

DOI: 10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2023.03.024

基于GIM的加力燃烧室振荡燃烧频率预测方法与试验验证

刘思棋,韩启祥

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:以加力燃烧室为对象,建立基于GIM的加力燃烧室不稳定燃烧数学模型,并利用Matlab/Simulink开发用于预测加力燃烧室振荡燃烧频率的计算程序。建立模型加力燃烧室振荡燃烧试验系统,利用高速摄影图像的FFT分析,从实验的角度验证预测方法的准确性。结果表明该方法对加力燃烧室振荡燃烧频率的预测误差为3.96%。在此基础上,运用该方法研究火焰稳定器堵塞比对于振荡燃烧频率的影响,结果表明:随着堵塞比增大,振荡燃烧频率不断减小;当堵塞比小于0.25时对频率的影响可以忽略,当堵塞比大于0.5时,对频率的影响较大。

关键词:燃烧不稳定;加力燃烧室;波动方程;预测模型;图像处理技术

中图分类号:V231.2 文献标志码:A 文章编号:1671-5276(2023)03-0096-05

Prediction Method and Test Verification of Oscillating Combustion Frequency in Afterburner Based on GIM

LIU Siqi, HAN Qixiang

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on GIM, the mathematical model of unstable combustion in afterburner is established, and the calculation program for predicting the oscillating combustion frequency of afterburner is developed by using Matlab/Simulink. A model afterburner oscillating combustion test system is established, and the accuracy of the prediction method is verified by FFT analysis of high-speed photographic images from the perspective of experiment. The results show that the prediction error of oscillating combustion frequency of afterburner by the proposed method is 3.96%, based on which, the influence of the blockage ratio of the flame stabilizer on the oscillating combustion frequency is studied by the method. The results show that the oscillating combustion frequency decreases with the increase of the blockage ratio. When the blockage ratio is less than 0.25, its influence on the frequency can be ignored, and when the blockage ratio is greater than 0.5, the influence over the frequency becomes greater.

Keywords: combustion instability; afterburner; wave equation; prediction model; image processing technology

0 引言

为了实现高推重比以获得更强的机动性能,现代军用航空涡轮发动机广泛使用加力燃烧室。加力燃烧室位于涡轮之后,对主燃烧室排出的高温燃气进一步组织燃烧,加力室中气流速度与温度远高于主燃烧室,且为筒体结构,因此加力燃烧室内更容易出现不稳定燃烧,即振荡燃烧。加力燃烧室中出现振荡燃烧时,强大的压力脉动会使加力燃烧室剧烈震动,热负荷增高,并伴随剧烈的燃烧噪声,从而影响加力燃烧室乃至整台发动机的性能,严重时危害装置安全运行^[1]。因此,新一代航空发动机要想获得更高的推重比及其他更好性能,必须准确地对加力燃烧室振荡燃烧进行分析与预测,进而通过调整工况参数以避免振荡燃烧。

为了对加力燃烧室的不稳定燃烧状况进行充分分析与预估,需要建立一个准确度高、实用性强的加力燃烧室

不稳定燃烧预测模型。目前被用来模拟燃烧不稳定性的最高精度分析模型是分离涡模拟(DES)或大涡模拟(LES),它们通过模拟三维模型进行网格计算,得到加力燃烧室在特定工况下的流场状况与发展趋势^[2]。波动方程模型是一种精度有所下降的分析模型,通常通过格林函数、经典声学公式和 Galerkin 方法进行求解。精度越高的模型对计算资源要求越高,时间周期也越长,因此高精度模型适合对特定方案不稳定燃烧的机制与特性进行研究,而精度低的模型例如波动方程模型更适合于方案遴选与设计阶段的分析与评估。本文计划利用波动方程构建出在加力燃烧室设计阶段对输入工况参数进行初步筛选的计算模型。

PORTELLO J 等^[3-4]提出了通用燃烧不稳定模型(generalized combustion instability model, GIM),它以波动方程为基础,将结构与流动的影响与热响应函数相结合,对系统的声学稳定性进行参数化研究。本文基于GIM,构建了一个针对加力燃烧室是否产生自激振荡及自激振荡

基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0008-0034)

第一作者简介:刘思棋(1996—),女,湖南岳阳人,硕士研究生,研究方向为推进系统燃烧技术。

频率的预测模型,并通过试验对模型预测精度进行验证,最后利用该预测模型研究了模型加力燃烧室不稳定燃烧时相关参数的变化趋势。

1 预测模型

1.1 数学模型

GIM 将两相流燃烧稳定性分析纳入基于 Simulink 的体系结构中。WICKER J M^[5]从燃烧室内两相流的守恒方程出发,将燃料与氧化剂作为一种凝聚相考虑,用单一的平均气体表示多组分气体混合物,然后将凝聚相性质与气相进行质量平均,将两相混合流动守恒方程简化为气相的单偏微分方程(PDE),并将冷凝相的影响视为源项,得到了燃烧室内气体压力脉动的非齐次波动方程:

