

借助多物理场软件 模拟火箭系统中的平均流增强声场

固体火箭发动机和液体引擎内的燃烧不稳定问题一直困扰着火箭的设计人员和工程师们。为此，他们采用了拥有较高保真度的多物理场建模方法来加深理解，据此做出更好的预测。

作者 SEAN R. FISCHBACH

由于火箭系统内的燃烧过程与气体动力学之间的相互作用非常复杂，所以许多火箭系统都要经历压力、速度和温度的剧烈变化。在极端的燃烧不稳定情况下，波动幅值可能会达到甚至超过平均舱压。大幅度的振荡会使火箭喷嘴受损、性能降低、额定载荷受损，有时甚至会造成外壳破损或任务失败。



Saturn V 火箭内 F1 引擎的喷油器面板。

对于经历燃烧不稳定性的火箭系统,大部分要通过成本高昂的测试修复,还有些甚至只能完全报废整个系统,这也是模拟及预测燃烧不稳定性时要解决的一个历史难题。

“基于能量的全局评估法能够更全面地描述燃烧的不稳定性振荡。”

在早期火箭推进技术的开发中,科学家和工程师对底层物理机理的认知通常是通过实验观测得到,例如对振动中的试验台进行测量,观察排气尾流的波动,以及可以听到相当明显的不稳定性的声音。这些观察工作使得早期研究燃烧不稳定性的工作者将重点放在模拟燃烧舱内的声波上。

这种侧重声学的研究策略十分符合逻辑,因为测量得到的振荡频率通常与燃烧舱的自然声学模式紧密相关。但这种狭隘的专注忽略了来自旋转波和热波这两种由声波直接造成或与其紧密耦合作用下的影响。我们可以通过基于能量的全局评估法来更全面地描述燃烧不稳定性振荡。

根据燃烧不稳定性能量建模法的最新进展,我们需要准确测定声音的频率与振型。其中需要特别关注的是声平均流与火箭喷管收缩区段的相互作用,在这个区域,压力、密度和速度梯度会变得很大。在大部分火箭系统内,火箭喷管的非稳态能量排放被视为声阻尼的主要来源。

最近,法国科学家们²开始通过平均流效应来分析喷管阻尼。这一新方法拓展了源自 Sigman 和 Zinn³ 的研究,他们

通过扰动欧拉方程组⁴求解了声速度势方程 (AVPE)。

与基于压力的传统波动方程相比,

$$\nabla \cdot \left(-\frac{1}{\rho} \nabla p \right) + \frac{1}{\rho c^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = 0$$

求解 AVPE 方程的特征值更加复杂,需要对舱内的流场和特征值进行数值近似,

$$\nabla^2 \psi - \left(\frac{\lambda}{c} \right)^2 \psi - \mathbf{M} \cdot [\mathbf{M} \cdot \nabla (\nabla \psi)] - 2 \left(\frac{\lambda \mathbf{M}}{c} + \mathbf{M} \cdot \nabla \mathbf{M} \right) \cdot \nabla \psi - 2\lambda \psi \left[\mathbf{M} \cdot \nabla \left(\frac{1}{c} \right) \right] = 0$$

其中 ψ 是复数声势能, λ 是复数特征值, c 是声速, \mathbf{M} 是马赫数。

⇒ 模拟燃烧舱的气体动力学

高速流内振荡扰动的最新理论模型,需要精确定义腔体的声特征模态,但首先我们需要对燃烧舱的平均流属性进行模拟。

通过 COMSOL Multiphysics[®] 软件提供的数值仿真平台,我们可以非常方便、准确地模拟燃烧舱的气体动力学和内部声学。这款有限元软件包含多个预定义物理场接口,以及一个广义数学接口。

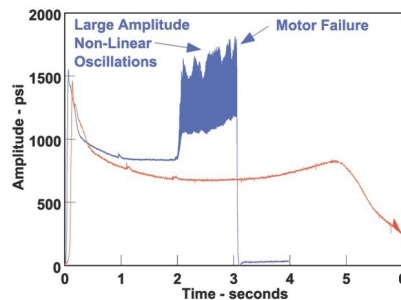


图 1. 稳定 (红色) 与不稳定 (蓝色) 固体火箭发动机¹ 中的压力曲线。

当前研究在 COMSOL 的有限元框架下使用了高马赫数层流物理场接口,来模拟通用液体引擎内的稳态流场

参数,其中用到了理想气体的全压缩 Navier–Stokes 方程组,以及能量和质量守恒方程组。

喷射器面板的模拟使用了均匀的燃烧推进剂气体 (见图 2),用于分析由燃烧推进剂注入的高温气体;所有其他固体边界均采用滑动边界条件模拟,出口截面利用混合外流条件模拟,也就是说,模型同时支持亚音速和超音速流动。

平均流的分析结果需要重新评估,以保证能得到一个有效的收敛解。如要模拟 AVPE,则需要压力、密度、速度和声速等平均流参数。平均流在喷管收缩区段 (靠近声阻塞截面) 的值很重要。马赫数等于 1 的声截面,会在流场中产生一个声障。为了创建一个用于声学分析的准确几何模型,我们从平均流分析中提取了声截面数据 (见图 3 中的绛红色部分)。

⇒ 模拟燃烧舱的声学

我们使用 COMSOL Multiphysics 的系数型偏微分方程数学接口确定了 AVPE 的复数特征值。从平均流分析的解中获取 AVPE 中的平均流项。燃烧舱内的气体动力学对定义声学分析中的边界条件至关重要。在火箭喷管的收缩和扩张区段内马赫数为 1 的声截面处,舱压、速度和密度的梯度在理论上会趋近于无穷。在声截面的下游,声扰动随平均流以超声速对流传递。

