

隔板喷嘴间隙对燃烧室声学损耗的作用

王治宇, 郭康康, 黄卫东, 聂万胜
(航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416)

摘 要: 为了定量研究隔板喷嘴对燃烧室声学脉动的抑制作用, 基于线性声学理论, 在喷嘴间隙大于声学层流边界层厚度的一般情况下, 推导了双喷嘴单间隙模型的声学损耗理论计算模型。采用声学有限元方法(FEM)计算 1 阶声学扰动的衰减速率, 与理论推导的相对误差仅为 0.81%, 并进一步揭示了隔板喷嘴壁面边界层黏性损耗和热损耗对声学脉动的抑制作用机理。在全尺寸发动机燃烧室中, 当隔板喷嘴间隙不小于壁面两侧边界层厚度时, 验证了燃烧室 1 阶切向声学模态损耗系数的变化趋势与理论模型一致。能为隔板喷嘴的设计提供一定的指导准则。

关 键 词: 隔板喷嘴; 声学边界层; 燃烧室声学特性; 声学损耗系数; 燃烧不稳定
中图分类号: V431 **文献标志码:** A

Acoustic damping effect of the gap of baffled injectors in combustion chamber

WANG Zhiyu, Guo Kangkang, HUANG Weidong, NIE Wansheng

(Department of Aerospace Science and Technology,
Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: In order to study the effect of baffled injectors on the acoustic pulsation of combustor quantitatively, based on the linear acoustic theory, the theoretical calculation model of acoustic loss of model with double injectors and single gap was deduced when the injector gap was larger than the acoustic laminar boundary layer thickness. Based on acoustic finite element method (FEM), the relative error between damping rate of acoustic perturbation and theoretical calculation was only 0.81%, and the mechanism of suppressing the acoustic mode by the viscous loss and heat loss of the boundary layer on the walls of the injectors was further revealed. In a full-scale engine combustor, the variation trend of the first-order tangential acoustic modal loss coefficient of the combustor was verified to be consistent with the theoretical model when the gap between the baffled injectors was not less than the thickness of the boundary layer on both sides of the wall. This can provide some guidelines for the design of chamber with baffled injectors.

Keywords: baffled injectors; acoustic laminar boundary; acoustic chamber characteristics; acoustic damping factor; combustion instability

液体火箭发动机燃烧室内不稳定脉动的工况制约着液体火箭发动机的性能, 发生燃烧不稳定

时可能造成灾难性的后果^[1]。燃烧室扰动可分为三类典型脉动, 声学脉动、熵脉动和涡脉动。譬

收稿日期: 2021-07-29

基金项目: 国家自然科学基金(51806246)

作者简介: 王治宇(1996—), 男, 博士生, 研究领域为燃烧不稳定控制。E-mail: zhiyuwang_nau@sina.com

通信作者: 黄卫东(1970—), 男, 教授, 博士, 研究领域为宇航推进。E-mail: wdhuang103@sina.com

引用格式: 王治宇, 郭康康, 黄卫东, 等. 隔板喷嘴间隙对燃烧室声学损耗的作用[J]. 航空动力学报, 2023, 38(10): 2360-2369. WANG Zhiyu, Guo Kangkang, HUANG Weidong, et al. Acoustic damping effect of the gap of baffled injectors in combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(10): 2360-2369.

如, 燃烧室内的非稳态流动可分解为声学脉动和涡脉动, 其中声学脉动以声波的方式传播。显然, 燃烧室声学过程作为不稳定产生的重要子过程, 对燃烧室内声学特性的研究是解决燃烧不稳定问题所必须开展的。

此外, 高频不稳定燃烧被认为是燃烧室内的非正常释热与声学扰动的同相位耦合过程所激发^[2], 热释放的能量转移到声场, 而声场来不及耗散, 将会形成极限环。1 阶切向不稳定燃烧出现得最为频繁^[3], 对发动机危害也最为严重。既可对喷嘴的结构造成直接破坏, 也会影响燃烧室内液膜冷却, 使燃烧室因热应力过大而发生结构破坏。因此, 声学过程作为液体火箭发动机高频不稳定系统的一个重要子过程, 值得对其进行深入探究和定量分析。

高频不稳定的解决方案, 通常可分为被动控制^[4]和主动控制^[5-6], 但后者距离实际应用尚不成熟。前者主要包括声学隔板^[4]、声腔^[7-8]、声学衬层等。比如隔板能使切向振型轴向化, 能增加声能的壁面阻尼损耗, 被证明是抑制切向不稳定的有效手段。特定的声腔能抑制窄带频率的脉动。一般来说, 抑制声学震荡最为可靠的手段是隔板, 传统的隔板结构直接暴露于燃烧室区域工作, 降低了燃烧效率, 并带来了相应的冷却问题。而喷嘴隔板的设计方式提高了空间利用率, 同时喷嘴内部的低温推进剂也为隔板提供了一定的冷却。此外, 由于喷嘴间的间隙存在, 使得相比传统隔板, 增加了显著的声学衰减效果, 这对抑制 1 阶切向高频不稳定燃烧具有重要的意义, 且已被广泛证实。

针对传统的隔板, 其声学特性的理论分析研究得较为成熟^[9-12], 基于二维构型和三维构型都开展了广泛的研究, 一般是通过对隔板区域与燃烧室区域的声学方程积分, 通过变分等数学方法进行估计求解。针对隔板喷嘴的阻尼损耗效果, 国内外进行不少数值和实验研究, 但理论研究的报道尚为少见。

Lioi 等^[13]针对 RD-170 主燃烧室的隔板喷嘴构型, 考虑上游氧腔对声学特性的影响, 利用 COMSOL 开展了 1 阶切向模态的声学阻尼抑制效果的仿真。文献^[14-15]开展了喷嘴隔板的冷态声学测试实验研究了 1 阶切向模态的衰减特性, 证实了隔板喷嘴相比传统隔板更加显著的衰减特性, 且得到了最佳喷嘴间隙在 0.1~0.2 mm 的结

论。Park 等^[16-17]开展了针对 Kim 所研究隔板喷嘴构型声学损耗效果的数值仿真, 定量研究了喷嘴不同间隙下对全尺寸燃烧室 1 阶切向模态的抑制程度, 从仿真角度证实了该燃烧室几何构型下的最优间隙区间为 0.1~0.2 mm 的结论, 且最优间隙与空气的动力黏度或黏性边界层厚度有密切的关系。李丹琳等^[18]开展了不同喷嘴间隙、长度和数量的实验, 以定量研究其对 1 阶切向模态的声学损耗, 发现最优隔板喷嘴的间隙在 0.1~0.4 mm 之间, 通过采用最优间隙的喷嘴可减小喷嘴长度, 从而减小隔板喷嘴的热负荷。Guo 等^[19]数值模拟了液氧煤油发动机喷嘴隔板间的吸声效果, 初步明确了黏性是其声学损耗的重要机理。刘旺等^[20]通过理论推导获取了隔板喷嘴的声阻抗特性, 结合实验, 研究了喷嘴间隙、数量对 1 阶切向模态的影响, 但其理论模型过于简单, 未考虑边界层热黏性效应, 实验与理论值存在一定的误差。基于 COMSOL, 刘旺等^[21]数值模拟了考虑热黏性效应时, 二维喷嘴间隙的声学特性, 从声能耗散角度解释了隔板喷嘴的吸声机理。

