

超声速壁面凹腔自激振荡的数值研究

孙晓峰, 汪球, 王春

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

摘要 数值研究了冷态及化学反应流动情况下超燃冲压发动机中壁面二维凹腔火焰稳定器流场的非定常特性。模拟了凹腔剪切层的演化发展过程, 并得到凹腔诱导的超声速流场振荡的频谱分布, 计算凹腔上游有燃料射流和有化学反应的工况并对比分析其影响。并结合计算结果阐述了超声速凹腔流动的周期特性和稳焰作用机理。无射流情况下得到的振荡频率和 Rossiter 预测结果一致, 添加射流使剪切层升高且厚度增加, 涡合并过程更充分, 同时压力振荡幅度增大, 频率减小。有化学反应情况下, 释热的作用使剪切层进一步被托高, 厚度进一步增大。

关键词 超燃 凹腔 剪切层 非定常

引言

1.1 研究背景与意义

上世纪 90 年代俄罗斯 CIAM 在超燃冲压发动机中成功使用壁面凹腔作为火焰稳定器之后, 对超声速凹腔的关注日益增多。由于壁面凹腔的引入带来的压力损失远小于其他类型的火焰稳定器, 近年来凹腔被期望作为超燃冲压发动机集火焰稳定、燃料注入和强化混合于一体的装置而被大量研究。燃烧室作为发动机的核心部件, 其设计的重要性不言而喻, 因此超声速凹腔流动的研究对超燃冲压发动机结构设计是十分有必要的。

超声速来流中壁面凹腔诱导的流场, 通过构建组织高温低速的回流区, 使得在凹腔内部产生一个稳定的着火点, 并引燃燃烧室主流区域的大部分燃料, 以维持超声速燃烧能够不被吹熄、持续进行。凹腔上方的剪切层撞到后壁面上, 有一部分流体质量流向下游, 一部分返回到凹腔内部, 燃烧过的高温气体进入凹腔回流区, 在返回上游对燃料混合物加热点火, 体现了作为火焰稳定器的作用。这种周期性撞击对燃料掺混速率和燃烧稳定性有着较大的影响, 也是后壁面压力脉动和凹腔尾迹激波振动的直接原因, 同时也是凹腔阻力产生的一个重要来源。因此这个过程的研究对加深超燃现象的理解也有所裨益。

1.2 超声速流凹腔振荡特性研究进展

Stalling 按照剪切层的分布不同把凹腔分为“开式”、“闭式”和“过渡式”三种结构。“开式”凹腔长深比较小(一般 $L/D < 7 \sim 10$), 剪切层在前缘形成跨过整个凹腔

并附着于后壁面上, 为“开口式流动”; “闭式”凹腔的长深比较大(一般 $L/D > 10 \sim 13$), 在前缘形成的剪切层达到凹腔底面, 并在后缘重新附着, 形成两个封闭的回流区域; “过渡型”凹腔介于两种之间。由于“闭式”凹腔会带来较大的阻力, 实际应用的一般是开口式凹腔。

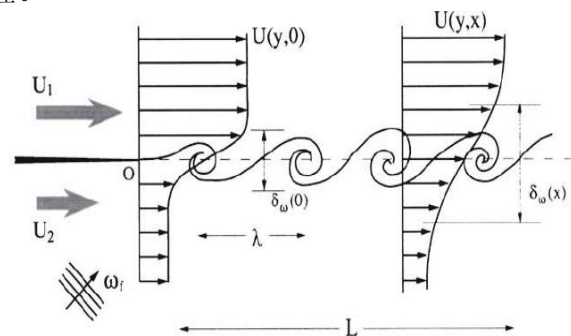


图1 剪切层 Kelvin-Helmholtz 不稳定性发展

超声速气流中的壁面凹腔存在着自激声学脉动现象。1956 年在 Krishnamurty 的博士论文中实验发现了这一现象, 对其进行了研究, 并发现长深比较小的凹腔呈现横向自激振荡, 长深比较大的凹腔为纵向自激振荡。

Rowley 等人对矩形凹腔亚声速流动自激振荡现象进行了研究, 研究认为振荡可能有两种模式: 剪切层模式和后缘尾迹模式。在剪切层模式下, 是由 Kelvin-Helmholtz 不稳定性导致凹腔自由剪切层中小扰动的放大打在后壁面上, 后壁面上引起的压力脉动通过声波向凹腔前壁面传播; 而第二种模式认为频率与来流马赫数没有较大的相关关系, 是流场的绝对不稳定性引起, 而非由声学反馈主导。Ben Yaker 对超声速流动中凹腔的流动特性进行了总结, 文章认为凹腔纵向脉动的振荡模式当前主要存