这种条件阻止了在声截面下游的扰动向上游回传。喷射器的分流区段在声学上是静默的,不会影响舱内的声场。喷管仿真域在声速线处被截断,此处自动满足零通量边界条件 (见图 4)。其他边界通过零通量边界条件模拟,假定所

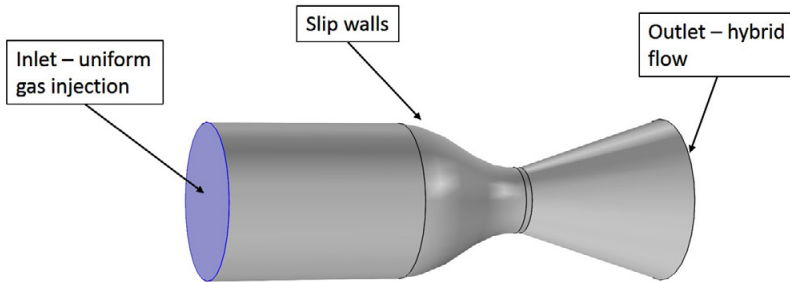


图 2. 带有边界条件设定的液体发动机仿真几何结构。图注：Inlet-uniform gas injection - 入口-均匀气体流入；Slip walls - 滑移壁；Outlet-hybrid flow - 出口-混合流

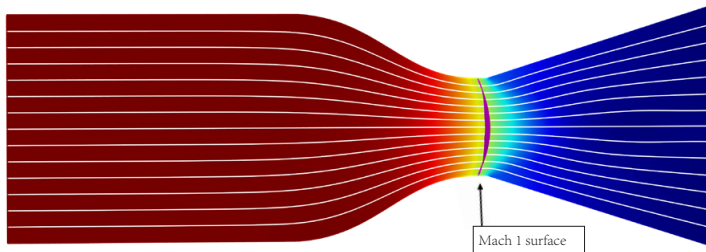


图 3. 在舱壁上绘制的速度流线。绛红色为马赫数为 1 的表面。图注：Mach 1 surface - 马赫数为 1 的平面

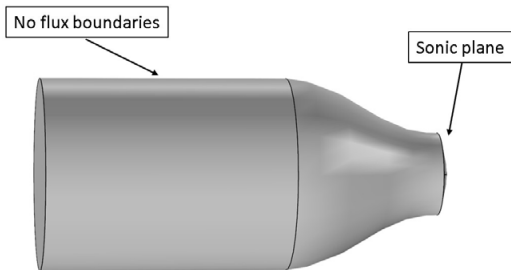


图 4. 声学分析几何结构及边界条件。图注：No flux boundaries - 无通量边界；Sonic plane - 音速平面

有面吸收的声能均为零。

运行特征值分析得到复数特征模式和特征值，表征每个声学模式及其复数共轭。复数特征值的实部代表该声学模式的瞬时阻尼，虚部定义了振荡频率。复数特征矢量代表声波的空间幅值和相位。

对比由经典齐次波动方程

(Helmholtz 方程) 和由 AVPE 推导出的声学模式形状，我们可以看出保真度较高的模型能够正确地表征底层物理场（见图 5）。在 AVPE 中加入平均流项可以精确模拟由稳态气流造成的相移。相位调整很重要，因为燃烧不稳定性模型用到了声特征矢量在时间和空间上的积分。

与以前的技术相比，利用 COMSOL 模式火箭的气体动力学和声特征模式可以得到更准确的振型。对声场的更高保真的表征可以轻松地加入燃烧不稳定性模型，使火箭设计人员和工程师具有更强的预测能力。带有折流板等阻尼设备的情况，或者工作条件的变化，现在可用于测试前得到更精确的模拟了。

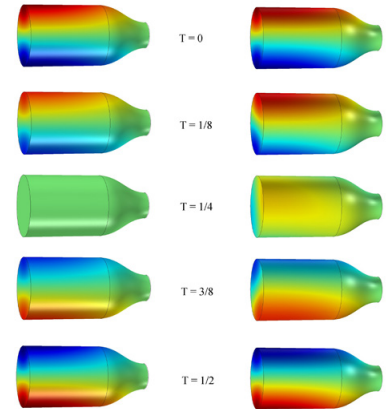


图 5. 对比在半个振荡周期 (T) 中通过经典齐次波方程 (左) 和 AVPE (右) 计算得到的一阶切线特征模式。

⇒ 后续研究

对燃烧不稳定性更完整的描述，需要包含旋转振荡、热振荡以及燃烧舱声场。旋转振荡是声振荡的直接产物，然而即使没有声波动，也可能存在热波。后续使用 COMSOL Multiphysics 的工作将重点研究所有声振荡中都存在的粘性旋转波。❖

本文作者为马歇尔太空飞行中心 Jacobs ESSSA 集团的 Sean R. Fischbach (阿拉巴马州亨茨维尔市, 马歇尔太空飞行中心)

参考文献

1. F. S. Bloomshield, Lessons Learned in Solid Rocket Combustion Instability, 43rd AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA-2007-5803, Cincinnati, OH, July 2007.
2. J. C. French, Nozzle Acoustic Dynamics and Stability Modeling, Vol. 27, Journal of Propulsion and Power, 2011.
3. R. K. Sigman and B. T. Zinn, A Finite Element Approach for Predicting Nozzle Admittances, Vol. 88, Journal of Sound and Vibration, 1983, pp. 117-131.
4. L. M. B. C. Campos, On 36 Forms of the Acoustic Wave Equation in Potential Flows and Inhomogeneous Media, Vol. 60, Applied Mechanics Reviews, 2007, pp. 149-171.