

新型凹腔火焰稳定器——“燕尾槽”流动特性研究

孙晓峰 王春 姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气体动力学实验室, 100190)

摘要: 超燃冲压发动机作为一种吸气式推进装置, 在未来高超声速飞行中具有良好的应用前景。其中, 燃烧室的设计是超燃冲压发动机的核心技术, 但是由于空气来流速度高, 燃料在燃烧室中停留时间短, 燃料和空气不能够有效的混合, 导致发动机燃烧效率较低。

1993年, 俄罗斯 CIAM (中央航空发动机研究院) 设计了壁面凹腔作为火焰稳定器, 并在俄/法联合实验中成功应用。目前, 一种后壁有倾角的二维结构壁面凹腔已经被大量研究, 研究结果表明, 凹腔内形成的高温低速回流区可以起到稳定火焰的作用。但是同时由于凹腔内回流区较强的封闭性, 致使凹腔内部和超声速主流之间质量交换率较低, 混合强化能力有限; 在凹腔上游设置燃料喷孔时, 燃料/空气混合层不能很好的扩展。针对这种不足, 本文数值研究了一种具有侧向收缩比和后掠角的三维结构壁面凹腔——“燕尾槽”在超声速燃烧室中的流动特性, 并和经典二维结构凹腔进行对比。结果显示: “燕尾槽”诱导产生了一种三维的涡结构, 燃烧室边界层流体被卷入到“燕尾槽”内部, 沿螺旋线向外侧下游流动。在上游添加燃料射流时, 发现“燕尾槽”内的燃料浓度大于二维壁面凹腔, 表明这种三维的涡流动具有更好的混合强化能力。

关键词: 超声速燃烧, 超声速混合, 壁面凹腔, 数值模拟

1 引言

在超燃冲压发动机的设计中, 燃料的注入和混合是十分重要的。为了使发动机有一定的燃烧效率, 燃料和空气必须在分子层次上有较好的混合。而由于超燃冲压发动机燃烧室内气流速度高, 燃料和空气停留时间有限, 仅有毫秒量级, 导致燃料和空气很难充分混合。1993年, 俄罗斯 CIAM 设计的超声速壁面凹腔作为一种火焰稳定器在俄/法联合进行的飞行试验中成功应用, 近来, 凹腔被期望作为一种集燃料喷射、火焰稳定、混合强化为一体的装置而被大量研究。

壁面凹腔的存在会大大影响超声速燃烧室中的空气流动, 壁面凹腔内会形成回流区, 这个回流区可以增加凹腔内气体的驻留时间, 当驻留时间大于化学反应时间时, 可以起到稳定火焰的效果。由于凹腔诱导流动分离产生的阻力损失大大小于钝体结构产生的阻力, 因此相对于钝体火焰稳定器, 其应用更适用于高速流动。

壁面凹腔诱导下的超声速流动, 按照其剪切层附着特性可分为开口式流动和闭口式流动。如图 1 所示, 当凹腔长深比 $L/D < 10$, 剪切层从前缘分离角形成跨过整个凹腔并附着于后壁面上, 即开口式流

动; 当凹腔长深比 $L/D > 10$ 时, 剪切层侵入凹腔并在某个位置附着于底面上, 即闭口式流动。一般而言, 由于闭口式凹腔总压损失过大, 所以在应用中大多采用开口式凹腔。

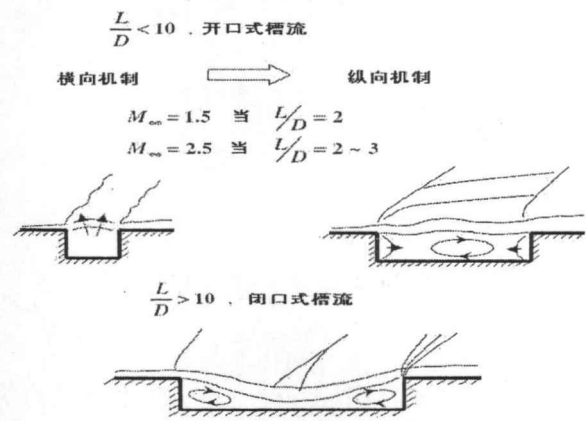


图 1. 长高比(L/D)不同时流过凹腔的流场

图 1. 长深比(L/D)不同时凹腔流场

1956年, K. Krishnamurty 发现了超声速凹腔流动存在的自激声学振荡效应, 这种自激振荡被认为有助于强化空气和燃料的混合, 但是另外一方面这种振荡也会成为燃烧不稳定性存在的一个重要因素。本文从改善定常流场结构的流动特性出发, 关注凹腔诱导流场的混合强化能力。为此, 对一种具有三维结构的壁面凹腔——“燕尾槽”在超声燃烧