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{\bar{a}^2} \cdot \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = h \quad (1)$$

$$\begin{aligned} F_n = & -\frac{\bar{a}^2}{E_n \bar{\rho}} \left[\bar{\rho} k_n^2 \int \Psi_n (\bar{u} \cdot u') dV - \bar{\rho} \int [u' \times (\nabla \cdot \bar{u})] \cdot \nabla \Psi_n dV + \frac{1}{\bar{a}^2} \int \frac{\partial p'}{\partial t} \bar{u} \cdot \nabla \Psi_n dV + \frac{\bar{\gamma} - 1}{\bar{a}^2} \int \Psi_n \frac{\partial p'}{\partial t} \nabla \cdot \bar{u} dV + \right. \\ & \bar{\rho} \int (u' \cdot \nabla u') \cdot \nabla \Psi_n dV - \frac{1}{\bar{a}^2} \int \frac{\partial p'}{\partial t} u' \cdot \nabla \Psi_n dV + \frac{\bar{\gamma} - 1}{\bar{a}^2} \int \Psi_n \frac{\partial p'}{\partial t} \nabla \cdot u' dV + \frac{\bar{\gamma} - 1}{\bar{a}^2} \int \Psi_n p' \nabla \cdot \frac{\partial u'}{\partial t} dV + \\ & \left. \oint \Psi_n \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} u' + \bar{\rho}' u' + \rho' u') dS - \int M' \cdot \nabla \Psi_n dV - \frac{1}{\bar{a}^2} \int \Psi_n \frac{\partial E'}{\partial t} dV \right] \quad (6) \end{aligned}$$

式中:第1项到第4项表示线性平均流影响;第5项到第8项为非线性源项;第9项为边界条件的影响;最后两项分别为动量和能量源项, $E_n^2 = \iiint \psi_n^2 dV$ 。

通过式(1)~式(6)可知,求解加力燃烧室振荡燃烧脉动值,即为求解 η 和 ψ 两个函数。将式(4)、式(5)在 Simulink 中进行模块化编程,就可以求解出时间模态和空间模态,进而得到脉动压力及脉动速度,实现求解波动方程的目的。

1.2 加力燃烧室振荡燃烧预测模型

加力燃烧室是在涡轮后的筒体结构,涡轮叶片形成了加力燃烧室筒体的声学闭端。加力燃烧室火焰集中在稳定器后,在不考虑径向与周向影响时,可以看成为轴向某个位置上的火焰面。

将实际的加力燃烧室简化为如图1所示的简化模型^[8],将复杂的几何结构简化为一根长度为 l 、左侧封闭、右侧开口的直管。假定热释放集中于一个无限薄的平面 ($x=b$) 进行放热,在热释放的位置确定之后,热释放率只是时间的函数,且只考虑扰动的轴向模态。在热释放面的两侧流场被分为两个区域,左侧为未燃预混气,用下标1表示;右侧为燃烧之后的气体,用下标2表示。钝体火焰稳定器在管道上游,其阻塞比 r 为火焰稳定器迎风面积与上游管道横截面积的比值。

考虑平均流效应时,嫡波或对流热与声波耦合,需要同时求解质量、动量和能量守恒方程,使得加力燃烧室振荡燃烧的分析变得非常复杂。因此,在加力燃烧室进口马

式中: $\nabla(\cdot)$ 为梯度; $\nabla^2(\cdot)$ 为二阶梯度; $\bar{a} = (\bar{\gamma} \bar{R} \bar{T})^{1/2}$ 为平均声速; p' 为压力脉动; h 为波动方程的非齐次项,它的形式受平均流场、燃烧过程的线性影响和平均流场、燃烧、非线性声学的非线性影响。直接通过波动方程求解压力脉动是极其困难的,因此引用 CULICK F E C 等^[6-7]使用的一种线性 Galerkin 法,把压力脉动分解为时间分量和空间分量后,再分别予以求解。将 η 作为基函数, ψ 作为权函数,则压力脉动和速度脉动可以分别表示为:

$$p' = \bar{p} \sum \eta_n(t) \cdot \psi_n(r) \quad (2)$$

$$u' = \sum_n \left(\frac{1}{\bar{\gamma} k_n^2} \dot{\eta}_n \nabla \psi_n - \frac{\bar{u}}{y} \eta_n \psi_n \right) \quad (3)$$

式中 η 和 ψ 可以分别用以下公式计算:

$$\ddot{\eta} + \omega_n^2 \eta = F_n \quad (4)$$

$$\nabla^2 \psi_n + k_n^2 \psi_n = 0 \quad (5)$$

式(4)的右边项 F_n 中各源项为

赫数较低的情况下,忽略平均流效应会大大降低分析的复杂性而不对结果造成较大的影响。

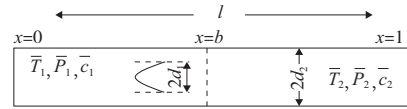


图1 加力燃烧室简化模型

针对简化后的加力燃烧室模型, DOWLING A P^[9]得到了空间模态 ψ 的表达式:

$$\psi(x) = \begin{cases} \cos(\omega_n x / \bar{c}_1), & x < b \\ \left[\cos\left(\frac{\omega_n b}{\bar{c}_1}\right) / \sin\left(\frac{\omega_n(l-b)}{\bar{c}_2}\right) \right] \sin(\omega_n(l-x) / \bar{c}_2), & x > b \end{cases} \quad (7)$$

