CSTAM 2010-0037

航空煤油超声速稳定燃烧贫富油极限实验研究

王晶，范学军，李建国，俞刚

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第三届高超声速科技学术会议

2010 年 10 月 25-28 日 江苏·无锡

Copyright © 2007 版权所有 中国力学学会

地址: 北京市北四环西路 15 号　邮政编码:100190　Address: No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190

航空煤油超声速稳定燃烧贫富油极限实验研究

王晶[1,2]，范学军[1,2]，李建国[1,2]，俞刚[1,2]

（1 中国科学院高超声速科技中心 北京海淀区 100190 ）

（2 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室，北京海淀区 100190）

摘要 本文采用了直联式超燃实验平台，以凹腔稳定器为例，在入口马赫数 2.35 燃烧室中，研究了来流总温 1950-2250 K 范围内，单侧凹腔底部喷注超临界态煤油的超声速燃烧特性及火焰稳定性，获得了贫油和富油熄火极限的实验数据，并通过单一的参数 Damkohler 数对熄火极限实验数据进行了拟合。

关键词 航空煤油，超临界态，超声速燃烧，燃烧稳定性，贫富油极限

引 言

超燃冲压发动机燃烧室中的燃烧过程包括燃料与空气的混合、着火、火焰传播和火焰稳定几个主要方面。其中，燃烧室的稳定工作问题是超燃冲压发动机技术能否进一步走向实用的关键性问题之一。由于涉及到流体力学、燃烧学、化学动力学、传热学等多门学科，它是气体动力学领域中最复杂和富有挑战性的研究方向之一。

超声速燃烧火焰稳定机理研究比较复杂，主要内容包括稳焰器流场结构、回流区与主流的质量交换规律、火焰稳定模式及其内在机理和稳定燃烧参数极限等。在火焰稳定研究的应用层面，一个亟待解决的问题是确定各类稳焰机构的稳定燃烧范围。

目前，有关燃烧稳定性极限的研究主要针对的是预混火焰[1-7]。其中比较有代表性的是 Ozawa 开展的一系列工作[2]。Ozawa 等人通过系统的理论分析表明，各种稳焰结构的稳定燃烧区域分别存在一个贫油与富油熄火极限，其当量比可以通过一个单一的参数，也即 Damkohler 数的倒数来很好地拟合。Damkohler 数是流动特征时间(例如驻留时间)与化学反应特征时间(例如点火延迟)的比值。流动特征时间和稳焰区域主流的质量交换率息息相关，化学反应特征时间可以通过反应物的温度和压力来确定。在此基础上，Marrison 等[7]进一步发展了一个可以用于稳焰装置参数设计的理论模型 。该模型把稳焰区直接当作一个 “完全搅拌反应器”(Well-stirred reactor, WSR)，并采用简化反应机理计算该 WSR 的熄火极限，然后通过 Ozawa 的火焰稳定极限拟合关系确定对应极限下回流区的流动特征时间与稳焰装置的具体几何参数。由于完全忽略燃料的具体喷注位置对火焰稳定极限的影响，Marrison 模型的具体应用受到一定限制。Driscoll 等人[8-11]的最新理论与实验研究表明，对于超声速气流中的凹腔稳焰流动等非预混火焰，“完全搅拌反应器”模型并不适用，但通过选择恰当的化学反应特征时间，氢气、甲烷、乙烯与乙炔等燃料的贫油熄火极限也可以获得类似 Ozawa 公式那样的单一拟合曲线，所不同的是，该极限还与具体的喷油位置有关[11]。总的来看，燃料稳定性的实验研究不多，目前小分子燃料的实验数据离散性比较大，至于煤油等复杂碳氢燃料的稳定性研究几乎空白。

本文利用直联式超声速燃烧实验平台，以凹腔稳定器为例，开展了不同来流条件下超临界态航空煤油的燃烧稳定性机理与规律的实验研究。

1 实验装置

1.1 直联式超声速燃烧试验平台

火焰稳定性的实验研究在力学所的直联式超燃试验平台上进行。该平台由空气加热器、设备喷管，多功能模型燃烧室以及煤油加热与

输运系统组成。整个实验的运行，控制与数据采集可实时显示，由一台计算机完成。

“烧氢补氧”空气加热器可以提供总温 800–2100 K、 总压 0.7–1.3 MPa.的空气来流条件。采用了马赫数 2.35 的设备喷管，相应的喷管喉道尺寸为 23.9 mrn×51 mm。