室中的冷态流场进行了数值研究。结果表明, 这种具有侧向收缩比和后掠角的凹腔结构诱导产生了一种三维螺旋涡, 这种流动对于凹腔混合能力的提高具有重要意义。

鉴于凹腔在燃烧室设计中的重要性, 目前凹腔几何结构对流场的影响已经被大量研究。Ben yaker 等人曾对此做了数值和实验上进行了深入研究, 并做了系统总结。研究结果认为: 燃料在凹腔内的驻留时间、凹腔内回流区的大小主要受凹腔深度的影响, 这代表了凹腔的稳焰性能; 而燃料卷入凹腔的程度和燃料空气混合剪切侧的扩展则受凹腔长度的影响较大; 而后壁面有倾角的凹腔的流场则更易于流场的稳定。当添加燃料射流时, 目前的研究表明, 在凹腔上游增加横向(有/无倾角)射流喷孔是一种可行的方案。

凹腔作为超然冲压发动机燃烧室中重要构成部件, 其结构设计对发动机性能意义重大。一个比较合理的设计思路是: 在保证总压损失足够小的同时, 通过调整凹腔的几何外形来控制流场, 达到强化燃料和空气之间的掺混程度并最终提高燃烧效率。

2 数值计算

2.1 控制方程

控制方程为 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型修正的多组分流体运动方程组, 包括质量守恒方程, 动量方程, 能量方程, 和组分输运方程。一般坐标下可写为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} + S \quad (1)$$

其中 U 为守恒量; F 、 G 、 H 为对流项; F_v 、 G_v 、 H_v 为粘性项; S 为湍流模型源项。所用到的与运输性质有关的参数可以分为层流部分和湍流部分之和, 如粘性系数、导热系数和扩散系数:

$$\mu = \mu_L + \mu_T, k = k_L + k_T, D_k = D_{kL} + D_{kT} \quad (2)$$

层流和湍流的普朗特数分别取为 0.72 和

0.9。层流粘性系数 μ_L 假定为温度的函数并简单的由 Sutherland 公式得到:

$$\mu_L = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1.5} \frac{T_0 + C}{T + C} \quad (3)$$

式中 $T_0 = 288.25\text{K}$, $\mu_0 = 1.7894 \times 10^{-5} \text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$, $C = 110.4\text{K}$ 。湍流粘性系数可由湍流涡粘性模型计算, 如下:

$$\mu_T = f_\mu C_\mu \frac{\rho k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$

导热系数湍流项和扩散系数湍流项可以由下式得到:

$$k_T = \frac{C_p \mu_T}{Pr_T}, D_{kT} = \frac{k_T}{\rho Sc_T} \quad (5)$$

混合物比热和气体常数等参量可由气体组分浓度加权计算。

2.2 离散方法

对流项离散采用二阶精度的 NND 有限差分方法, 粘性项使用二阶中心差分离散。

2.3 来流条件

无燃料时, 来流流体为空气; 空气来流马赫数为 2.5, 静温 400K, 静压为一个标准大气压。有燃料时, 燃料为气态氢气; 氢气射流出口马赫数为 1, 静温为 250K, 出口静压为 2.5 个标准大气压。

