

文章编号: 1000-8055(2010)02-0278-06

加力燃烧室热声振荡纵向传播特性及控制

张澄宇, 李 磊, 孙晓峰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 建立了管道声传播与不稳定热释放耦合的热声振荡理论模型, 并用来对复杂的航空发动机加力燃烧室中的纵向传播的振荡特征频率及稳定性进行分析和预测. 利用二维定常计算流体力学(CFD)模拟结果获得流动平均参数, 在此基础上讨论了加力燃烧室内热释放位置、隔热屏穿孔率等结构的变化对热声振荡特性的影响, 表明该模型能够方便地应用于对加力燃烧室热声振荡影响因素的研究并揭示某些控制规律.

关 键 词: 加力燃烧室; 热声振荡; 纵向传播; 特征频率; 不稳定控制

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Thermoacoustic oscillating calculation of longitudinal equivalence frequency and stability in aero-engine afterburner

ZHANG Cheng-yu, LI Lei, SUN Xiao-feng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Firstly, the thermoacoustic oscillation coupling theoretical model between the duct acoustic propagation and instability heat release was presented in this paper. Secondly, this model was used to analyze and predict the longitudinal equivalence frequency and stability in an aero-engine afterburner. The average flow parameters of the afterburner were gained by computational fluid dynamics (CFD) simulation, providing conditions for the application of thermoacoustic oscillation theory of the afterburner. By analyzing the results of calculating cases for heat release position and perforated rate of heat shield, some reference criteria were provided for the engineering design of the aircraft afterburner instability and the control method was disclosed.

Key words: afterburner; thermoacoustic oscillation; longitudinal transfer; equivalence frequency; instability control

航空发动机加力燃烧室中的蜂鸣现象是一种典型的热声纵向振荡. 在流体动力学条件下的燃烧与声学运动的相互耦合作用是十分复杂的. 本文的主要目的是建立圆管内声传播与燃烧过程耦合形成的纵向振荡的特征频率及稳定性预测方法, 将其应用于某型发动机加力燃烧室的热声振荡研究.

本文应用 You D^[1-2] 等的基于多段圆管声学理论发展的模态分析方法对变截面、敷设声衬的圆管内的声传播进行数值分析. 对燃烧过程进行了简化, 把它看作一个热释放声源来加以考虑. 该方法可以预测圆管形燃烧室内的振荡特征频率及其稳定性, 并可用来讨论各参数对热声振荡及其稳定性的影响.

收稿日期: 2009-11-05; 修订日期: 2009-12-28

基金项目: 国家自然科学基金(50890181)

作者简介: 张澄宇(1972-), 男, 河南三门峡人, 工程师, 博士生, 主要从事非定常流动与气动声学方面的研究.

E-mail: zcy7221@sina.com

利用对某型发动机加力燃烧室流场数值模拟所获得的流动平均参数,来探讨热源位置、隔热屏等结构对热声不稳定的影响规律并获得某些控制规律。

1 特征频率的计算模型

1.1 波动方程及其解

在求解波动方程中,真实地模拟声源十分困难。You D 及 Sun 的基本思想是将燃烧室分为若干段,声源的作用只发生在段的界面处,然后通过模态匹配的方法将各段关联起来。

在圆柱坐标系下,段内波动方程可以导出如下形式:

$$(M^2 - 1) \frac{\partial^2 p}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 p}{r^2 \partial \theta^2} - \frac{\partial^2 p}{\partial r^2} - \frac{\partial p}{r \partial r} + \frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} + \frac{2M}{a_0^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t \partial x} = 0 \quad (1)$$

假设模拟对象是轴对称的圆管,可以利用 Bessel 函数的性质推导出第 j 段内波动方程的通解

$$\left[U^j S^j \left(\frac{\kappa}{\kappa - 1} + \frac{M^{j2}}{2} \right) p^j + S^j \left(\frac{\kappa p_0^j}{\kappa - 1} + \frac{3}{2} \rho_0^j U^{j2} \right) u^j - \frac{S^j \rho_0^j U^{j2}}{2c_p} s^j \right] - \left[U^{j+1} S^{j+1} \left(\frac{\kappa}{\kappa - 1} + \frac{M^{(j+1)2}}{2} \right) p^{j+1} + S^{j+1} \left(\frac{\kappa p_0^{j+1}}{\kappa - 1} + \frac{3}{2} \rho_0^{j+1} U^{(j+1)2} \right) u^{j+1} - \frac{S^{j+1} \rho_0^{j+1} U^{(j+1)2}}{2c_p} s^{j+1} \right] = -Q_h^j \quad (5)$$