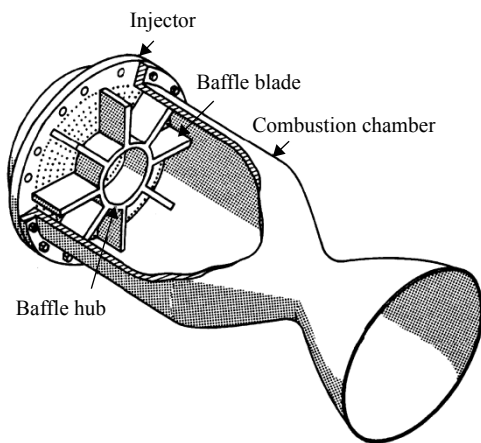
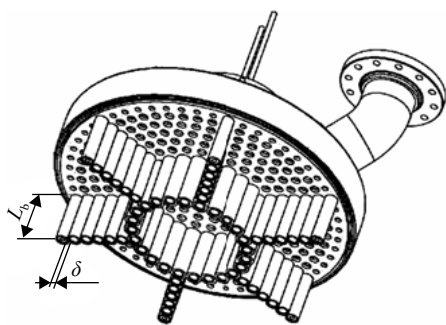
事实上, 当声能转换为涡扰动或者熵扰动, 声能对流或辐射出流场时都可能产生阻尼。对于隔板喷嘴结构而言, 受加工精度所限, 必然存在间隙。不同间隙的大小对声能阻尼效果是不同的, 广泛的实验证实了存在最优的间隙大小或区间, 使得针对切向不稳定振型的抑制效果最好。

综上, 目前针对隔板喷嘴的数值仿真和声学实验较多, 但其损耗机理并不明朗, 也没有合适的理论模型来计算隔板喷嘴的声学损耗。本文借鉴文献^[22]和文献^[23]中边界层热黏性损耗的计算, 推导了计算隔板喷嘴声学损耗的理论模型, 并与 COMSOL 的数值仿真进行对比验证, 从边界层热黏性损耗的角度给出了隔板喷嘴抑制声学脉动的机理。

1 层流边界层的损耗衰减分析

为了研究隔板间隙的声学特性, 首先考察其与传统隔板在结构上的不同。图 1 和图 2 分别为传统隔板和喷嘴隔板的结构图。

对于一定大小的喷嘴间隙, 由于声场在圆柱形喷嘴的壁面处无滑移, 导致声能转换为涡或熵扰动, 因而产生了边界层的损耗, 此时声波以一定的系数衰减。边界层的损耗包括黏性损耗和热传导损耗。Stokes^[24]首次计算了声能的黏性耗散,

图 1 液体火箭发动机燃烧室中传统隔板构型^[11]Fig. 1 Schematic of baffled combustor chamber of liquid-propellant rocket engine^[11]图 2 带喷嘴隔板的喷注面板结构^[16]Fig. 2 Schematic of injector-formed baffles mounted on injector-faceplate^[16]

其耗散大小取决于壁面的速度梯度和黏度。Nielsen^[25]首次计算了声能的热耗散,其值取决于壁面的温度梯度和热传导性。

注意到当燃烧室震荡频率在超高频以下时,边界层之外的黏性损耗和热传导损耗是可忽略的,此时边界层内的损耗是主要的声学损耗。

衡量边界层内黏性损耗和热传导损耗的相对大小的指标是 Strouhal 数,定义如下:

$$St_{ac} = \frac{\omega R}{\hat{u}} \quad (1)$$

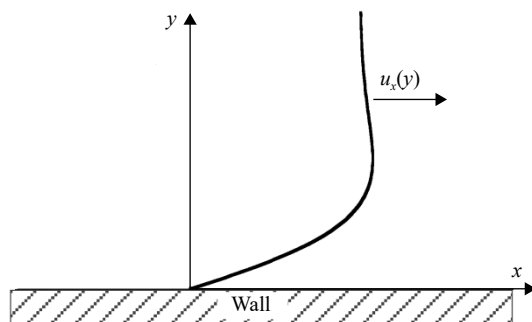
其中 ω 是角频率, R 是声学区域的出口半径, $\hat{u}$ 为声学速度的幅值。当 Strouhal 数远大于 1 时,黏性损耗是主要的损耗。注意到这两种物理机制是相对独立的,因而可分开来进行分析计算。

运动黏度表示为 ν , 则声学层流边界层的厚度可表示为:

$$\delta_v = \sqrt{\frac{2\nu}{\omega}} \quad (2)$$

图 3 所示为固体壁面受扰动 $u = \hat{u}_x \cos(\omega t)$ 时的声场速度分布, Bachelor 给出了速度曲线表达式:

$$u(y, t) = \hat{u}_x \exp\left(-\frac{y}{\delta_v}\right) \cos\left(\omega t - \frac{y}{\delta_v}\right) \quad (3)$$

图 3 受扰动时边界层速度分布曲线^[23]Fig. 3 Geometry for the calculation of velocity profile in oscillating boundary layer^[23]

根据文献 [23] 可知,作用在壁面的单位受力为:

$$F = \rho \nu \frac{\hat{u}_x}{\delta_v} \left[\sin(\omega t) - \cos(\omega t) \right] \quad (4)$$

单位面积的声能耗散大小为:

$$\left[\frac{de}{dt} \right]_v = \frac{1}{2} \rho \hat{u}_x \sqrt{\frac{\omega \nu}{2}} \quad (5)$$

积分可得壁面总声能耗散为:

$$\left[\frac{dE}{dt} \right]_v = \int_s \frac{de}{dt} dS \quad (6)$$

壁面的声学热耗散较为简单,这里根据文献 [23] 直接给出其单位表面的耗散表达式:

$$\left[\frac{de}{dt} \right]_{th} = \frac{1}{2} (\gamma - 1) \frac{p^2}{\rho c^2} \sqrt{\frac{1}{Pr}} \quad (7)$$

