

凹腔火焰稳定器流场数值模拟及其性能分析

孙晓峰 王春 姜宗林

(中科院力学研究所高温气动实验室, 100190)

摘要: 凹腔火焰稳定器在超燃燃烧室的设计中应用广泛, 本文数值模拟了几种具有横向收缩比的凹腔火焰稳定器的冷态流场, 分析其内部流动模式, 探讨三维流向涡形成的机理, 并分析研究了其阻力系数、总压损失以及凹腔内燃料和空气的混合速率等重要的性能参数。

数值方法采用 NND 差分格式求解 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型修正的 RANS 方程。作为程序的验证, 计算了在马赫数为 2、3、4、5 的情况下长深比为 2 矩形典型凹腔的流场分布。计算结果表明本程序对于超声速凹腔流动流场的模拟是十分有效的。

一、引言

超燃冲压发动机作为高超声速飞行一种可能的推进装置, 具有很好的发展态势和应用前景。目前国内外对超燃冲压燃烧模式做了大量的研究, 取得了很多重要的成果, 但是到超燃冲压发动机的工程应用, 在技术上至今仍存在着很多障碍。由于燃烧室中的气流速度很高 (马赫数大于 1), 使燃料和空气充分混合并稳定燃烧是很困难的。从燃料喷嘴的设计到火焰稳定器的构型, 人们对多种装置下的燃烧室布局进行了大量的研究。其中一个问题是, 燃料混合效率和总压损失之间的矛盾关系。

俄罗斯 CIAM 首先在超燃燃烧室应用凹腔作为火焰稳定器, 得到的实验数据表明凹腔对火焰自点火和稳定很有效。由于凹腔具有的自激振荡效应, 使之有望成为集燃料喷射, 混合强化和火焰稳定为一体的装置。为了探讨更有效的凹腔结构, 本文考虑几种具有横向收缩比的凹腔结构, 进行冷态流场数值模拟。

二、数值计算

数值方法采用空间二阶 NND 有限差分格式, 模拟湍流项修正的 RANS 方程组, 湍流模型使用 $k-\varepsilon$ 双方程模型。计算使用气体模型为空气 (21%O₂, 79%N₂), 来流静温 300k, 静压为大气压力 (101325pa), 来流马赫数为 2.0。鉴于有观点认为 $k-\varepsilon$ 模型在计算中过高估计涡粘性, 导致非定常振荡的计算效果不理想, 本文暂不研究凹腔的非定常振荡效应, 所有案例计算结果均为定常流场。

三、计算案例及其结果

3.1 矩形凹腔

典型矩形凹腔数值计算: 对长深比为 2 的矩形凹腔进行了马赫数为 2、3、4、5 情况下的数值模拟。如图 1 所示, 计算结果和已有的数值结果相一致, 说明程序对这种流动的计算结果是可靠的。表 1 说明了随马赫数增长, 凹腔阻力系数下降, 总压恢复系数下降。

表 1

Ma	2.0	3.0	4.0	5.0
凹腔阻力系数	0.0336	0.0231	0.0149	0.0094
总压恢复系数	0.9606	0.9487	0.9363	0.9206

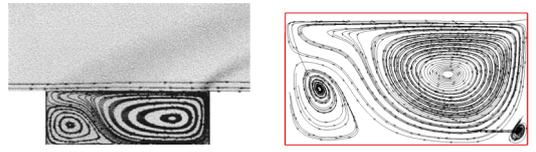


图 1 矩形凹腔基本流场案例

凹腔阻力系数定义为：
$$\xi_{cavity} = \frac{F_{cavity} / A_{cavity}}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 / 2}$$