将波动方程的解带入上述 3 个守恒方程,依据 Bessel 函数的正交性,得到单个模态下的守恒方程,可以得到如下的统一形式的表达式:

$$\begin{aligned} & [X_{mn}^{+j} \psi_{mn}^{+j}(r) P_{mn}^{+j} + X_{mn}^{-j} \psi_{mn}^{-j}(r) P_{mn}^{-j} + \\ & X_{vmn}^{+j} \psi_{vmn}^{+j}(r) \rho_{vmn}^{+j} + X_{mn}^{+(j+1)} \psi_{mn}^{+(j+1)}(r) \cdot \\ & P_{mn}^{+(j+1)} + X_{mn}^{-(j+1)} \psi_{mn}^{-(j+1)}(r) P_{mn}^{-(j+1)} + \\ & X_{vmn}^{+(j+1)} \psi_{vmn}^{+(j+1)}(r) \rho_{vmn}^{+(j+1)}] = Q^j \end{aligned} \quad (6)$$

其中系数 X 在不同的方程中代表不同的变量。

1.3 方程组的封闭及特征频率算法

如果圆管由放置在其中某一位置的平面热源分为前后两段,不考虑质量源、黏性力等的影响,则根据质量、动量、能量守恒方程、进口和出口条件、热释放方程可组成有 6 个方程的方程组

$$\begin{pmatrix} A_{mn}^{+1} & A_{mn}^{-1} & A_{mn}^{+2} & A_{mn}^{-2} & A_{vmn}^{+2} & 0 \\ B_{mn}^{+1} & B_{mn}^{-1} & B_{mn}^{+2} & B_{mn}^{-2} & B_{vmn}^{+2} & 0 \\ C_{mn}^{+1} & C_{mn}^{-1} & C_{mn}^{+2} & C_{mn}^{-2} & C_{vmn}^{+2} & +1 \\ D_{mn}^{+1} & D_{mn}^{-1} & D_{mn}^{+2} & D_{mn}^{-2} & D_{vmn}^{+2} & 0 \\ E_{mn}^{+1} & E_{mn}^{-1} & E_{mn}^{+2} & E_{mn}^{-2} & E_{vmn}^{+2} & 0 \\ F_{mn}^{+1} & F_{mn}^{-1} & F_{mn}^{+2} & F_{mn}^{-2} & F_{vmn}^{+2} & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_{mn}^{+1} \\ P_{mn}^{-1} \\ P_{mn}^{+2} \\ P_{mn}^{-2} \\ \rho_{vmn}^{+2} \\ Q^1 \end{pmatrix} = 0$$

$$p^j(x, \theta, r, t) = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} \sum_{n=0}^{\infty} [P_{mn}^{+j} \psi_{mn}^{+j}(r) e^{i\alpha_{mn}^{+j}(x-x^j)} + P_{mn}^{-j} \psi_{mn}^{-j}(r) e^{i\alpha_{mn}^{-j}(x-x^j)}] e^{i(m\theta + \omega t)} \quad (2)$$

同样可以将质点速度 u^j , v^j , w^j 以及声场密度 ρ^j 写为相同的表达式形式。

1.2 界面间的匹配

每相邻两段间的界面上的匹配关系可用质量守恒、动量守恒和能量守恒 3 个关系式来表达。

假设界面间没有质量源项的输入,质量守恒方程可表示为

$$(\rho_0^j u^j + \rho^j U^j) S^j - (\rho_0^{j+1} u^{j+1} + \rho^{j+1} U^{j+1}) S^{j+1} = 0 \quad (3)$$

忽略黏性力的作用,动量守恒方程为

$$(2U^j \rho_0^j u^j + U^{j2} \rho^j) S^j - (2U^{j+1} \rho_0^{j+1} u^{j+1} + U^{(j+1)2} \rho^{j+1}) S^{j+1} = p^{j+1} S^{j+1} - p^j S^j \quad (4)$$