2.5 网格分布

使用代数网格生成法, 生成结构化网格。网格分为主流区和凹腔两个区域, 在交界面上使用重叠网格技术, 迭代过程中插值进行数据交换。

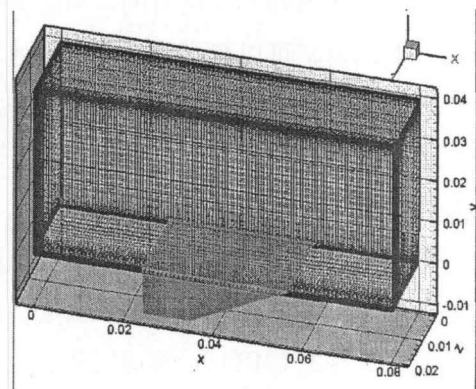


图 2. 计算网格划分

2.6 代码验证

本文的主要目的是研究一种侧向有收缩比和后掠角的燕尾槽够早的流场的混合能力。为了说明数值方法的适用性和程序代码的可靠性，以 Gruber 等人做的研究模型为例子，进行验证。

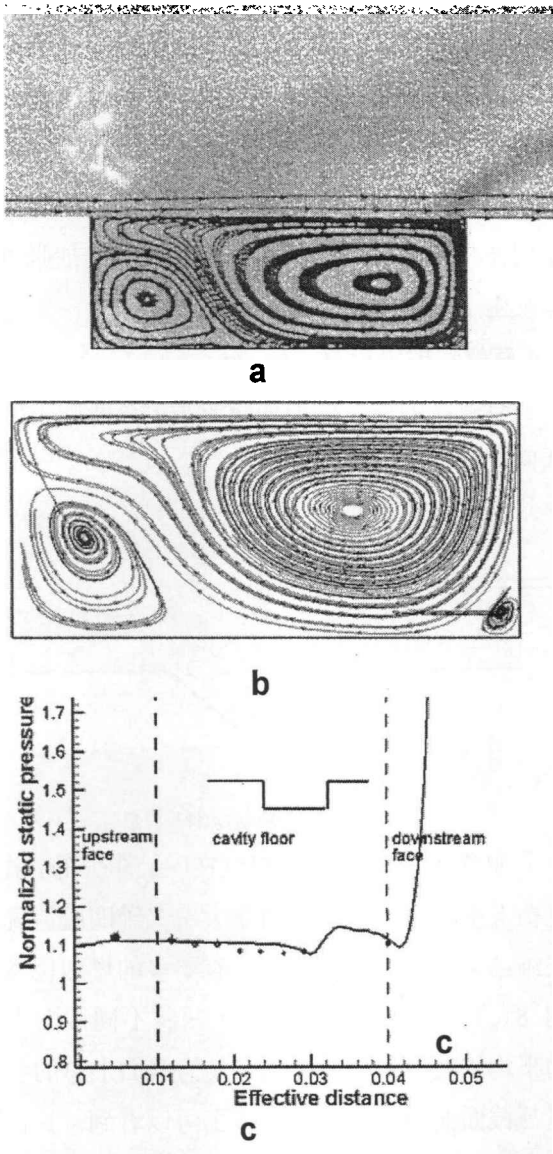


图 3. 代码验证 (a, Gruber 等人计算结果; b, 本文计算结果; c 本文计算凹腔壁面压力和 Gruber 实验对比)

3 数值结果及分析

3.1 计算使用的几何结构, 计算条件

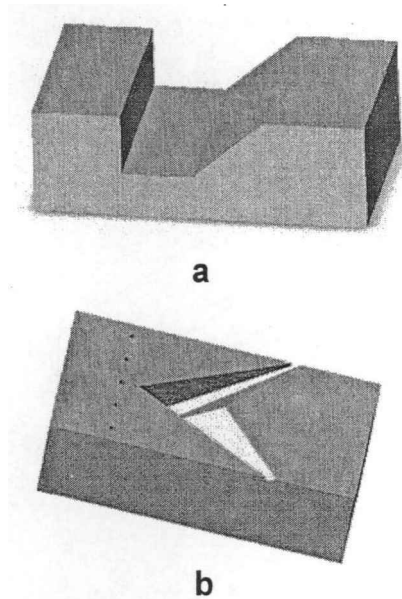


图 4. 计算几何构型, a, 二维壁面凹腔; b, “燕尾槽”壁面凹腔

基于上述验证结果, 认为本研究方法对于本问题是适用的。本文计算使用的超声速壁面凹腔如图 4 所示, 分别为一种典型的二维结构凹腔, 和新式结构的“燕尾槽”。

3.2 流场结构分析

计算结果如图 5 所示, 可以看到在凹腔内部形成了低速回流区, 回流区的存在对于稳定火焰有着至关重要的作用。剪切层跨过凹腔并在后壁面上附着, 说明流动为“开口式”流动。