其中 F 为凹腔阻力，A 为凹腔截面积， ρ_{∞} 和 V_{∞} 为来流密度和速度。

总压恢复系数定义为：
$$\eta_{p0} = \frac{\iint P_{0out}}{P_{0in} \times S}$$

其中 S 为燃烧室截面积，P0 为进口和出口总压。

3.2 几种三维构型

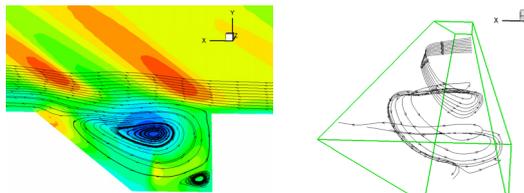


图 2 三维构型 A。侧向不均匀凹腔产生的三维螺旋形涡结构流场

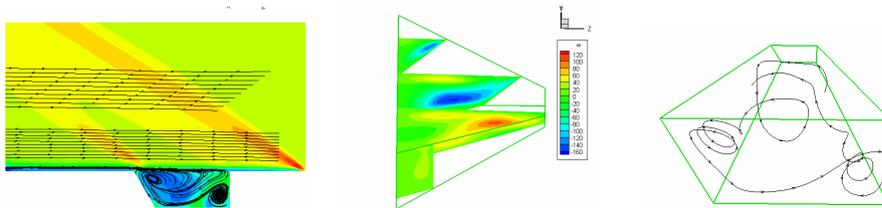


图 3 三维构型 B。依次为对称面流线分布，侧向速度 W 分布云图，凹腔典型流线

改变了长深比，由于凹腔内部不再是单一的涡结构，侧向的不均匀性强化了涡之间的相互作用，出现了较为复杂的流场结构。

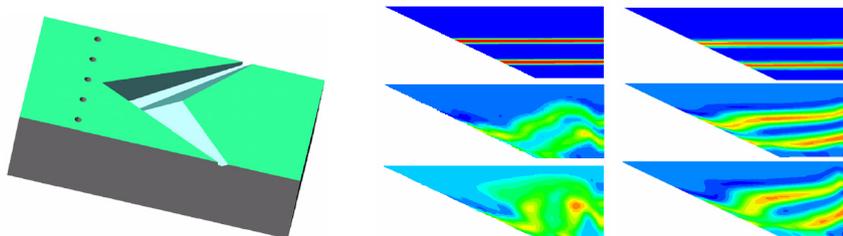


图 4 三维构型 C“燕尾槽”构型，和组分分布云图

同样出现了三维螺旋涡结构。由于较大的后掠角，从对称面至凹腔末端的侧向流动更强。为了观察其混合效果，当流场定常后，在不影响流场流动的情况下，人为改变部分区域的组分比例作为标记，并随时间追踪其分布。上图为，同时刻二维结构凹腔和燕尾槽对称面上的组分变化云图。从中可以看出，在标定组分后同时刻，“燕尾槽”组分变化更均匀，说明其混合能力更强。但是在不考虑稳焰效果的情况下，其总压恢复性能较二维凹腔偏低（分别为 0.938 和 0.956）。这主要由于从凹腔末端向上导出流体在主流中形成了压缩波所致。

四、主要结论

1. 矩形凹腔流场结果，表明凹腔内基本流动形式不随马赫数变化。随马赫数增加，凹腔阻力系数减小，总压恢复系数减小。
2. 侧向收缩的凹腔内具有较为复杂的流动形式，往往存在三维的涡结构。
3. 三维涡结构侧流的方向很大程度上受后掠角影响。
4. 当改变长深比，凹腔内具有不止一个大尺度涡结构时，不同的涡之间会由于侧向上的不均匀性相互作用，造成更复杂的流动模式。
5. “燕尾槽”具有明显的混合提升能力，但是其总压恢复性能较差。

参 考 文 献：

- 1 Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors, M.R.Gruber , et al, Journal of propulsion and power ,Vol.17,No.1,January-February 2001
- 2 A study of Recessed Cavity flowfields for supersonic combustion applications, R.A .Baurle, et al, AIAA, 1997
- 3 Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview, Ben Yakar et al, Journal of propulsion and power,Vol.17,N0.4. July – August 2001
- 4 Numerical investigation on the flowfield of “swallowtail” cavity for supersonic mixing enhancement, C.Wang et al, Acta Mech Sin (2009)