如果界面间有热释放能量的输入,能量守恒方程为

$$\left[U^j S^j \left(\frac{\kappa}{\kappa - 1} + \frac{M^{j2}}{2} \right) p^j + S^j \left(\frac{\kappa p_0^j}{\kappa - 1} + \frac{3}{2} \rho_0^j U^{j2} \right) u^j - \frac{S^j \rho_0^j U^{j2}}{2c_p} s^j \right] - \left[U^{j+1} S^{j+1} \left(\frac{\kappa}{\kappa - 1} + \frac{M^{(j+1)2}}{2} \right) p^{j+1} + S^{j+1} \left(\frac{\kappa p_0^{j+1}}{\kappa - 1} + \frac{3}{2} \rho_0^{j+1} U^{(j+1)2} \right) u^{j+1} - \frac{S^{j+1} \rho_0^{j+1} U^{(j+1)2}}{2c_p} s^{j+1} \right] = -Q_h^j \quad (5)$$

即

$$X \begin{pmatrix} P_{mn}^{+j} \\ P_{mn}^{-j} \\ P_{mn}^{+(j+1)} \\ P_{mn}^{-(j+1)} \\ \rho_{vmn}^{+(j+1)} \\ Q^j \end{pmatrix} = 0 \quad (7)$$

若保证方程组有非零解,则可令 $X = 0$,以此求出特征角频率 ω 。如果 ω 的虚部为正,则代表系统是稳定的,如果虚部为负,则系统不稳定。

圆管每增加一段,则增加质量、动量、能量守恒 3 个方程,方程组仍然是封闭的。

2 不稳定热释放模型

由于在实际的燃烧室燃烧过程中,燃油分布、雾化情况、火焰形态等因素都会对热释放产生很大的影响,特别是火焰的形状具有复杂的立体结构。如果要真实地模拟放热过程是十分困难的,因此本文采用简化的热释放模型来模拟燃烧过程,并且便于与声学模型匹配起来。

2.1 湍流预混火焰动力学模型

根据经验, Dowling^[3-4]认为带中心火焰稳定器的预混湍流火焰形态如图1所示。

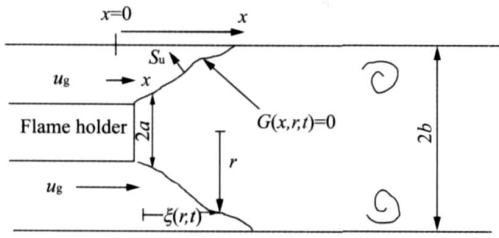


图1 火焰稳定器湍流火焰形态

Fig.1 Geometry of the flame holder and flame initiation surface

忽略密度的变化,认为热释放率正比于瞬时火焰锋面面积,即 $q_g(t) \propto A(t)$,可得热释放率的表达式

$$\frac{Q'}{Q} = \frac{A'}{A} = \frac{q_g'}{q_g} e^{-i\omega\tau(x)} = \frac{u'}{u_g} f(\Omega) e^{-i\omega\tau(x)} \quad (8)$$

$$f(\Omega) = \frac{2}{i\Omega(a+b)} \left[a - be^{-i\Omega} + \frac{b-a}{i\Omega} (1 - e^{-i\Omega}) \right] \quad (9)$$

式中 $\Omega = \omega(b-a)/S_u(1 - S_u^2/u_g^2)^{1/2}$ 。

湍流火焰传播速度表示为当量比的函数,它与层流火焰传播速度的关系可以通过测量雷诺数来得到

$$S_u(\phi) = \left(1 + 0.6 Re_l^{0.26}\right) S_l(\phi) \quad (10)$$

这个关系式较好地揭示了湍流火焰传播速度的影响,但没有考虑湍流对火焰的拉伸作用,因此在高雷诺数下不适用。本文中采用 $Re_l = \bar{\rho} D S_l / \bar{\nu}$ 。

下面来考虑层流火焰速度, Metghalchi & Keck 通过试验确定了燃料-空气混和物在内燃机和燃气轮机中的层流火焰传播速度的经验公式,它是一个当量比的函数

$$S_{l,ref}(\phi) \left(\frac{T_u}{T_{u,ref}} \right)^r \left(\frac{p}{p_{ref}} \right)^\beta (1 - 2.1 w_{dil}) \quad (11)$$

$$S_{l,ref}(\phi) = B_m + B_2 (\phi - \phi_m)^2 \quad (12)$$

式中 $T_u \geq 350 \text{ K}$, $T_{u,ref} = 298 \text{ K}$, $p_{ref} = 101325 \text{ Pa}$ 。 B_m , B_2 和 ϕ_m 是与燃料类型有关的常数。