二维凹腔流场结构形成驻定回流涡结构, 和当前已有研究结果一致; 在三维结构的“燕尾槽”中形成了三维螺旋涡结构: 主流底部边界层流体被卷入到“燕尾槽”内部, 并沿螺旋线向外侧流出。其流动方式不仅会有纵向截面上的搅拌效果还有侧向上的抽吸作用。

3.3 混合速率对比

在燃烧室内, 燃料化学反应的速度远远大于混合速度, 可以认为火焰的有效燃烧主要是由燃料和空气的混合过程来控制的, 因此对燃料和空气的混合问题的研究有至关重要的作用。目前燃料空气混合问题主要存在于: 1. 燃料射流的穿透能力不足, 不能和主流空气进行充分的接触; 2. 侧向扩散能力不够, 所以在设计燃料喷射、混合、稳焰方案时, 应考虑整个燃烧室内的三维流场效应, 强化燃料和

空气的三维混合效果; 3. 二维结构凹腔涡结构较强的封闭性, 使得主流和凹腔内质量交换率低, 限制了凹腔稳焰和混合强化能力。

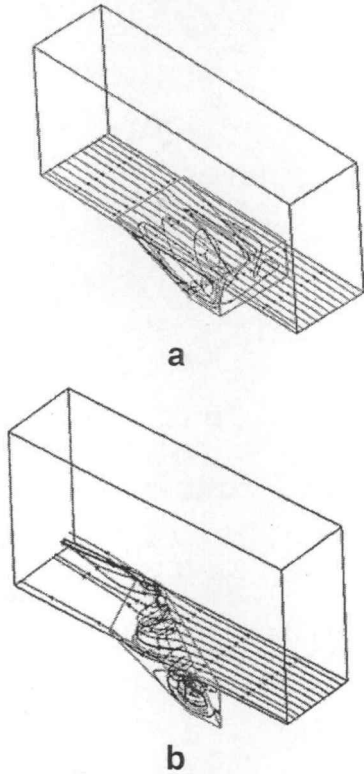


图5. 凹腔流动特性差异 (a, 二维壁面凹腔内部回流; b, “燕尾槽”诱导产生的三维螺旋涡)

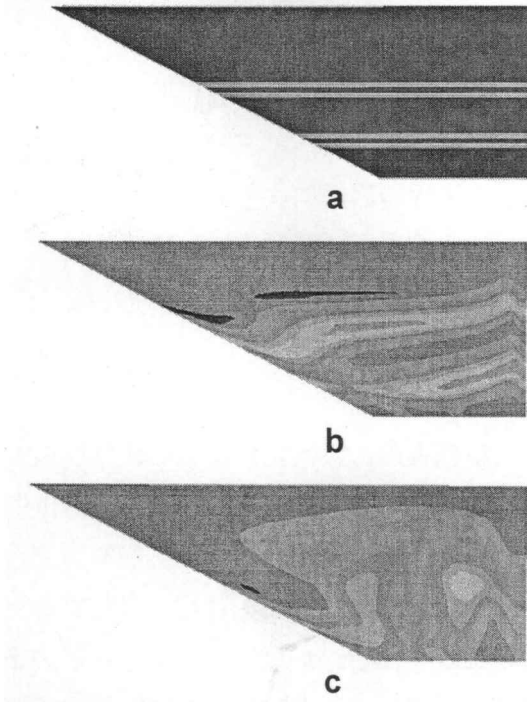


图6. 混合速率比较 (a, 0时刻示踪物质分布; b, 0.013ms后二维凹腔分布; c, 0.013ms后燕尾槽分布)

本文为了分析在两种不同流场下燃料和空气

混合的速率, 采用粒子带示踪的办法随时间变化进行观察流场。具体方法是: 流场达到定常状态后, 在不影响流场运动的前提下, 标记部分区域组分, 即图6(a)为计算初始状态, 然后随时间发展跟踪观察组分分布。从图6(b)和图6(c)可以看到, 在经过同样的时间段之后, “燕尾槽”内组分分布更均匀, 说明其混合扩散过程更快。其混合过程包括湍流流动混合和分子扩散效应, 主要由流动混合控制。而产生这种现象的原因在于: “燕尾槽”内涡结构在平面旋转同时, 还存在着侧向的抽吸流动, 即发生了三维混合效应。