在两种认识：在一种模式下，由于自身不稳定性剪切层中小扰动不断放大发展为涡量的波动，打在后壁上产生压力脉动，压力波向前传播，到前缘处对剪切层造成新的扰动引起涡的脱落；另一种模式是前壁面的压力脉动反射向后传播，并对剪切层的形状产生影响，直接作用于剪切层造成波动。

Rossiter 经过分析构建了涡运动声学反馈模型理论并预测了自激振荡的发生频率，理论公式为：

$$f_n = \frac{U_\infty}{L} \left(\frac{n - \alpha}{M_\infty + 1/K_v} \right) n = 1, 2, 3, \dots \quad (1)$$

其中 f_n 为振荡频率， n 为震荡模态阶数， M_∞ 为来流马赫数， U_∞ 为来流速度， L 为凹腔长度， α 和 K_v 为由实验确定的常数，对于浅凹腔 ($L/D > 2$) 有 $\alpha = 0.25$ 和 $K_v = 0.57$ 。

后来 Heller 提出了经过修正的 Rossiter 公式：

$$f_n = \frac{U_\infty}{L} \left(\frac{n - \alpha}{M_\infty / \sqrt{1 + [(\gamma_\infty - 1)/2] M_\infty^2} + 1/K_v} \right) n = 1, 2, 3, \dots \quad (2)$$

其中 γ_∞ 是来流气体的比热比。

一般认为，在来流马赫数在 0.5~3.0 之间时，对于长深比较大的开口式凹腔，Rossiter 公式能够较为准确的预测脉动的频率。

1.3 本文展开的工作

分析了超声速凹腔剪切层发展演化的过程；凹腔剪切层的非定常运动对凹腔内外流场的影响；凹腔上游横向燃料射流和燃烧释热的影响。

由于空腔内部低速区域的存在，超声速来流在凹腔上方形成一道速度剪切层，剪切层从上游壁面的固定壁面边界层发展而来，“漂浮”在凹腔之上。把凹腔内外分成两部分，同时把高速来流和凹腔内部的低速流动配平，形成自由剪切层。来自剪切层上游小扰动被选择性的放大，而最终主要的波动能量集中在若干种频率。最终在下游形成即可以捕捉到的主控频率。

1 研究方法

2.1 数值方法

数值模拟采用 NND 有限差分格式在结构网络上进行，湍流模型为 $k-\varepsilon$ 双方程模型。有

燃烧计算时，化学反应采用基元化学反应模型。

应用中往往选用后壁面有倾角的凹腔，已有的研究表明，这种结构振荡幅度比较低，出于观测分析振荡特性的目的，本文计算模型采用矩形结构凹腔。网格划分如图 2 所示，在边界层、剪切层出现区域进行了加密。

边界条件：下壁面和凹腔壁面部分为固定无滑移壁面条件。为了进一步简化问题，独立的分析凹腔剪切层的运动机制及其受射流和燃烧释热的影响，上边界条件设定为自由出口条件，以避免反射激波的干扰。为了使剪切层能够充分的发展，计算选用了“开口式”凹腔中长深比较大的一种，本文冷态流动模拟采用的凹腔长深比 (L/D) 为 6.67。