其中 γ 为比热比, c 为声速, p 为压力扰动, Pr 为 Prandtl 数。

2 隔板喷嘴声学衰减速率推导与验证

2.1 衰减速率的理论推导

注意到,对于简单声学构型的衰减速率预测模型,已由 Searby 等^[23]完成,其数值仿真结果证明了损耗模型的正确性。本文关注的是隔板喷嘴间隙的声学损耗机理研究,因此本小节首先针对相邻的圆柱形喷嘴的衰减系数进行推导。即双喷嘴单间隙模型,单独将带一定间隙的 δ 相邻喷嘴作为研究对象。

隔板喷嘴的声学损耗主要来自于喷嘴圆柱形壁面的黏性损耗和热损耗, 不妨构造如图 4 所示的几何构型进行分析。其圆柱半径为 $R = 10 \text{ mm}$, 圆柱之间的间隙为 $\delta = 0.8 \text{ mm}$, 高为 $L_b = 50 \text{ mm}$ 。图 4(b) 中前后两个面为人为构造的, 仅仅出于使计算区域封闭的考虑, 并不影响圆柱形壁面边界层损耗的计算。

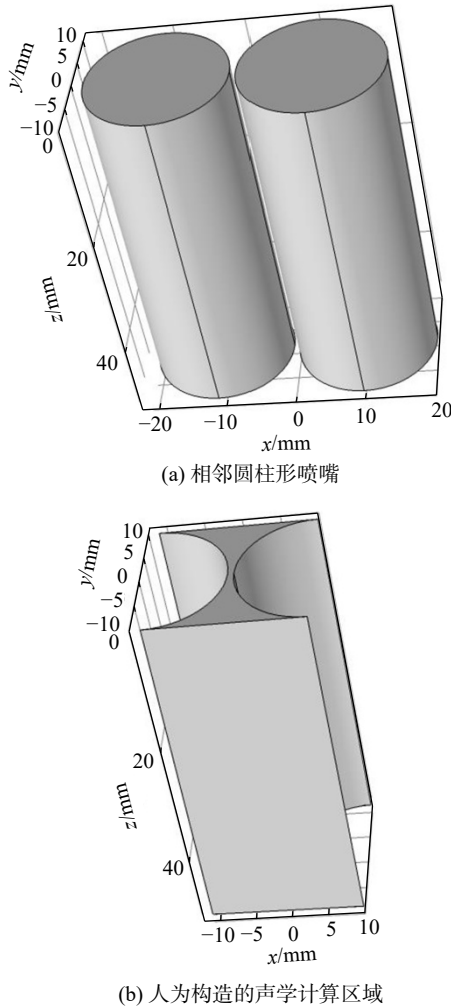


图 4 相邻喷嘴几何构型与计算域

Fig. 4 Geometry schematic of adjacent injector and calculation compartment

图 4(b) 所示计算域的声能大小为:

$$E = \frac{1}{T} \int_T \int_V \left[\frac{1}{2} \rho u^2(x, t) + \frac{1}{2} \cdot \frac{p^2(x, t)}{\rho c^2} \right] dV dt \quad (8)$$

其中:

$$\begin{cases} p(x, t) = \text{Real}[\hat{p} \cos(kx) \exp(-i\omega t)] \\ u(x, t) = -\text{Image}[i\hat{u} \sin(kx) \exp(-i\omega t)] \\ \hat{p} = \rho c \hat{u} \\ T = 2\pi/\omega \end{cases} \quad (9)$$

式中 $\hat{p}$ 和 $\hat{u}$ 分别为压力和速度扰动峰值, 在小扰动

假设下波动方程成立有 $\hat{p} = \rho c \hat{u}$ 。将式(9)代入式(8)中有

$$E = \frac{1}{T} \int_T \cos^2(\omega t) dt \int_V \frac{\rho}{2} \hat{u}^2 \sin^2(kx) + \frac{\rho}{2} \hat{u}^2 \cos^2(kx) dV \quad (10)$$

注意到体积积分与坐标无关, 可直接根据计算区域的体积计算积分式:

$$V = L_b \cdot [2R(2R + \delta) - \pi R^2] \quad (11)$$

声能最终可表达为:

$$E = \frac{1}{4} \rho \hat{u}^2 \cdot L_b [2R(2R + \delta) - \pi R^2] \quad (12)$$

进一步计算边界层的损耗项, 可分为黏性项和热传导项。当边界层的厚度远小于两侧壁面间隙时, 两侧壁面的边界层都有热黏性损耗作用。此时壁面的黏性耗散大小为式(6)的积分:

$$\left[\frac{dE}{dt} \right]_v = 2\pi R L_b \cdot \rho \hat{u}^2 \sqrt{\frac{\omega \nu}{2}} \quad (13)$$

同理, 式(7), 即为壁面热传导损耗项:

$$\left[\frac{dE}{dt} \right]_{th} = 2\pi R L_b \frac{(\gamma - 1) \hat{p}^2}{\rho c^2} \sqrt{\frac{1}{Pr}} \quad (14)$$

因此总的边界层损耗为:

$$\frac{dE}{dt} = 2\pi R L_b \rho \hat{u}^2 \left[\sqrt{\frac{\omega \nu}{2}} + (\gamma - 1) \sqrt{\frac{1}{Pr}} \right] \quad (15)$$

压力扰动的衰减系数为:

$$\sigma_p = \frac{1}{2E} \cdot \frac{dE}{dt} \quad (16)$$

由式(12)、式(15)、式(16)可得:

$$\sigma_p = \frac{4\pi}{2(2R + \delta) - \pi R} \left[\sqrt{\frac{\omega \nu}{2}} + (\gamma - 1) \sqrt{\frac{1}{Pr}} \right] \quad (17)$$

如前所述, 衰减速率可分为黏性损耗和热传导损耗, 即 $\sigma_p = \sigma_v + \sigma_{th}$, 有:

$$\begin{aligned} \sigma_v &= \frac{4\pi}{2(2R + \delta) - \pi R} \sqrt{\frac{\omega \nu}{2}} \\ \sigma_{th} &= \frac{4\pi}{2(2R + \delta) - \pi R} (\gamma - 1) \sqrt{\frac{1}{Pr}} \end{aligned} \quad (18)$$

衰减系数计算所需的气体物性参数和几何尺寸如表 1 所示。角频率为 $\omega = 2\pi f_0 = 2\pi c = 11\,840.66 \text{ rad/s}$, 根据表 1, 可求得压力扰动的衰减速率为 $1\,477.97 \text{ rad/s}$ 。其中黏性损耗和热传导损耗对应的衰减速率分别为 $\sigma_v = 1\,103.13 \text{ rad/s}$, $\sigma_{th} =$

表 1 气体性质参数和几何尺寸
Table 1 Properties of gas and geometry

参数	数值	参数	数值
T/K	2 099	$c/(m/s)$	1 884.5
$\rho/(kg/m^3)$	0.358	γ	1.27
$\mu/10^{-5} (kg/(m \cdot s))$	4.833	$\nu/10^{-4} (m^2/s)$	1.35
$C_p/(J/(kg \cdot K))$	6 257.6	Pr	0.79
R/m	0.01	δ/m	0.000 8