2.2 简化热力学模型

根据 Bloxside^[5]的试验,可以写出简单形式的热释放模型

$$Q(t) = k c_p (T_u - T_0) \bar{\rho}_u \dot{e}^{-i\omega\tau} \quad (13)$$

式中 k 取值在 0.5~1.0 之间^[6]。本文取 $k = 0.8$, $T_0 = 298 \text{ K}$ 。

3 加力燃烧室的数值模拟

3.1 研究对象

本文的研究对象是某型发动机加力燃烧室的简化模型。该燃烧室的入口由冷热两股气流进入燃烧室。燃烧室内还包括催化点火器、内中外三圈燃油总管和三圈火焰稳定器,此外还有带小孔的波纹状隔热屏等结构。其结构如图2所示。

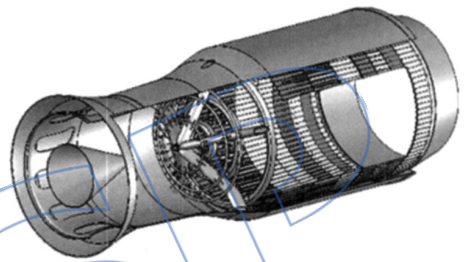


图2 发动机加力燃烧室内部结构

Fig.2 Geometry of the aeroengine afterburner

3.2 数值模拟结果简介

为了利用前面所述的声学计算模型,首先必须对该燃烧室的平均流场进行模拟。

本文中给出了二维模拟的结果,采用标准 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型,燃烧模型采用 E-A (EBU-Arrhenius) 湍流燃烧模型。进出口均采用压力边界条件,具体数值按照该型发动机在最大加力工况下的试车统计数据给出,模拟结果也与试车统计数据进行比较。通过对比认为模拟结果与实际情况比较接近。

图3是对发动机在最大加力状态时的二维稳态流场的总温和速度的数值模拟结果。

可以看出,在火焰稳定器后形成了稳定的湍流预混火焰,火焰形态与试车时的观察结果基本一致,模拟计算的出口总压、总温与流量与试车时测量的平均值相当接近,因此可以利用这个模拟计算的结果来进行后续的声学计算。

本文在定常流动的基础上进行了纵向振荡的数值模拟,其目的是为燃烧室热声计算模型的结果的对比提供一个旁证。

非定常的数值模拟采用了与定常模拟相同的边界条件。湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型,时