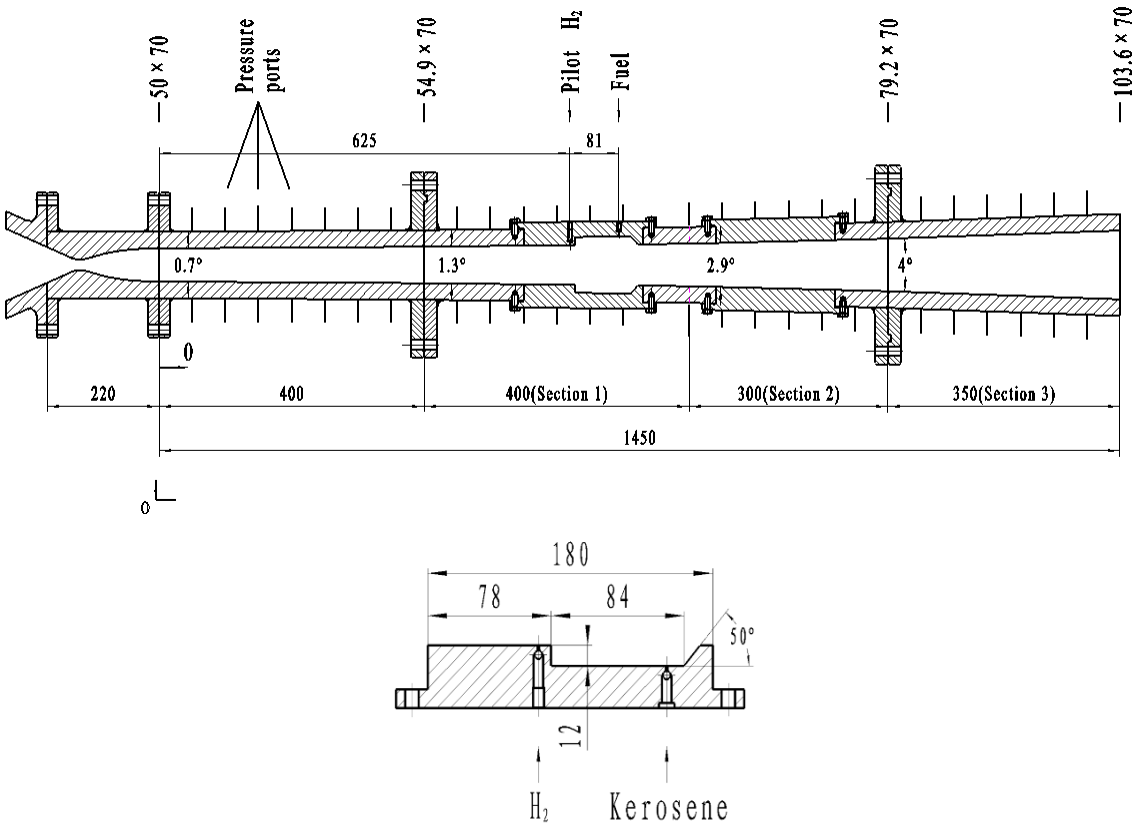

图 1 超声速模型燃烧室及喷油堵块结构示意图（图中尺寸为毫米）

多功能模型燃烧室，如图 1 所示，入口高度与宽度分别为 51 mm 与 70 mm，总长度约 1450 mm，包括一个扩张角为 0.7 度的等截面隔离段(其起点“0”将作为壁面静压测量曲线的原点)、一个扩张角 1.3°的燃烧室、以及两个角度分别为 2.9°和 4°的扩张段。燃料室安装两个燃料喷注与凹腔稳焰一体化模块，每个凹腔深度 12 mm, 后掠角 50 度，长深比约为 7。一个直径为 4.0 mm 的喷油孔位于凹腔内。为了保证点火，在凹腔上游安装了 5 个口径为 1.0 mm 的喷孔，用于诱导氢的喷注，入射方向均垂直于燃烧室壁面。诱导氢的流量基本保持恒定在 3.6 g/s，当量比约为 0.09。凹腔底部安装了一个口径为 4.0 mm 的喷油孔，用于燃料的喷注。实验采用是单侧喷油和诱导氢。