374.83 rad/s。

注意到边界层厚度和间隙的数量级相近,当间隙小于两侧壁面边界层厚度之和时,边界层损耗的计算将不再是简单的式(6)的积分。此时壁面边界层的损耗计算变得十分复杂,目前未见有相关文献对此进行研究。但这显然已经超出了本文的研究范畴,因此本文的理论推导仅考虑一般情况,即两侧边界层厚度小于喷嘴间隙时。

对衰减速率表达式稍加分析可知,式中带根号项的数值非常小,其中包括了角频率、运动黏度和 Prandtl 数。这说明在喷嘴的实际损耗机理中,相对影响更显著的是其几何尺寸,主要是喷嘴间隙和半径的关系,而频率、黏度等气体性质的影响相对较小。

此外,注意到衰减速率的大小与喷嘴高度 L_b 无关,这是由衰减速率和声能的定义所决定的。事实上,只要声学封闭区域体积分相对简单,都将在定义表达式中约去高度项。因此,刘旺等^[21]利用二维喷嘴构型研究热黏性下不同频域的声能耗散是可行的。

2.2 数值验证

在研究的初期可采用二维喷嘴结构进行简单

分析,但为更详细地分析,本文建立相邻喷嘴间隙的三维声学计算模型,来验证理论推导的正确性。

要实现理论推导的数值验证,其范畴属于时域下的声学控制方程的求解。在 COMSOL 软件中划分合适的网格对方程进行离散化后,通过给定封闭区域内初始压力扰动的办法,激发声腔的 1 阶切向模态,求解时域下压力信号的变化特征,进一步利用 Matlab 进行指数拟合得到压力损耗的衰减速率。

首先给出相关控制方程。注意到,声脉动不同于涡脉动,时平均流动对其影响较小,燃烧室的声场状态受流动细节的影响十分小,其主要影响因素为燃烧室声学结构、声学边界和声速等。因此在对燃烧室的声场进行分析时,对其作小扰动假设,忽略非线性效应,可得到描述燃烧室声场的线性方程组^[12]。

声学领域经常使用的经典 Helmholtz 方程是线性化假设下忽略了时平均流动和热黏性后所得频域下的波动方程,广泛应用于声学问题的频域计算,只需求解压力变量即可推出速度和温度变量,因此求解效率极高。

在隔板喷嘴的声学特性研究方面,刘旺等^[20]针对毫米量级的喷嘴间隙结构,忽略平均流动和热黏性,进行了声导纳的理论推导,与实验结果较为符合。本文考虑到液体火箭发动机内部高温高压的物理特性,认为热黏性不能被忽略。但由于喷嘴间隙几何尺寸非常小,本文认为在研究频域特性时可以忽略平均流动的影响。

为此,采用忽略时平均流动项的线性 Navier-Stokes 控制方程,以求解声场的压力、速度和温度等多个变量。

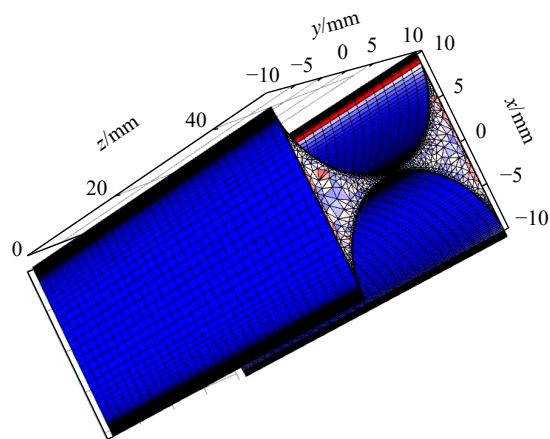
$$\begin{cases} \frac{\partial \rho_t}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_0 \mathbf{u}_t) = 0 \\ \rho_0 \frac{\partial \mathbf{u}_t}{\partial t} = \nabla \cdot \left\{ -p_t \mathbf{I} + \mu [\nabla \mathbf{u}_t + (\nabla \mathbf{u}_t)^T] - \left(\frac{2}{3} \mu - \mu_b \right) (\nabla \cdot \mathbf{u}_t) \mathbf{I} \right\} \\ \rho_0 C_p \left(\frac{\partial T_t}{\partial t} + \mathbf{u}_t \cdot \nabla T_0 \right) - \alpha_p T_0 \left(\frac{\partial p_t}{\partial t} + \mathbf{u}_t \cdot \nabla p_0 \right) = \nabla \cdot (k \nabla T_t) + Q \\ \rho_t = \rho_0 (\beta_t p_t - \alpha_p T_t), p_t = p + p_b, \mathbf{u}_t = \mathbf{u} + \mathbf{u}_b, T_t = T + T_b \end{cases} \quad (19)$$

式中 p_t 、 $\mathbf{u}_t$ 、 T_t 分别为总的压力场、速度场、温度场,并分别用 p_b 、 $\mathbf{u}_b$ 、 T_b 表示背景压力场、背景速度场、背景温度场, μ_b 为气体的本体黏度, α_p 为热膨胀系数, β_t 为等温压缩率, C_p 为压力系数。

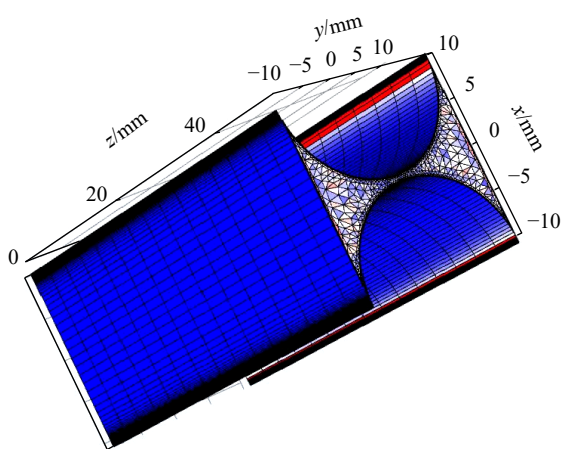
根据式(2),边界层厚度为151 μm ,为解析该边界层捕捉边界层损耗,边界层内设置四层网络。

为验证网格无关性,设置两套网格,大小分别为 3.6 万和 10.7 万,如图 5 所示。

图 6 所示为求解频域 Helmholtz 方程后的 1 阶纵向振型,采用的网格为 10.7 万网格,可据此给定初始压力扰动为 $p_0 = \sin(2\pi x/0.02)$,激发后振型保持不变,但扰动幅值随时间变小,如图 7 所示。