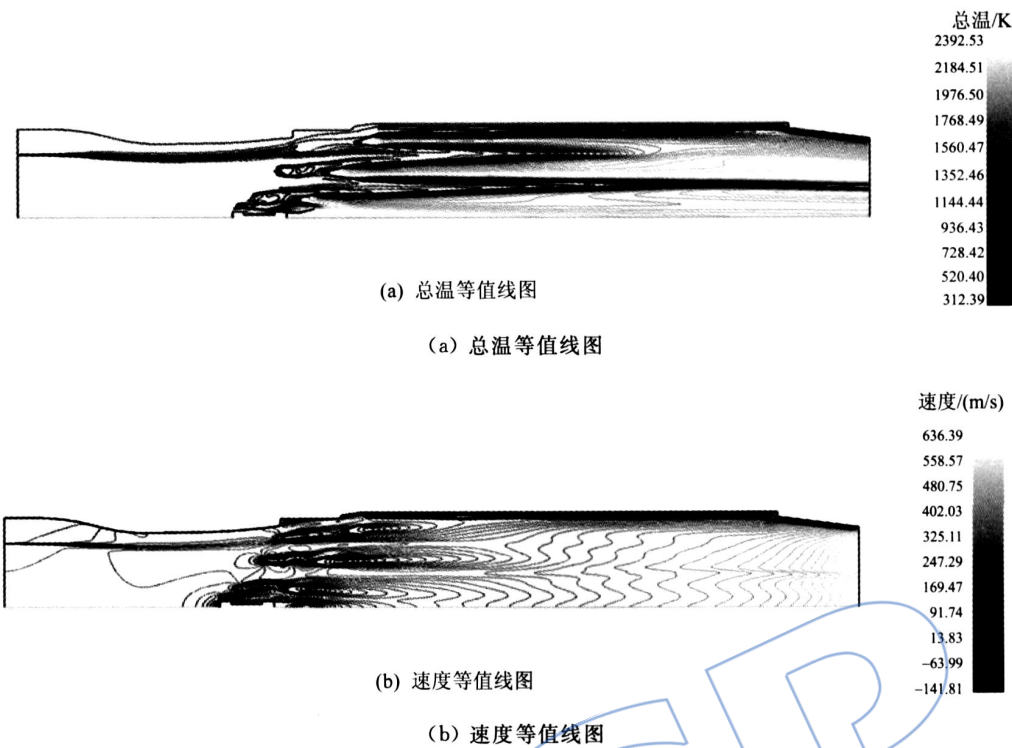


图 3 二维模型稳态模拟结果
Fig. 3 Contours of total temperature and velocity

间步长取 $\Delta t = 0.1 \text{ ms}$.

在火焰稳定器唇口位置距催化点火器唇口 168 mm 处(即外圈火焰稳定器唇口位置)设置观察平面,将该平面的压力、温度进行积分平均,得到随时间变化得十分规则的自激振荡波形.通过快速傅里叶分析(FFT)得到振荡波形的频率为 117.18 Hz.

图 4 为自激振荡的温度和压力波动相位关系.压力波动的相位落后于温度约 20° ,满足 Rayleigh

准则关于维持振荡的要求.

需要指出的是:在加力燃烧室中后部的振荡燃烧形态与火焰稳定器唇口位置相比有很大差异,而且更为复杂.我们在火焰稳定器唇口位置得到的这个振荡频率落在发动机发生加力蜂鸣时 100~120 Hz 的范围内,因此我们认为稳定器唇口处的振荡是诱发加力蜂鸣的重要因素.

4 热声振荡的计算及控制规律

为了探讨发动机加力燃烧室中抑制振荡燃烧的方法和规律,仍需要将加力燃烧室根据结构特征和管道特性做进一步的简化.利用数值模拟的计算结果求出管道每一段的平均参数,并考虑在一定的边界条件的情况下,通过求解以频率表示的矩阵的特征值来预测管道内的热声振荡频率.

采用传递单元法^[7]可以考察像带穿孔的隔热屏这样类似于局域声衬的结构对于特征频率和稳定性的影响.

图 5 显示通过改变隔热屏穿孔率的大小,发现它们对纵向振荡的特征频率(实部)的大小影响不太明显,对于稳定性(虚部)有一定影响但作用有限.采用两种不同的热释放模型对结果的影响不大.

