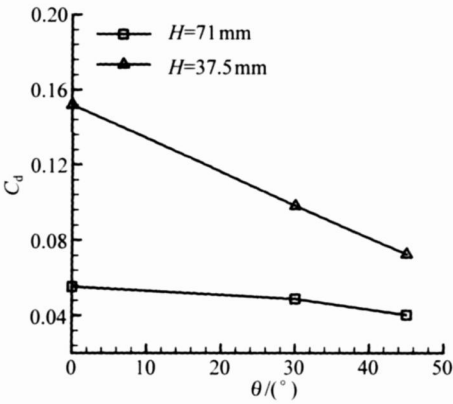


图 8 不同 θ 的支板冷流阻力系数

Fig. 8 Drag coefficient of strut with different θ in cold flow

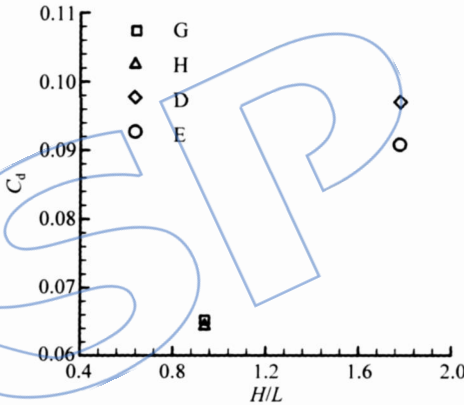


图 9 尾部交错几何结构对支板冷流阻力系数的影响

Fig. 9 Influence of AW structure on drag of strut in cold flow

场中, 支板前缘会形成较强的激波, 氢气喷入燃烧室后利用激波诱导燃烧可以实现自燃, 不需要借助外界能量强制点火. 建立燃烧工况所采用的喷注方式、燃料喷孔的大小和位置见图 9. 整个热试车时序为: 空气加热器点火建立起稳定的超声速来流; 0.8 s 后打开氢气阀门、喷注氢气燃料; 1.5 s 后关闭氢气阀门; 0.2 s 后关闭空气加热器.

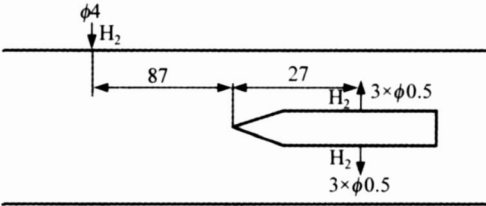


图 10 燃料喷嘴安装示意图

Fig. 10 Schematic of injectors

实验过程中, 当量比 $\Phi = 0.12$, $\Phi = 0.16$ 和 $\Phi = 0.20$ 时, 只有支板 A 和 B 能实现氢气自燃.

图 11 分别给出了不同当量比下支板为 A 和 B 时的燃烧室壁面压力分布. 图 12 为相应的支板阻力系数.

由图 11 可见, 燃烧状态下燃烧室内压力上升明显, 随着当量比的增加, 燃烧室内压力整体有所增加. 当量比为 $\Phi=0.12$ 和 $\Phi=0.16$ 时, 燃烧室压力从中段到出口处逐渐升高, 这是因为: 在低当量比情况下, 燃烧室内为富氧环境, 氢气进入燃烧室后燃烧不完全, 空气携带部分未燃烧的氢气继续向下游运动并互相掺混发生燃烧, 这时的燃烧比氢气刚喷入燃烧室时更强烈. 当量比 $\Phi=0.20$ 时燃烧室后半段壁面压力曲线基本保持水平, 甚至还有下降的趋势, 这是因为此时的氢气进入燃烧室即发生强烈燃烧, 一直持续到燃烧室出口.

比较图 11 中(a) 图和(b) 图中相同当量比下的压力分布可发现, 燃烧状态下, 图 11(b) 图中燃烧室压力整体高于图 11(a) 图, 这说明与支板 A 相比, 支板 B 使燃烧更加剧烈, 特别在当量比较高时($\Phi=0.20$), 这种现象更加明显, 这是由于支板尾部交错几何结构有利于增强燃料与来流的混合, 增强燃烧.