(a) 10.7万网格



(b) 3.6万网格

图 5 密网格与稀网格对比

Fig. 5 Comparison of fine grids and coarse grids

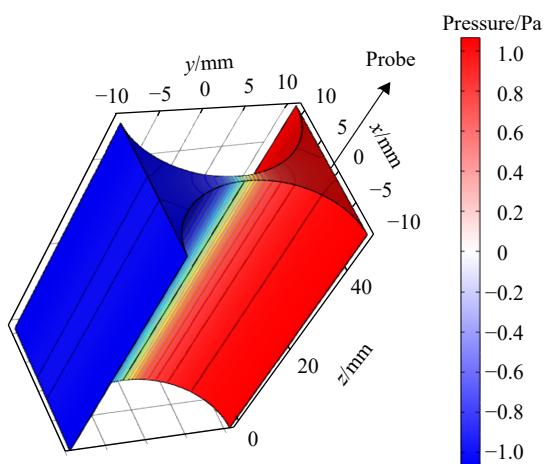


图 6 1 阶切向模态(压力云图)

Fig. 6 1 tangential mode (pressure diagram)

图 7 中, 压力值取自垂直于内壁的上表面间隙的中心轴线, x 方向即为扰动传播方向。在初始时刻, 扰动幅值较大, 随着时间步长的推进, 边界层损耗对压力扰动的衰减效果十分显著, 仅过了 0.001 s 其幅值就已下降到较低的程度。同理可

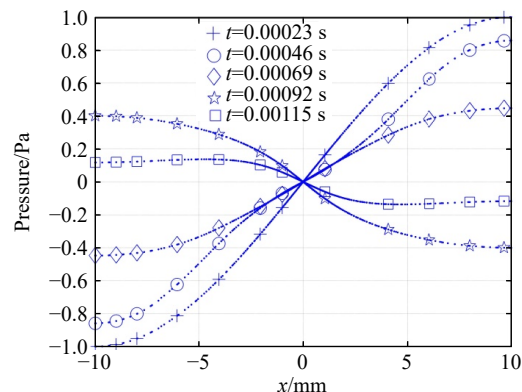


图 7 1 阶振型时域下的振幅变化

Fig. 7 Amplitudes of 1 tangential mode with respect to time

采用 3.6 万的稀疏网格进行求解, 求解结果几乎一致, 为节约篇幅不作展示, 后续衰减速率的计算基于 10.7 万网格的数值求解展开。

在点 (0.01, 0, 0.05) 处放置探针, 记录时域下的压力脉动信号, 如图 8 所示。利用 Matlab 对压力信号曲线进行指数拟合。计算出拟合指数为 $R^2 = 0.99$, 拟合效果非常好, 指数衰减速率为 1 490 rad/s, 与理论推导值相比非常接近, 相对误差仅为 0.81%, 这表明了本文衰减速率的理论推导的正确性。

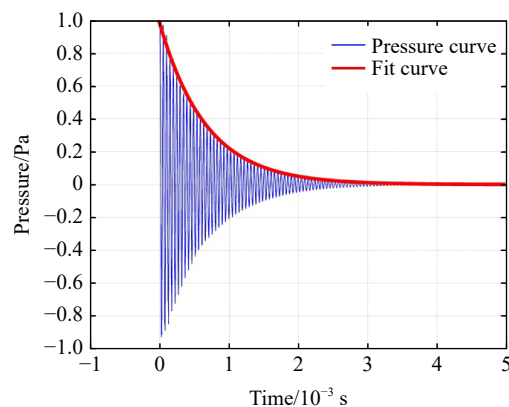


图 8 边界层损耗导致的压力衰减

Fig. 8 Pressure dissipation in terms of boundary layer dissipation

注意到隔板喷嘴总的损耗包括热损耗和黏性损耗, 为充分验证理论计算的正确性。进一步研究了隔板喷嘴在仅考虑黏性耗散时的衰减特性。即在式 (19) 中忽略能量方程, 不考虑热耗散。此时, 压力信号与拟合曲线图 9 所示, 衰减速率为 1 150.00 rad/s。衰减速率的理论计算值为 $\sigma_v = 1 103.13$ rad/s, 相对误差仅为 4.08%。

因此, 不论是考虑热黏性损耗还是仅考虑黏

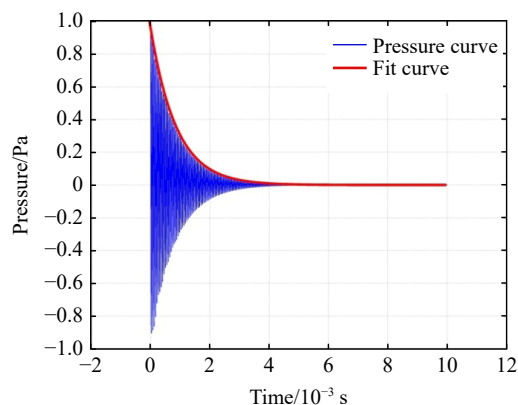


图9 黏性损耗导致的压力变化衰减

Fig. 9 Pressure dissipation in terms of viscous dissipation

性损耗, 衰减速率的理论计算与仿真结果都比较接近。这也揭示了隔板喷嘴的声学损耗确实是通过边界层的黏性损耗和热损耗来改变声学特性, 从而抑制声学脉动。

2.3 喷嘴模型的频域分析

前文通过时域的热黏性损耗仿真, 验证了理论衰减速率计算的正确性。本小节旨在分析频域下隔板喷嘴的损耗机理, 喷嘴间隙仍然保持 0.8 mm 不变。在声腔左侧添加背景压力场为平面波辐射, 幅值为 1 Pa, 频率变化区间为 20~2 000 Hz。一部分平面声波将穿过间隙, 另一部分则会在壁面作用下发生反射。因此右侧出口设置边界条件为阻抗 $Z = \rho_0 c$, 即吸收声波。类似地, 左侧添加完美匹配层吸收反射回来的声波, 如图 10 所示。其中, COMSOL 中的完美匹配层近为理想的吸收域, 几个波长的厚度范围内即可吸收域内的所有波。

图 11 为入射频率分别为 100.24、502.38、1 002.4 Hz 和 2 000 Hz 时中心截面的速度扰动云图。沿 x 正轴方向, 速度呈先增加后减小的趋势, y 轴方向则由于壁面无滑移的假设, 靠近壁面两侧