压力脉动观测点选择在后壁上 1/3 个凹腔深

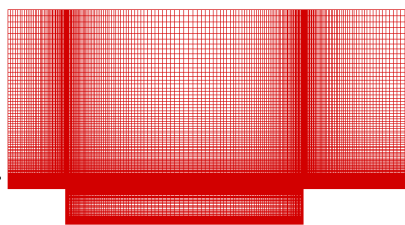


图 2 网格划分示意图

度位置处，观察表明这个区域的压力脉动的幅度相对较大，更容易捕捉到流场的周期性质。用来流静压把脉动压力无量纲化。

利用傅里叶变换工具把压力脉动信号转为频谱图线，频率分析全部采用无量纲化之后的频率，即 Strouhal 数：

$$St_n = f_n \times L / U_\infty$$

其中 f_n 为第 n 阶脉动频率， L 为凹腔长度， U_∞ 为来流速度。

计算的时间步长为 $10^{-10} \sim 10^{-9}$ S 量级，而震荡的频率最多在几十 KHz 左右，因此可以充分的反应计算过程中的物理参数的波动。

2.3 方法验证

2.3.1 观测点位置

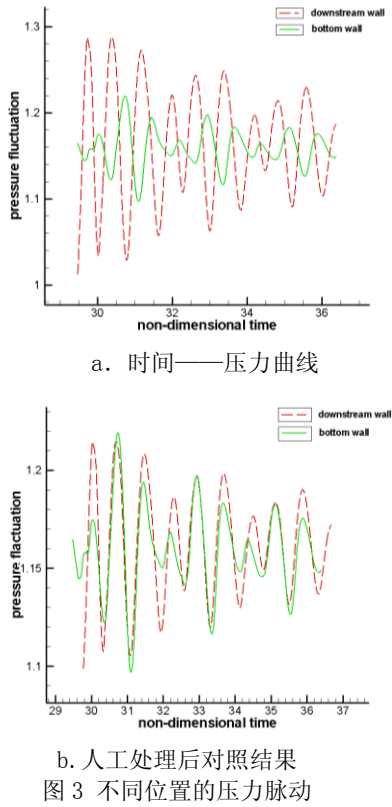


图3 不同位置的脉动

在凹腔底面中间位置附近选取另外一个观测点，这一点和后壁面观测点的时间——压力变化如图 3.a 中所示，可以发现变化趋势相同，脉动幅度较小，时间上滞后。把这种差别人为处理抵消过后的结果如图 3.b 所示，两者压力历程对应很好，说明了选取的测量点是合理的，在相当程度上能够代表整个流场的脉动特性。

2.3.2 网格无关性验证

采用两套不同尺度的网格计算频谱分析结果如图 4 所示，可以发现在计算工况下，脉动频率吻合良好，脉动能量主要集中于 Rossiter 公式给出的三、四、五阶模态频率。需要说明的是，由于计算量较大，网格密集工况计算的脉动周期数较少，造成频谱图中主要频率集中程度不够良好。

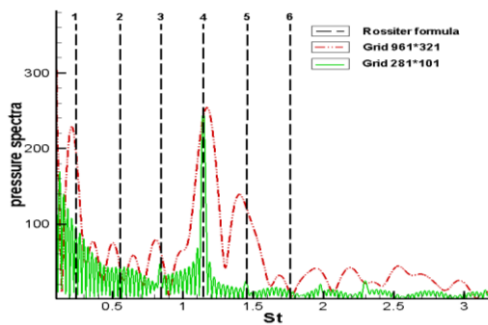
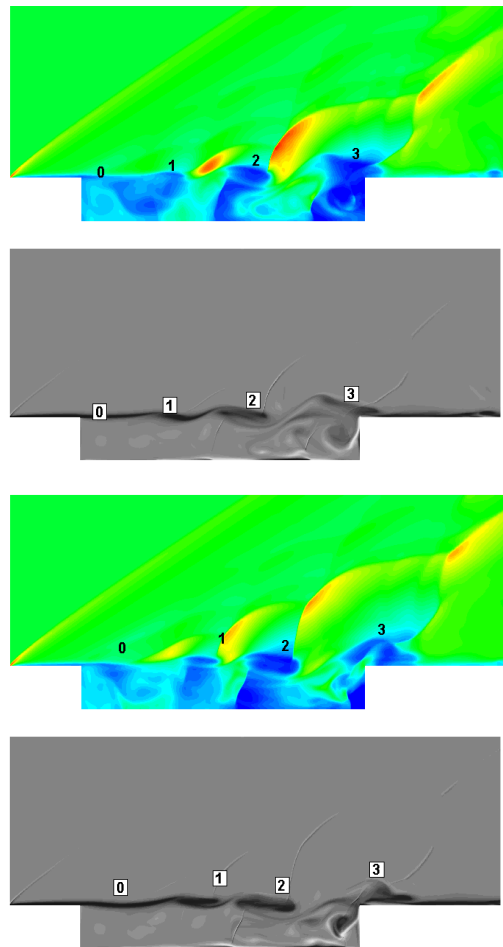