3.4 有燃料射流计算

有射流的计算模型如图所示。在凹腔上游增加横向燃料喷孔, 喷射燃料为气态氢气。

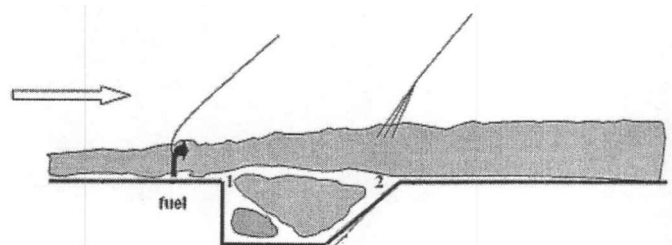


图7. 有燃料射流计算模型

如图8(a)和8(b), 氢气在凹腔中分布, 在“燕尾槽”中的氢气浓度要明显大于二维凹腔。说明在三维结构的“燕尾槽”中, 有更多的燃料侵入。图8(c)两条曲线分别代表了凹腔不同截面上氢气的平均浓度, 平均浓度的定义为截面上总的氢气质量与截面面积之比。从图线上可以看到: 1 在不同位置, “燕尾槽”中氢气平均浓度均大于经典二维凹腔工况, 与图8(a)和8(b)观察结果一致。2 在凹腔上游有喷燃料位置氢气浓度较高, 而没有喷射燃料的位置浓度较低, 这在两种凹腔中是相同的; 3 “燕尾槽”靠外侧部分氢气浓度远高于二维凹腔, 这再次说明其侧向上的输运效果。中心面附近富燃料的边界层流体被更多的捕捉到凹腔内部, 并在侧向方向上向外侧导出, 这个过程使得“燕尾槽”内燃料浓度大于经典2D凹腔工况。可以设想, 进一步调整上游燃料射流强度和喷嘴位置, 使凹腔内大部分区域的燃料浓度都处于接近化学当量比, 进而

将会提高凹腔稳定火焰的能力。

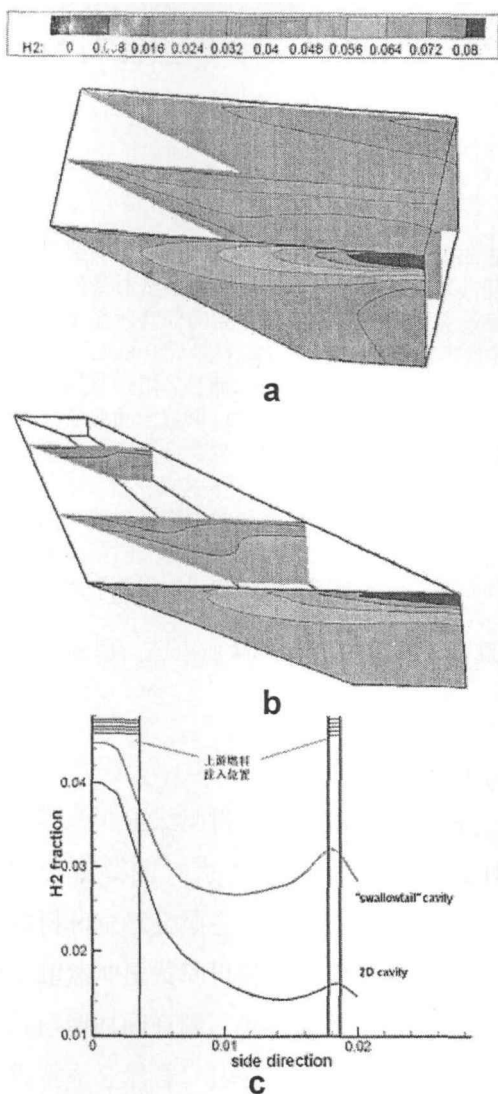


图 8. 凹腔内燃料浓度 (a, 二维壁面凹腔质量分数; b, 燕尾槽内质量分数; c, 凹腔侧向截面平均浓度)