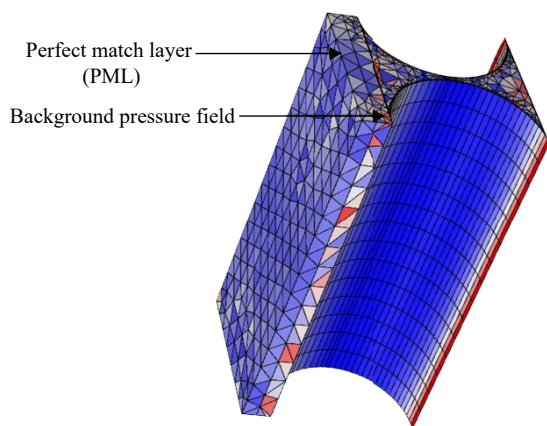
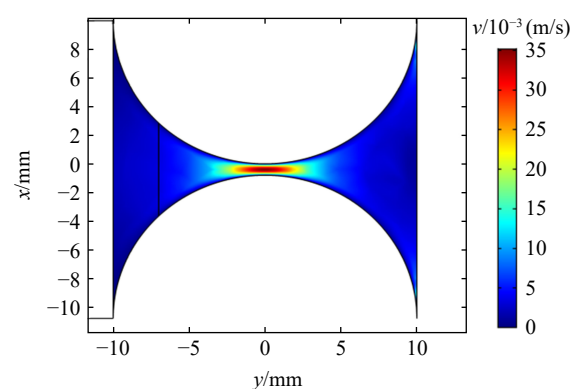
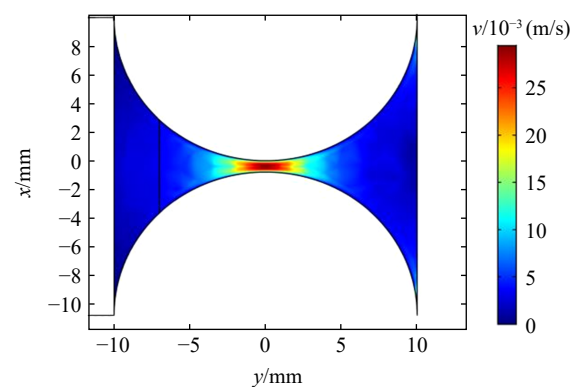


图10 几何构型和网格划分

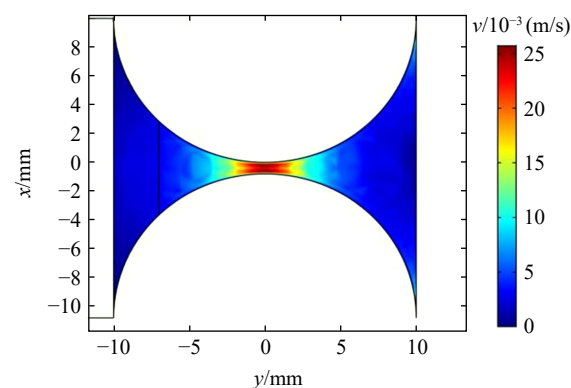
Fig. 10 Geometry schematic and grid



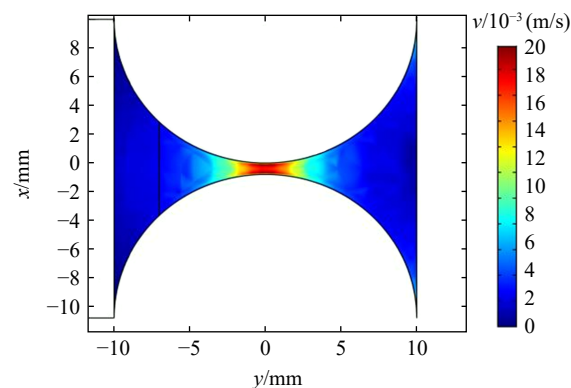
(a) 频率为100.24 Hz



(b) 频率为502.38 Hz



(c) 频率为1 002.4 Hz



(d) 频率为2 000 Hz

图11 不同频率下的声速扰动分布

Fig. 11 Distribution of acoustic velocity perturbation in terms of frequencies

速度都为 0 m/s, 而在中心处速度梯度较大。此外, 从图 12 可以看到, 随着入射频率的增加, 边界层的厚度也随之减小。

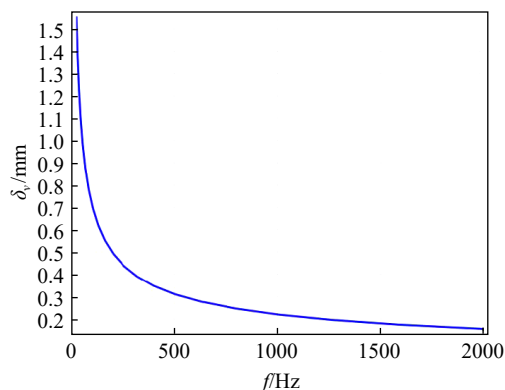


图 12 边界层厚度与频率的变化

Fig. 12 Boundary layer thickness varied with frequency

3 实际发动机隔板喷嘴损耗大小的预测

为进一步验证本文提出的理论模型, 以文献 [16] 中的实际发动机燃烧室为对象, 研究不同喷嘴间隙下, 对燃烧室 1 阶切向声学模态的损耗大小, 即抑制作用。既可以与文献 [16] 中的数值结果进行对比, 也可以与文献 [14] 中的实验结果进行对比, 因此可信度较高。

不同隔板喷嘴间隙的燃烧室对 1 阶切向声学模态的损耗效果是不同的。从诸多文献来看, 其抑制效果并不是单调的。由于喷嘴间隙的声学层流边界层理论模型的局限性, 本节验证的是大于边界层厚度时的隔板喷嘴间隙尺寸的损耗效果。在此范围内, 其抑制效果是单调的, 随间隙减小而增强。

燃烧室工况与文献 [26] 中的实验保持一致, 声学层流边界层厚度为

$$\delta_v \sqrt{\frac{2\mu}{\omega\rho_0}} \stackrel{f=500\text{ Hz}}{=} 0.0979\text{ mm} \quad (20)$$

因此, 确定间隙研究的左区间为 2 mm, 当间隙逐渐从 2 mm 增加时, 通过燃烧室声学仿真验证其声学损耗能力随之变化的趋势是逐渐下降的。

为节约篇幅, 该型发动机燃烧室的几何尺寸可参考文献 [14] 和文献 [16]。其隔板喷嘴的基本构型如图 2 所示。

网格的划分重点仍然是喷嘴表面边界层的解析, 如图 13 所示, 网格大小为 130 万。

由于燃烧室尺寸较大, 而隔板喷嘴间隙非常小, 要捕捉到数十个喷嘴之间的间隙, 从而求解式 (19) 中的变量, 以正确计算热黏性损耗, 计算量非常大。因此本文在计算手段上采用分区域建立控制方程的技术, 通过 COMSOL 中多物理场中的声-热黏性边界来耦合多区域方程, 实现较高精度的同时降低整体计算量。隔板喷嘴区域仍然采用式 (19) 控制方程来解析边界层的热黏性损耗, 燃烧室主区域采用经典声学波动方程, 具体可参考文献 [13], 计算量较小。