不改变加力燃烧室外廓尺寸的情况下,调整

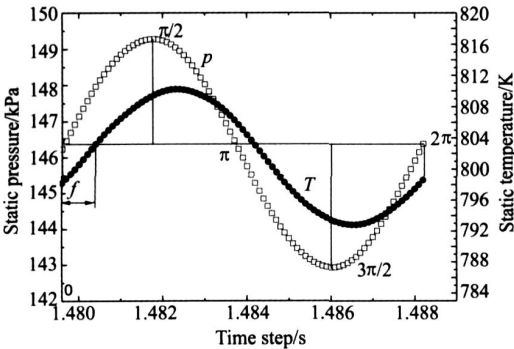


图 4 温度和压力波动相位关系
Fig. 4 Phase relations of temperature and pressure perturbations

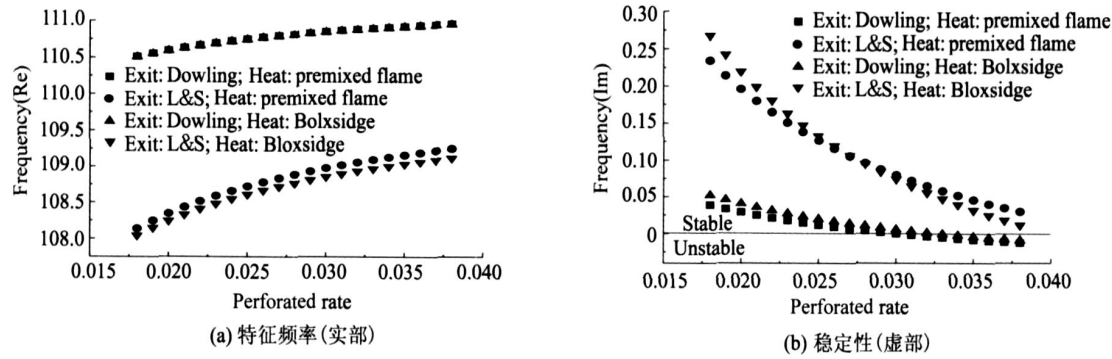


图 5 穿孔率对特征频率和稳定性影响

Fig. 5 Various equivalence frequencies and instabilities with perforated rate

隔热屏与燃烧室外壁形成的腔深,也可以稍稍改变特征频率和稳定性.但它对稳定性的影响比改变穿孔率时要大.图 6 为特征频率和稳定性随腔深的变化.

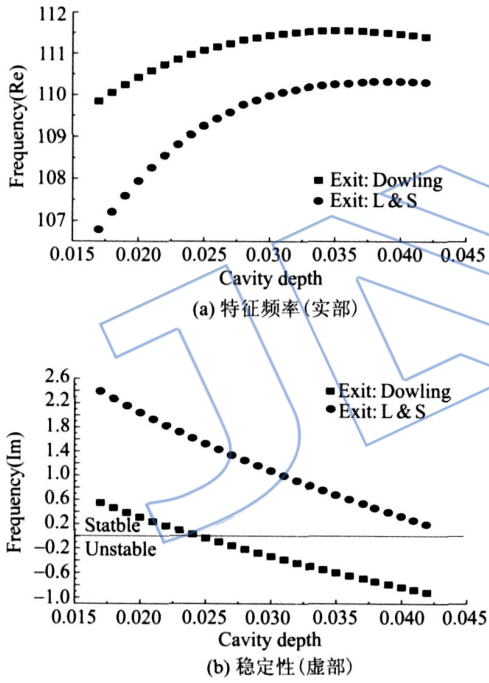


图 6 背腔腔深对特征频率和稳定性影响

Fig. 6 Various equivalence frequencies and instabilities with annular cavity depth

在 Rijke 管^[8-10] 试验研究中,改变热源的轴向位置可以观察到振荡的加强、衰减和消失的现象.本文的计算也发现热源的位置对燃烧室特征频率及稳定性的影响比其他因素的影响要大得多,即可以通过改变火焰稳定器位置或燃油的分布情况来消除燃烧室中的纵向振荡或改善其稳定性.图 7 为不稳定热源位置沿轴向变化时的计算结果.

本文出口采用了两种边界条件模型:Dowl-

ing A P^[11-12] 提出的 $\rho/\bar{\rho} + u/\bar{u} = 0$ 模型(Dowling 模型)和 Levine & Schwinger 提出的模型 $Z_{\text{exit}} = \frac{1}{4} \left(k_{mn} r_{\text{exit}} \right)^2 + i0.6 k_{mn} r_{\text{exit}}$ (L & S 模型).可以看出采用不同的进出口边界条件模型对计算结果有很大的影响,但变化趋势是相同的.

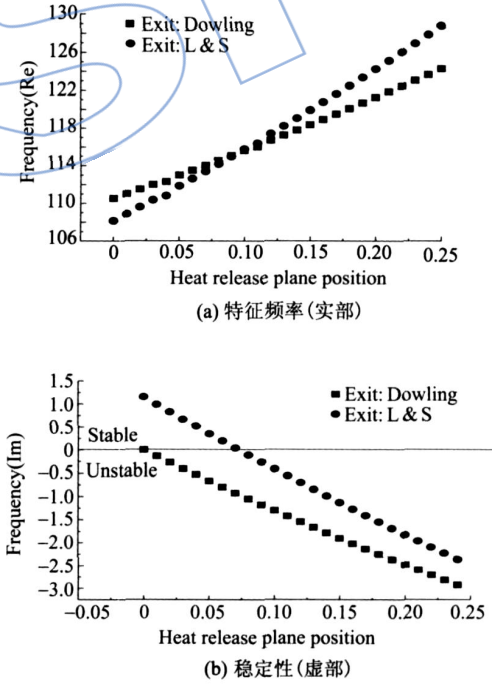


图 7 热源位置对特征频率和稳定性影响

Fig. 6 Various equivalence frequencies and instabilities with position of instability heat release