图4 不同网格数和公式结果

3 计算结果及分析

3.1 超声速凹腔流场

图 5 选取了 4 个不同时刻的流场，可以看到，上游固定壁面上的边界层在到达凹腔区域时演化为漂浮起来的自由剪切层。并发展成大规模涡结构(图中 0, 1, 2, 3 所示)向下游传播。不稳定性理论认为，自由剪切层的发展过程分为线性增长区、卷涡区和涡配对区 3 个阶段，在计算的结果中有所体现：1) 线性增长区，位于紧靠上缘部分，剪切层厚度增长缓慢，这时剪切层虽然有较高的涡量，但没有形成涡结构；2) 涡卷起阶段，



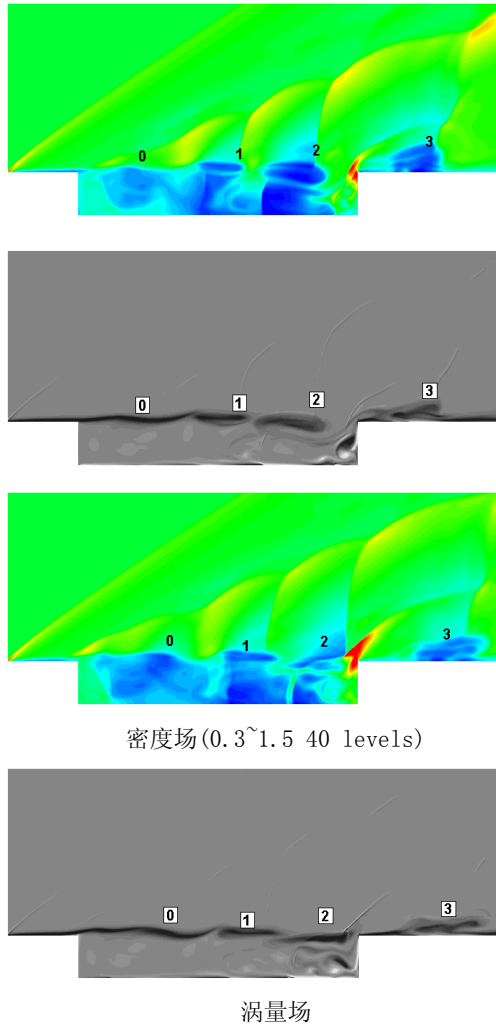


图5 流动中的周期性现象 (T=0.0ms, T=0.0097ms, T=0.0194ms, T=0.0291ms)

此时非线性不稳定起主导作用，剪切层卷起周期性排列的二维集中涡；3) 涡配对和涡合并区，每次配对后，波动的波长和强度增加，而频率降低。配对过程使最初包含在平均流中的涡量被逐次分配到集中涡中去，这也是剪切层厚度增长的重要原因。

凹腔外流场同样受到剪切层运动的影响，由于剪切层形状的波动特性，波峰上游迎风面来流受到压缩产生一道向主流区传播的曲面压缩波/激波使来流减速，在波峰之后的背风面产生膨胀波来流加速，压缩波/膨胀波形成时间及发展过程和大尺度涡运动的发展同步。

3.2 有射流的影响

3.2.1 流场结构

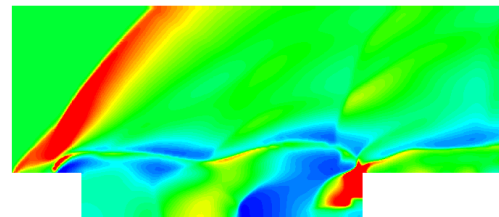
整体上，整体上流场呈现出和之前类似的流动特性。但也有所不同，主要有以下几个特点：

(1) 弓形激波并和斜激波交汇形成“ λ 激波”，如图 6.d 中所示；

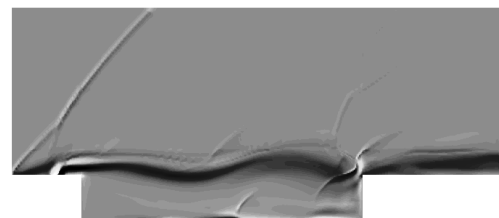
(2) 由于横向射流的影响，剪切层的位置被托高，厚度也有所增加；

(3) 更早的发生涡合并现象，凹腔上方剪切层涡尺度增加(图 6.b 所示)，对后壁面的冲击也更大(图 6.a 所示)。测试点压力峰值约为 4 倍来流静压，高于无射流情况下的约 1.5 倍静压。事实上，由于横向射流下游诱导回流区的存在，边界层在到达凹腔之前就已经脱离壁面，所以在有射流的情况下，剪切层能够更充分的发展。