空气主流的驻点温度与压力测量分别采用 B 型热电偶与 CYB-10S 型压力传感器测量。燃烧室壁面静压采用 Motorola MPX22000 压力传感器测量。这些压力与温度测量误差均不超过 3%。

整个试验装置垂直安装在一个可以上下左右移动的平台上。在平台底部，以等边安装了三个上海天沐公司的 NS-TH3 型重量传感器，用于检测试验过程中整个装置推力的变化。该系统最大测量量程达 7500 N，精度 0.2%。推力参数将用于试验中燃烧室性能的评估。

1.2 煤油加热与输运系统

超临界煤油的制备采用煤油二级加热与输运系统。如图 2 所示。其中，第一级采用储热式加热方式，可以把约 0.8 kg 煤油加热到约 570 K 而不产生结碳，加热时间约需 10-15 分钟。第二加热器采用连续运行方式，实验前预热至 750 K 温度。煤油通过该加热器的驻留时间很短，约 4 秒钟，煤油的裂解和结碳均可以

忽略。加热过程中，压力均维持在超临界压力。

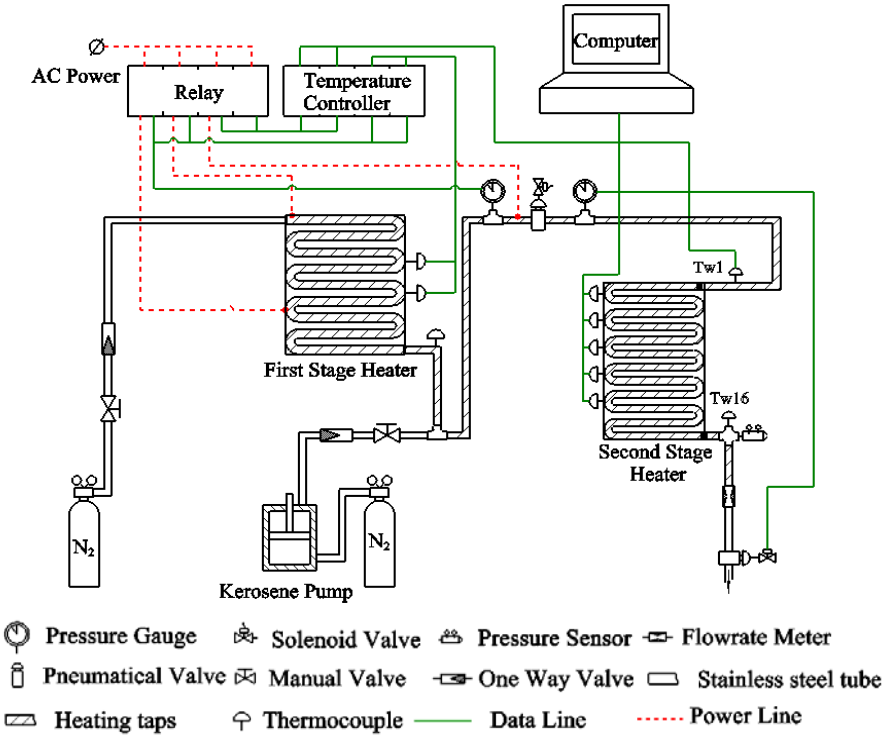

图 2　煤油二级加热与输运系统

加热器的运行控制由分别装在第一，第二级加热器出口的两台高温气动阀(Swagelok，model.SS10VM)完成。运行时，第一级加热器将煤油在指定的压力下加热到 570 K，第一个气动阀打开，热煤油进入第二级加热器，第二个气动阀并不马上打开，根据加热温度的不同，设定一个 2～4 秒的延迟，以使压力与温度达到一个稳定值。