值得注意的是:如何发展并选择一种适合航空发动机加力燃烧室振荡燃烧特性研究的进出口边界条件仍然需要进行大量的工作,本文对此做了初步的尝试和探讨,关于边界条件对计算结果

准确性的影响仍需要进一步的实验进行评估。

在该型航空发动机加力燃烧室的发展与使用过程中,曾多次发生过 100~120 Hz 的低频振荡故障,该故障的发生多出现在发动机由较小的工作状态快推到最大加力工作状态的过程中,并在十分接近最大加力工作状态时出现强烈振荡。表 1 给出了本文通过计算流体动力学(CFD)方法和加力燃烧室热声振荡计算与实际应用时的对比。

表 1 中可以看出利用加力燃烧室热声振荡模型得到的特征频率虚部虽然为正,但已在不稳定的边缘处,此时若有一个小扰动的激励就有可能引发系统的振荡。

表 1 计算与实际的对比
Table 1 Comparison of calculation and test

	实际应用	CFD	声振荡 (出口:Dowling)
特征频率/ Hz	100~120	117. 18	110. 54
稳定性	偶发不稳定	不稳定	0. 0046(稳定)

5 结 论

本文将管道声传播与燃烧热释放结合起来建立了用于分析热声振荡的理论模型,将其应用于某型航空发动机加力燃烧室纵向振荡的特征频率及稳定性预测,研究了某些结构对热声振荡的影响规律及控制方法,得到以下几点结论:

- 1) 建立的简化热声振荡分析模型能够方便地应用于复杂加力燃烧室的工程设计并为其提供重要的设计准则;
- 2) 简化的热释放模型源的位置以及边界条件的选择对于特征频率及稳定性的预测准确性影响很大,针对具体的研究对象时需要仔细地进行考虑;
- 3) 可以通过改变热源的位置及隔热屏结构等方法来改变热声振荡及不稳定特性,为工程实践提供一定的指导原则;
- 4) 将 CFD 方法与本文建立的声学方法有机地结合起来,对热声振荡机理的研究是十分重要的。

参考文献:

[1] You Danning, Yang V, Sun Xiaofeng. Three-dimensional linear stability analysis of gas turbine combustion dynamics[C]// Timothy C L, Yang V. Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling. Arlington, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. ,2005: 415-443.

[2] You Danning, Sun Xiaofeng, Yang V. Three-dimensional linear acoustic analysis of gas turbine combustion instability[R]. AIAA 2003-0118.

[3] Dowling A P. Active control of combustion oscillations [R]. AIAA 99-3571.

[4] Hubbard S, Dowling A P. Acoustic instabilities in premix burners[R]. AIAA 1998-0125.

[5] Bloxsidge G J, Dowling A P, Langborne P J. Reheat buzz: an acoustically coupled combustion instability: Part 2 — Theory [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1988, 193: 445-473.

[6] Macquisten M A, Dowling A P. Combustion oscillations in a twin-stream afterburner[R]. AIAA 1993-4392.

[7] 王晓宇, 杜林, 孙晓峰. 考虑变截面影响的航空发动机短舱声学模型及数值结果[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1073-1079.
WANG Xiaoyu, DU Lin, SUN Xiaofeng. A new approach for the acoustic design of aeroengine nacelle with the effect of varying cross-section area[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6):1073-1079. (in Chinese)

[8] 郭志辉, 李磊, 张澄宇. 关于热声不稳定性现象的一种控制方法[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(6):947-950.
GUO Zhihui, LI Lei, ZHANG Chengyu. A control method for the suppression of thermoacoustic instability[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(6):947-950. (in Chinese)

[9] Nark D M. The rijke tube as an initial value problem[R]. AIAA-1997-1626.

[10] Matveev K. Thermoacoustic instabilities in the rijke tube: experiments and modeling [R]. California: Institute of Technology, 2003.

[11] Dowling A P. The calculation of thermoacoustic oscillations[J]. Journal of Sound and Vibration, 1995, 180(4): 557-581.

[12] Eldredge J D. Dowling A P. The absorption of axial acoustic waves by a perforated liner with bias flow [J]. Journal of Fluid Mech. , 2003, 485:307-335.