由于燃烧室内几何结构十分复杂, 无法通过添加初始扰动来激发切向模态。因此采用文献 [16] 类似的方法, 通过添加点声源来激发燃烧室的 1 阶切向声学模态。图 14 为点声源和监测点的位置, 即声场在点声源处以不同的频率传播, 经过若干个喷嘴间隙后在监测点处形成声压。当激励声源产生系统固有的 1 阶切向共振频率时, 将激发 1 阶切向声学模态。图 15 为 1 阶切向声学模态时的声压云图, 可以看到隔板作用下切向模态发生了明显的轴向化, 且共振频率一旦激发将控制整个声场。

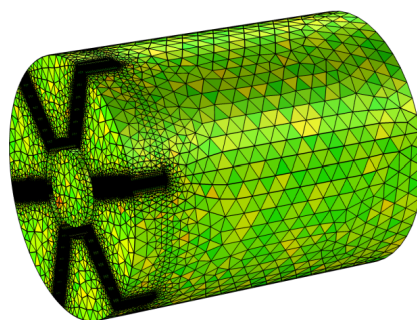


图 13 隔板喷嘴燃烧室网格

Fig. 13 Computational grid of the chamber with baffled injectors

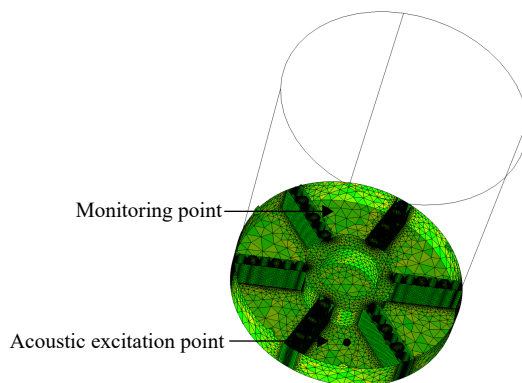


图 14 监测点和点声源的位置

Fig. 14 Position of monitoring point and acoustic excitation point

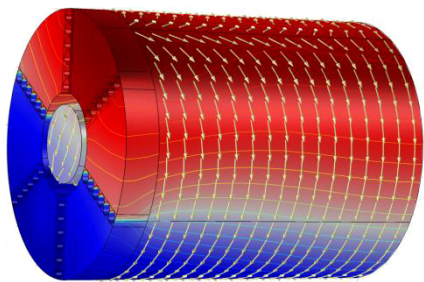


图 15 1 阶切向声学模态

Fig. 15 1 tangential mode shape of acoustic pressure

在共振频率下,声压值将达到最大。当不考虑热黏性声学边界层效应时,监测点声压将在共振频率时出现尖峰值,如图 16 所示。1L 为 1 阶纵向声学模态, $f_{1L} = 366.74 \text{ Hz}$, 1T 为 1 阶切向声学模态, $f_{1T} = 511.78 \text{ Hz}$, 1T1L 为 1 阶纵向和切向的混合模态。此外,还存在若干高阶的声学模态。

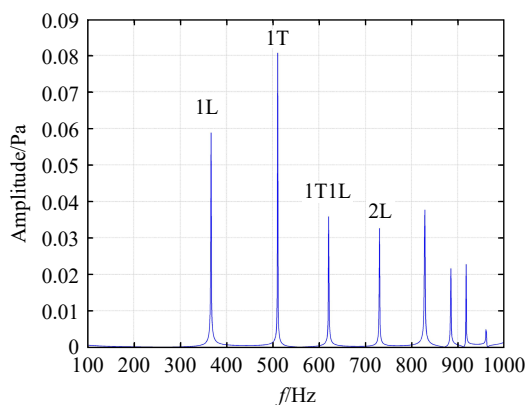


图 16 不考虑热黏性损耗时的声压变化

Fig. 16 Acoustic pressure responses with respect to no thermo-viscous damp

根据文献 [14] 和文献 [16] 的实验和数值仿真研究,在隔板喷嘴热黏性边界层损耗机制的作用下,将不再出现图 16 所示的尖峰,声压将随频率变化而缓慢增加或减小。衡量其声学损耗大小的有效途径之一,便是基于该声压变化曲线的计算公式 [26]。不妨设损耗系数为 η , f_{peak} 为声压最大值对应的频率, f_1 和 f_2 分别为声压达到 $f_{\text{peak}}/\sqrt{2}$ 时的频率,且 $f_2 > f_1$ 。

$$\eta = \frac{f_2 - f_1}{f_{\text{peak}}} \quad (21)$$

显然更大的损耗系数意味着更强的声学损耗效果。

为了定量研究隔板喷嘴间隙的声学损耗作用,针对燃烧室隔板的若干组间隙大小进行频域的声压响应计算,曲线如图 17 所示。

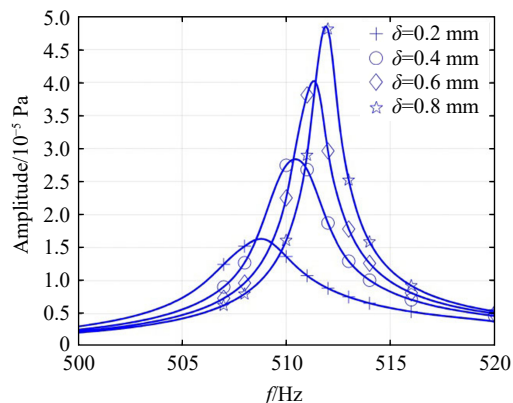


图 17 1 阶切向声学模态时的声压变化

Fig. 17 Acoustic pressure of 1 tangential mode

图 17 直观地体现了隔板喷嘴间隙对声学损耗作用的影响。间隙越小,共振频率越低,激发的声压幅值更低,声压曲线更加平缓,损耗系数更大。间隙越大,声压响应曲线更陡,通常也意味着更小的损耗系数。

进一步,计算若干隔板喷嘴间隙对应的损耗系数,如图 18 所示。当隔板喷嘴间隙始终大于 2 mm 时,喷嘴壁面的声学边界层仍然保持层流,文中第 3.1 节推导的理论模型仍然是正确的,因此损耗系数在此区间将随间隙增大而减小。这一区间的计算结果与文献 [16] 趋势一致,但注意到该文献指出,间隙在 0.1~0.2 mm 时损耗系数存在最大值。此时,声学边界层将不再保持层流,本文的理论推导模型将不再适用,需要发展更细致的理论模型,目前国内外尚未有相关理论可进行合理解释。但显然最大损耗系数与边界层厚度是密切相关的 [16]。