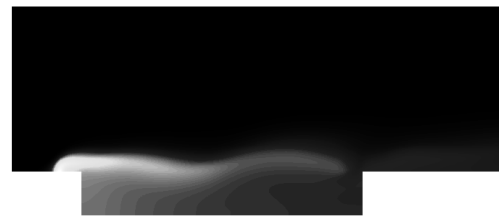
(4) 此时剪切层中有大量燃料和空气混合物，因此也称为混合层。图 6 可以发现，燃料的分布和涡量场具有较大的相似性，射流下游燃料分布带随着涡量的集中而卷曲增加了和空气的接触面积，发生比较剧烈的掺混。掺混过程的主要在剪切层发展的后期即涡卷起和涡合并时期，同时这个时期剪切层的横向尺度大幅增加。说明燃料和来流之间的掺混能力和剪切层扩展直接相关。



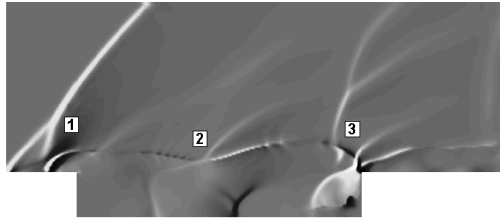
a. 密度场(0.3~1.5 40levels)



b. 涡量场



c. 燃料分布(H2 质量分数, 0.01~0.97, 97levels)



d. 数值纹影

图 6 有燃料射流流场

3.2.2 频率分析

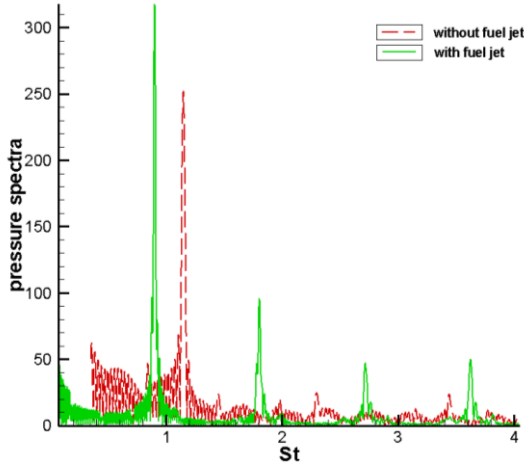


图 7 有/无燃料射流频谱分析

如图 7 所示，在增加射流之后，振荡的主要能量的向低频转移。其原因在前面对流场的分析中已经提到，主要是由于射流的扰动使剪切层能够更充分的发展，涡合并能够更多的进行，因此大尺度涡波长和强度增加，而频率下降。

3.3 有燃烧的流动

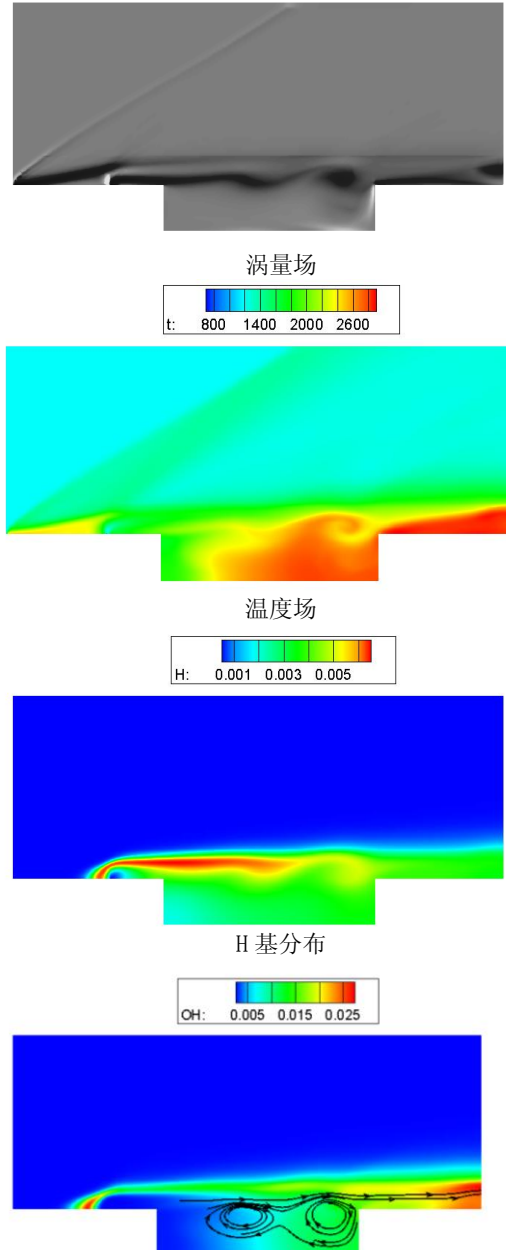
为了有利于火焰的稳定持续燃烧，进而分析其燃烧的规律，模拟有燃烧的工况采用长深比稍小些的凹腔和较高静温的来流，以保证燃烧反应的进行。众所周知，燃烧室中是一个流体动力学/化学反应/热力学等多方面相互耦合的过程，因此真实的燃烧过程难以准确的进行数值模拟。本文对经过简化之后的模型进行计算，来流为均匀空气，燃料为气态氢气，为了保证化学反应自发持续的进行，取来流静温 1200K，凹腔长深比也由冷态流动时的 6.67 调整为 4.67。