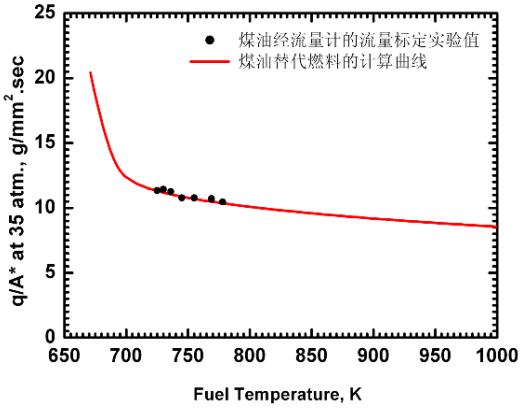

图 3　超临界煤油经 2.55 mm 和 3.08 mm 口径的流量计的流量标定曲线（图中的压力 P 单位为 MPa）

为了监视管壁和管内煤油的温度，对加热器的温度分布进行负反馈控制，图 3 所示的加热器上安装 K 型热电偶。有的焊在管壁，有的插入管的内部直接测量煤油的温度。

超临界态煤油的流量采用音速流量计来标定与测量，具体的标定方法参考文献[12]，标定数据见图 3，为了确定流量与温度的关系，图中流量均以 3.5 MPa 压力为基准，即除以实际的压力(MPa)再乘以 3.5MPa。从图中可以看出，当用压力归一化后，超临界态煤油的流量基本上收敛到同一条曲线上。图 4 中也给出了一条针对没有裂解煤油替代模型的计算曲线[12]。该替代模型，按摩尔数计算，包含 63%的正十烷，30%的三甲基环己烷以及 7%的丙基苯。计算方法采用广义的计算结果与实验结果吻合得很好，但随着裂解的发生，偏差逐渐增加。

为了适应不同的流量要求，实验中采用了 2.55 mm 和 3.08 mm 口径的流量计用于超临界态煤油流量控制与测量。经过标定后的流量计的测量误差控制在 5%以内。

1.3 稳定燃烧的判断依据

实验中采用诱导氢技术辅助点火，在燃料点火 1.0 s 后将诱导氢关闭，观察煤油燃烧 3.5 s 稳定性情况。具体时序为：诱导氢气 3.5 s 进

入，5.0 s 关闭；超临界态煤油 4.0 s 进入，8.5 s 停止。稳定燃烧的判断依据，具体见图 4。图 4 是诱导氢气的压力和燃烧稳定、熄灭以及临界三种情况下凹腔内 X = 700 mm 的静压随时间变化情况。实验中，5.0 s 关闭氢气，由于阀门关闭会延迟以及调压阀存在放气过程，这一时间大约为 0.6-0.8 s，所以如果凹腔内的静压约在 5.8 s 前后下降，说明煤油无法维持稳定燃烧；实验中的超临界煤油在 8.5 s 关闭，所以静压至 8.5 s 一直未下降的情况属于稳定燃烧；6.0s-8.5 s 之间静压发生变化的为临界状态。