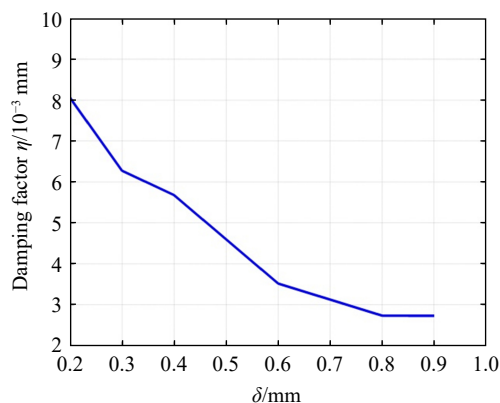


图 18 损耗系数随隔板喷嘴间隙而变化

Fig. 18 Damping factor varied with gap of injector baffle

因此,在间隙大于两侧壁面边界层厚度时,声学损耗作用是单调减小的,这与理论模型的衰减大小趋势一致。

4 结 论

本文针对隔板喷嘴的声学损耗机理展开了研究, 得出了以下结论:

1) 推导了计算双喷嘴单间隙模型的声学损耗理论模型, 考虑了声学热黏性边界层的影响, 通过时域的数值仿真验证了该模型的正确性。

2) 隔板喷嘴改变声学特性的主要机理是通过黏性损耗和热传导损耗, 从而抑制相应的声学模态, 频率越高, 边界层越薄, 损耗越低。相比传统的隔板, 能显著抑制声学脉动。

3) 当隔板喷嘴间隙大于两侧壁面的声学边界层厚度时, 全尺寸燃烧室声学损耗系数的变化趋势与理论模型的趋势保持一致, 隔板喷嘴对声学脉动的损耗作用在此区间内随间隙增加而减弱。

然而本文理论模型的推导未考虑当间隙小于边界层厚度时的情况, 可以预见, 一旦突破小于边界层厚度的间隙的理论模型, 能为最佳隔板喷嘴间隙的设计提供直接的指导准则。这部分理论模型的完善将在后续的工作进行更加深入的研究。

参考文献:

- [1] HARRJE D T, REARDON F. Liquid propellant rocket combustion instability[R]. NASA SP-194, 1972.
- [2] EMMERT T, BOMBERG S, JAENSCH S, et al. Acoustic and intrinsic thermoacoustic modes of a premixed combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(3): 3835-3842.
- [3] ANDERSON W E, YANG V. Liquid rocket engine combustion instability[M]. Washington, DC: AIAA, 1995.
- [4] KELLER R B. Liquid rocket engine combustion stabilization devices[R]. NASA SP-8113, 1974.
- [5] MCMANUS K R, POINSOT T, CANDEL S M. A review of active control of combustion instabilities[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 1993, 19(1): 1-29.
- [6] BENNEWITZ J W, RANI S L, CRANFORD J T, et al. Combustion instability control through acoustic modulation at the inlet boundary: analysis[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(6): 1689-1695.
- [7] 严宇, 王延涛, 李佳明, 等. 有声腔燃烧室的声学特性实验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(7): 1785-1792.
YAN Yu, WANG Yantao, LI Jiaming, et al. Experiment on acoustic characteristic of combustion chamber with acoustic resonators[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1785-1792. (in Chinese)
- [8] 曹晨, 谭永华, 陈建华, 等. 气喷嘴和声腔对燃烧室声学特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(8): 1836-1846.
CAO Chen, TAN Yonghua, CHEN Jianhua, et al. Effects of gas nozzle and resonators on acoustic characteristics of combustion chamber[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(8): 1836-1846. (in Chinese)
- [9] WICKER J M, YOON M W, YANG V. Linear and non-linear pressure oscillations in baffled combustion chambers[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1995, 184(1): 141-171.
- [10] QUINLAN J M, KIRKPATRICK A T, MILANO D, et al. Analytical and numerical development of a baffled liquid rocket combustion stability code[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(1): 122-131.
- [11] YOU Danning, KU D D, YANG V. Acoustic waves in baffled combustion chamber with radial and circumferential blades[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(6): 1453-1467.
- [12] YOU D, YANG V. Linear stability analysis of baffled combustion chamber with radial and circumferential blades[R]. AIAA 2005-930, 2005.
- [13] LIOI C, KU D, YANG V. Linear acoustic analysis of main combustion chamber of an oxidizer-rich staged combustion engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(6): 1505-1518.
- [14] KIM H, SOHN C H. Experimental study of the role of gas-liquid scheme injector as an acoustic resonator in a combustion chamber[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2006, 20(6): 896-904.
- [15] KIM H J, LEE K J, CHOI H S, et al. An experimental study on acoustic damping enhancement by the gap of baffled injectors[R]. AIAA 2005-4446, 2005.
- [16] PARK I S, SOHN C H, KIM H J. Acoustic damping enhanced by gaps in baffled injectors in an acoustic chamber[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2011, 330(12): 2747-2757.
- [17] PARK I S, SOHN C H. A numerical study on acoustic damping mechanism of baffled-injectors in an acoustic chamber[R]. AIAA 2010-6739, 2010.
- [18] 李丹琳, 田原, 孙纪国. 隔板对燃烧室声学特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(3): 715-720.
LI Danlin, TIAN Yuan, SUN Jiguo. Effects of baffle on combustion acoustic characteristics of liquid rocket engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(3): 715-720. (in Chinese)
- [19] GUO Kangkang, NIE Wansheng, LIU Yu, et al. Numerical simulation of damping capacity between injector-formed baffle and normal blade baffle in a kero/LOX liquid rocket engine[R]. Tianjin: 2017 International Conference on Advances in Materials, Machinery, Electrical Engineering (AMMEE 2017), 2017.
- [20] 刘旺, 李敬轩, 杨立军. 隔板喷嘴对燃烧室切向声学模态作用研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(6): 1348-1353.
LIU Wang, LI Jingxuan, YANG Lijun. Effects of baffled injectors on transverse acoustic mode in a combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(6): 1348-1353. (in Chinese)
- [21] 刘旺, 李敬轩, 杨立军. 隔板喷嘴吸声机理研究[J]. *载人航天*, 2019, 25(4): 468-474.
LIU Wang, LI Jingxuan, YANG Lijun. Study on acoustic absorption mechanism of baffled injectors[J]. *Manned Spaceflight*, 2019, 25(4): 468-474. (in Chinese)
- [22] BATCHELOR G K. An introduction to fluid dynamics[M]. New York: Cambridge University Press, 1967.
- [23] SEARBY G, HABIBALLAH M, NICOLE A, et al. Prediction of the efficiency of acoustic damping cavities[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3): 516-523.
- [24] STOKES G G. On the communication of vibration from a vibrating body to a surrounding gas[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1868, 158: 447-463.
- [25] NIELSEN A K. Acoustic resonators of circular cross-section and with axial symmetry[J]. *Transaction of the Danish Academy of Technical Sciences*, 1949, 10: 9-70.
- [26] LEE K J, KIM H J, SEO S, et al. Experimental verification for acoustic damping enhancement by gaps in injector-formed baffles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(2): 435-442.

(编辑: 张 雪)