计算得到的结果如图 6 所示，可以看到经过燃烧释热后的流场主要有以下特点：

(1) 流场仍然具有与冷流类似的相关结构。不同的是，燃烧释热使气体膨胀，剪切层被托举到更高的位置，对后壁面的撞击变弱；剪切层成为化学反应带，释热作用使得横向尺度更大。

(2) H 基, OH 基的分布说明, 化学反应的进行程度、组分的扩散是和流体的运动强相关；

(3) 计算结果可以看到凹腔火焰稳定器的作用机理：反应过的高温富自由基气体，一部分流向下游继续燃烧，一部分则侵入凹腔，并随着回流区的带动到凹腔前部分，遇到上游过来的混合气体，1.对其进行预热;2.把富自由基的气体掺入其中;这两点一起起到了点火源的作用。



OH 基分布

图 8 有化学反应流动

待试验气体加热到所需状态时，这时将燃烧伺服弹性稳定性进行理论分析与应用研

究，并测量手段，得到发动机在模拟状态工作时的推阻等特性。

4 结 论

超声速来流中在凹腔上方形成自由剪切层，匹配凹腔内外的速度差异，剪切层运动过程不断扩展周期性生成向下游传播的大尺度涡结构，当大尺度结构涡打在后壁面上时候，后壁面压力升高，逆序涡的波动造成了后壁面上压力值的脉动。在计算工况下，Rossiter公式能较好的预测脉动的频率，说明其对凹腔内振荡过程分析模型有一定的合理性。

在增加射流之后，燃料带随着涡量的集中而卷曲增加了和来流的接触面积，发生比较剧烈的掺混。掺混程度和剪切层的横向尺度发展情况一致，说明燃料和来流之间的掺混能力直接受到剪切层扩展的影响。振荡的主要能量的向低频转移，主要由于射流的扰动使剪切层能够更充分的发展，大尺度涡波长和强度增加，频率下降。

有燃烧情况下，燃烧释热使气体膨胀，剪切层被拖举到更高，对后壁面的撞击变弱；剪切层成为化学反应带集中区域，释热作用使得

剪切层横向尺度更大。化学反应的进行程度、组分的扩散是和流体的运动强相关的。

真实的燃烧室位于进气道和隔离段之后，流场情形更为复杂，存在着大量较强的反射激波和拟激波结构，有着激波/边界层和激波/剪切层作用现象，激波将会对剪切层运动产生复杂的影响，这是本文的研究尚未涉及的，今后需要进一步讨论。

参考文献

- 11 Adela Ben-Yakar and Ronald K. Hanson†, Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview
- 22 C. W. R. Rowley, T. Colonius, On Self-Sustained Oscillations in Two-Dimensional Compressible Flow over Rectangular Cavities
- 33 R. L. Stalling, F. J. Wilcox, Experimental Cavity Pressure Distributions at Supersonic Speeds
- 44 K. Krishnamurthy, Sound radiation from surface cutouts in high speed flow
- 55 Hanno H. Heller, Donald B. Bliss, Aerodynamically induced pressure oscillations in cavities—physical mechanisms and suppression concepts