由图 12 可见, 对于同一构型支板, 其燃烧工况下的阻力系数小于冷流工况下的阻力系数, 且燃烧工况下的阻力系数随当量比的升高而减小. 分析可知, 在燃烧状态下, 支板前、后缘压力分布的变化是决定支板阻力特性的主要因素, 燃烧使支板前、后缘压力都升高, 但后缘压力升高更快, 所以支板热试阻力小于冷流阻力; 随着当量比的增加, 燃烧加剧, 支板前、后缘压力升高幅度的差别更大, 所以支板热试阻力进一步减小. 另外, 从图 11 还可看出, 在当量比相同的情况下, 支板 B 的阻力系数低于支板 A 的阻力系数, 而且当量比越大其差别也越大, 这是因为支板 B 的尾部交错几何结构增强了燃料与来流的混合, 使燃烧加剧.

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

- 1) 支板冷流阻力随支板高度增大而增大, 随后掠角增大而减小;
- 2) 燃烧导致支板后缘区域压力升高更快, 致使压阻减小, 支板的热试阻力比冷流阻力小;
- 3) 支板的热试阻力随当量比的增加而减小;
- 4) 带有尾部交错几何结构的支板能更好地增强燃料与来流的混合, 增强燃烧.

参考文献:

[1] Rogers R C, Capriotti D P, Guy R W. Experimental sur personic combustion research at NASA Langley [R].

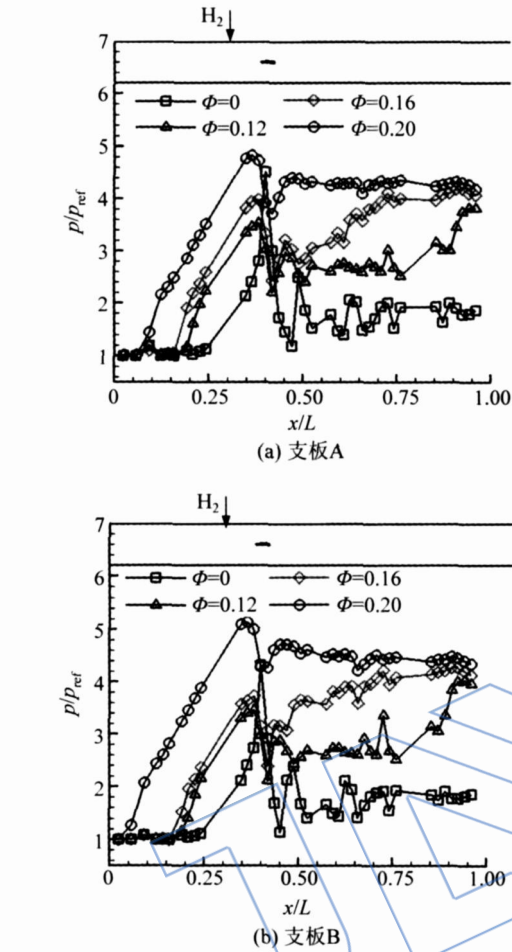


图 11 燃烧状态下燃烧室壁面压力分布
Fig. 11 Pressure distribution along combustor wall under combustion condition

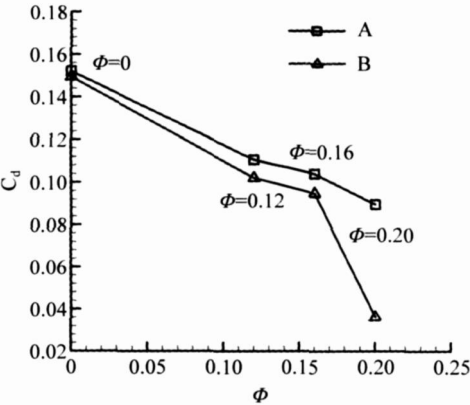


图 12 不同当量比下支板阻力系数比较
Fig. 12 Comparison of drag coefficients of struts under different equivalence ratios

AIAA 1998-2506

[2] Semenov V L. The possibility investigation of strut fuel feed system use in scramjet combustors on results of tests with hydrocarbon fuel[R]. AD A332687, 1997

[3] Koder M, Sunami T, Scheel F. Numerical study on the supersonic mixing enhancement using streamwise vortices [R]. AIAA 2002-5117

[4] 俞刚, 李建国. 氢/空气超声速燃烧研究[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(1): 1-12

YU Gang, LI Jianguo. Investigation on supersonic combustion of hydrogen/air [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1999, 13(1): 1-12 (in Chinese)

[5] 余勇, 丁猛, 刘卫东, 等. 煤油超音速燃烧的试验研究[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(1): 1-4

YU Yong, DING Meng, LIU Weidong, et al. Experimental study of supersonic combustion of kerosene[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(1): 1-4 (in Chinese)