3.4 总压损失

已有的研究认为，超燃冲压发动机燃烧室中总压损失的最主要的来源是燃料的穿透和燃烧释热过程。本文对两种不同流动下沿轴向的总压恢复系数进行了统计，如图 9 所示。总压恢复系数经过密度加权修正，可由下式求得：

$$\eta_{p0}(x) = \frac{\iint \rho_{xyz} u_{xyz} p_{0xyz} dydz}{\rho_0 u_0 p_{0in} \times A_0} \quad (6)$$

结果表明，“燕尾槽”流动和经典二维结构凹腔流动产生的总压损失差异不大。首先开口式凹腔本身是一种总压损失较小的构型，其次经过分析，总压的损失产生的主要原因是燃料喷注诱导的弓

形强激波。

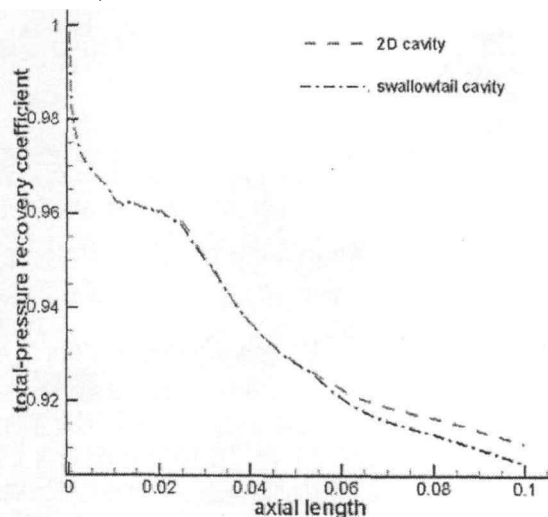


图 9. 轴向总压恢复系数

4 结论

超燃冲压发动机燃烧室中，传统方案使用的二维结构壁面凹腔构造的回流区封闭性较强，凹腔内部和超声速主流质量交换率较低，导致混合强化能力有限。针对这种不足，本文数值模拟研究了一种具有侧向收缩比和后掠角的三维结构的壁面凹腔——“燕尾槽”在超声速燃烧室中的流动特性，并和二维凹腔进行对比。结果显示，“燕尾槽”诱导产生了一种三维的涡结构，燃烧室边界层流体被卷入到“燕尾槽”内部，沿螺旋线向外侧下游流动。在上游添加燃料射流时，发现“燕尾槽”内的燃料浓度大于二维壁面凹腔，表明这种三维结构的涡流动具有更好的混合强化能力。同时相对于二维凹腔，总压损失没有过大的增加。

传统凹腔结构优化主要集中于凹腔长深比，后壁倾斜角和上下壁面高度比等几何参数，而“燕尾槽”从一种新的角度出发，利用侧向结构上的变化诱导产生了三维的涡结构。在保持没有过大增加的总压损失的同时，提高了燃料和空气的混合效率。综合总压损失和燃烧效率两种性能，超燃燃烧室中的壁面凹腔火焰稳定器存在更合理的结构，而三维结构的壁面凹腔是一种有发展潜力的构型。

从超燃燃烧应用的角度说，考虑化学反应是完全必要的。超声速燃烧流场和无化学反应冷态流场

结构有一定区别。作为初步的研究, 目前进行的冷态流动计算有望作为超燃燃烧室构件分析和设计的基础。

参 考 文 献:

- [1] 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机 刘陵, 刘敬华等, 西北工业大学出版社
- [2] 丁猛, 王振国. 凹腔火焰稳定器阻力特性的实验研究
- [3] Cavity Flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets :an overview
Ben-Yakar, Ronald K.Hanson , JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 17, No. 4, July-August 2001
- [4] sound radiation from surface cutouts in high speed flow , K.Krishnamurty, 1956
- [5] Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors. M.R.Gruber, R.A.Baurle, T.Mathur,K.Y.Hsu, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 17, No. 1, January-February 2001
- [6] Adela Ben-Yakar, R.K. Hanson, Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: review and experimental study, AIAA-98-3122, 1998.
- [7] X. Zhang, Compressible cavity flow of oscillation due to shear layer instabilities and pressure feedback, AIAA J. 33(8) (1995) 1404-411.