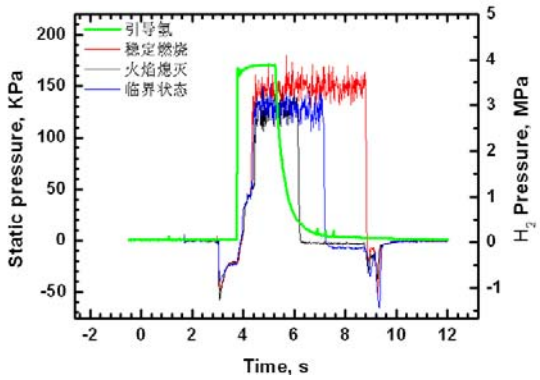

图 4　实验中诱导氢气的压力和燃烧稳定、熄灭以及临界三种情况下凹腔内 X=700 mm 的静压随时间变化情况

2 实验结果与讨论

实验操作模式为在某一温度的空气来流条件下，改变燃料的不同当量比，确定此温度下燃烧室稳定燃烧的上下极限；之后再改变来流温度，最后给出煤油超燃火焰稳定发生的范围。

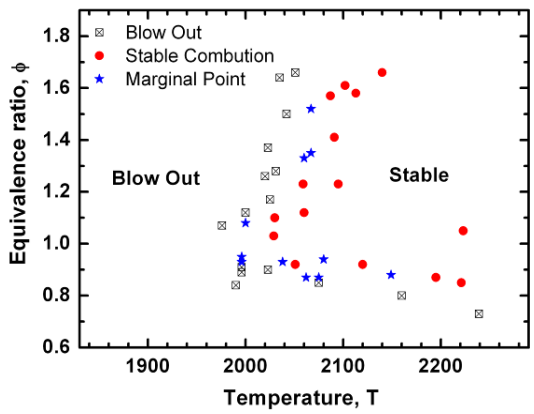

图 5　实验中煤油当量比与总温的关系曲线

实验在空气来流马赫数约为 2.35，总压维持在 1.12-1.15 MPa 之间，总温根据实验的要求通过调节各路气体的流量而在 1950-2250 K 范围内变化，空气流量范围 1200-1500 g/s；燃料流量 65-140 g/s，当量比从 0.5 到 1.7 之间进行调整，燃料油温 755-765 K 和油压 3.5-5.5 MPa。

图 5 是实验中，稳定燃烧、熄灭或临界状态下，煤油当量比与总温的关系曲线。由图我们可以看出，来流总温越高，稳定燃烧的煤油当量比范围越大。并且能够判断，稳定燃烧区域分别存在一个贫油和富油的熄火极限。

将决定火焰稳定性的主要参数之一 Damkohler 数，即流动特征时间与化学反应特征时间的比值，其计算方法目前没有一个统一的标准。这里，我们采用了 Ozawa 的分析方法，流动特征时间为燃烧室凹腔的长度与来流空气的速度的比值，化学反应特征时间通过反应物的温度和压力来确定，具体的公式如下：

$$D_a = \frac{d_e}{d}\frac{2h_s}{u_0}\frac{P}{14.7}\left(\frac{T}{10}\right)^{\frac{3}{2}}$$

其中是 d_e/d 与火焰稳焰器构型有关的常数，我们采用的是二维台阶凹腔，参考文献[7]将其定为 0.5，P，T 分别为燃烧室静压和静温。由于喷管马赫数不变约为 2.35，并且我们控制实验总压范围变化不大，故静压相差比较小，所以静温就是决定 Damkohler 数大小的重要参数。

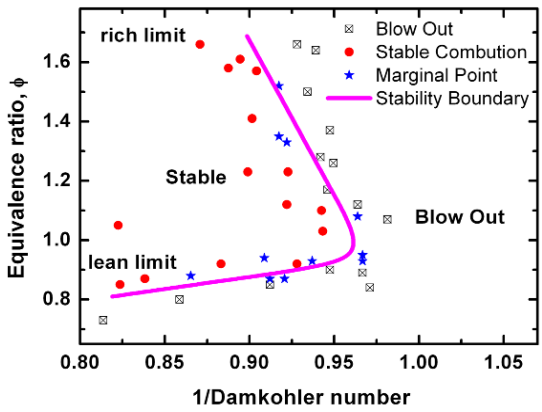

图 6　实验中煤油当量比与 Damkohler 数的关系曲线

图 6 是燃料当量比与 Damkohler 数的倒数的关系曲线。由图可判断，随着静温的降低，即 Damkohler 数倒数的变大，煤油稳定燃烧范

围也越来越窄，这种趋势与前人报道的预混火焰稳定性燃烧的贫富油熄火极限相一致，但他们的曲线上下极限一般为对称结构，而我们的实验结果却与之不同：大当量比的情况下，熄火极限对温度变化即 Damkohler 数的变化比较灵敏；低当量比下，不同温度下的稳定范围差别不大。特别需要注意一点，当煤油当量比低于 0.8 时，实现其稳定燃烧已很困难。这些实验现象说明，在存在高速流动来流的超燃环境中，影响燃烧稳定的主要参数比预混火焰的更复杂，此方面的分析还有待于深入研究。

3 结　论

超声速燃烧冲压发动机的是否能够正常运行，其中燃烧室工作的稳定性至关重要，但目前对此方面的研究还不够深入，并且缺乏实际应用背景下的火焰稳定器的燃烧稳定参数范围的数据。为此，本文开展了以凹腔稳焰器为例，不同来流条件下，超临界态煤油超燃火焰稳定范围的研究工作。

实验表明，空气来流总温在超燃火焰稳定中起着重要作用，温度越高，煤油稳定燃烧的当量比范围越大。稳定燃烧的贫油和富油熄火极限可以通过煤油当量比与 Damkohler 数倒数的关系来很好的拟合。其中，富油熄火极限对温度的依赖性更大。

目前来看，需要进一步积累实验数据。接下来的工作，摸索不同的实验条件下，如单侧凹腔台阶前喷油，双侧喷油等等，煤油超燃稳定发生的范围，得出一系列具有对比性或共性的结果及规律进行分析讨论。弄清楚超声速流场中稳定燃烧极限及其依赖因素，希望为工程设计提供实验技术和实验数据。

致谢

本文的研究得到了国家创新群体科学基金（10921062）的资助。实验得到了孟令瑾和魏雪松等同志的技术支持。作者在此表示衷心的感谢！

参考文献

1.Gruber, M. R.; Baurle, R. A.; Mathur, T.; Hsu, K.-Y., Fundermental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors, *Journal of Propulsion and Power* **2001,** 17, (1), 146.

2.Ozawa, R. I., Survey of Basic Data on Flame Stabilization and Propagation for High Speed Combustion Systems, *U. S. Aor Force AFAPL Technical Report TR-70-81* **1970**.

3.Plee, S. L.; Mellor, A. M., Characteristic Time Correlation for Lean Blowoff of Bluff-Body Stabilized Flames, *Combust. Flame* **1979,** 35, (1), 61.

4.Kundu, K.; Banerjee, D.; Bhaduri, D., Theoretical Analysis on Flame Stabilization by a Bluff-Body, *Combustion Science and Technology* **1977,** 17, (1), 153.

5.Baxter, M. R.; lefebvre, A. H., Flame Stabilization in High-Velocity heterogeneous Fuel -Air Mixtures, *Journal of Propulsion and Power* **1992,** 8, (6), 1138.

6.Huh, H.; Driscoll, J. F., Shock-Wave Enhancement of the Mixing and Stability Limits of Supersonic Hydrogen-Air jet Flames, *Proceeding of the Combustion Institute* **1996,** 26, 2933.

7.Morrison, C. Q.; Lyu, H. Y.; Edelman, R. B., Fuel Senditivity Studies based on a Design System for High Speed Airbreathing Combustor, *ISABE 99-7235* **1999**.

8.Driscoll, J. F.; Rasmussen, C. C., Correlation and Analysis of Blowout Limits of Flames in High-Speed Airflows, *Journal of Propulsion and Power* **2005,** 21, (6), 1035.

9.Rasmussen, C. C.; Driscoll, J. F.; Hsu, K.-Y.; Donbar, J. M.; Gruber, M.; Carter, C. D., Stability Limits of Cavity-Stabilized Flames in Supersonic Flows, *Proceeding of the Combustion Institute* **2004,** 30, 2825.

10.Rasmussen, C. C.; Dhanuka, S.; Driscoll, J. F., Visualization of Flameholding Mechanisms in a Supersonic Combustor Using PLIF, *Proceeding of the Combustion Institute* **2007,** 31, 2505.

11.Chadwick, C.; Rasmussen, C. C.; Driscoll, J. F., Blowout Limits of Flames in High-Speed Airflows:Critical Damkohler Number, *AiAA Paper 2008-4571, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July* **2008**, *Hartford, CT.*

12.Fan, X. J.; Yu, G.; Li, J. G.; Zhang, X. Y.; Sung, C. J., Investigation of Vaporized Kerosene Injection and Combustion in a Supersonic Model Combustor, *J. Propul. Power* **2006,** 22, (1), January-Feburary.

Experiments on the Supersonic Stable Combustion Limits of Aviation Kerosene

WANG Jing[1, 2], FAN Xuejun[1, 2], LI Jianguo[1, 2], YU Gang[1, 2]

(1 Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(2 Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China）

Abstract In the present study, supersonic combustion performance and flame stability by injecting supercritical kerosene through cavity bottom into a Mach 2.35 crossflow at various preheat temperatures and pressures were investigated experimentally. The lean and rich blowout limits of cavity-stabilized flames were summarized. It was found that the best correlation of the limit data was achieved by using the Damkohler number.

Key words aviation kerosene, supercritical state, supersonic combustion, combustion stability, lean and rich blowout limits