当 ψ 的表达式确定后,波动方程的求解就变为求解 η 分量,即求解方程(4),这也是加力燃烧室不稳定预测程序的主要任务。图2为加力燃烧室不稳定燃烧预测模型建立的基本思路,也是各个模块之间的关联图。整个程序分为6大模块,分别为计算频率的频率求解器模块、不稳定热释放模块、边界条件模块、ODE 求解器模块、扰动量求解器模块以及其他源项输入模块。频率求解器模块可以求解出系统的声学频率及热声耦合频率。边界条件模块、热释放模块可以分别求解出式(6)中的边界条件和能量源项,其余源项在其他源项模块中建模,通过开关模块可以直接添加或删除,以研究更复杂的加力燃烧室。将频率及各个源项输入 ODE 求解器模块后,就可以求解出时

间分量 η 。扰动量求解器模块可以根据计算出的 η 和 ψ 求解出压力脉动及速度脉动的变化趋势。

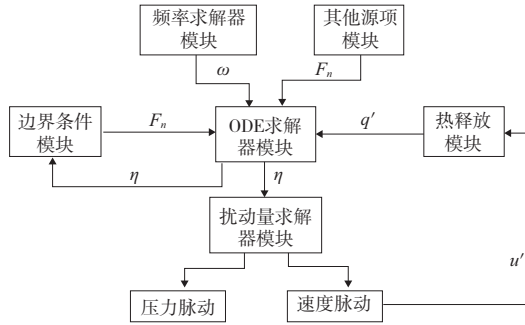


图2 加力室振荡燃烧预测模型示意图

$$\begin{vmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & e^{ik_n l} & e^{-ik_n l} \\ e^{ik_n b} & e^{-ik_n b} & -e^{ik_n b} & -e^{-ik_n b} \\ S_1 e^{ik_n b} + \frac{k}{2} \cdot e^{-i\omega\tau} & -S_1 e^{-ik_n b} - \frac{k}{2} \cdot e^{-i\omega\tau} & -S_2 e^{ik_n b} - \frac{k}{2} \cdot e^{-i\omega\tau} & S_2 e^{-ik_n b} + \frac{k}{2} \cdot e^{-i\omega\tau} \end{vmatrix} = 0 \quad (11)$$

将式(8)~式(11)在 Simulink 中建模,得到边界条件模块、频率求解模块及热释放模块,将它们接入 ODE 求解器模块,即可解出加力燃烧室振荡燃烧脉动值。

为了验证预测模型的准确性,这里针对文献[10]所设定的工况,计算得到加力燃烧室的压力频谱图,与其实验结果进行对比,图3为其实验得到的压力频谱图,图4为用模型计算得到的压力频谱图。从图中可以看到此时两者的脉动主频分别为 85 Hz、76 Hz,模型计算误差为 10.59%。

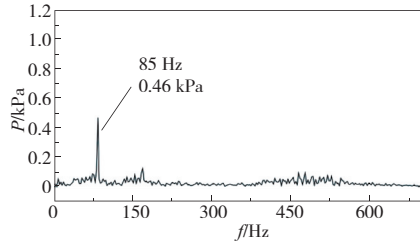


图3 文献[10]实验得到的压力频谱图

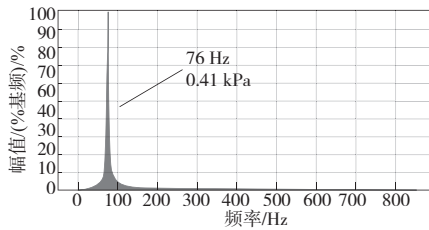


图4 预测模型计算的的压力频谱图

在本文中,热释放模型选用了 Portillo 提出的速度时滞模型:

$$q' = \beta \frac{\bar{\rho} \bar{\alpha}^2}{\gamma - 1} u'(t - \tau, z) \bar{q} / \bar{u} \quad (8)$$

通过热释放模型可以得到式(6)的能量源项

$$F_n = - \frac{R_u}{C_v \bar{p} E_n^2} \int \psi_n \frac{\partial q}{\partial t} dV \quad (9)$$

边界条件设置为进口处声学闭端,出口处压力脉动为 0(速度脉动达到最大值),在该条件下对式(6)中的边界条件源项进行计算,得到进口处 $F=0$,出口处

$$F = 0.3457 \ddot{\eta} \cdot S_2 \quad (10)$$

文献[8]中对频率的求解进行了研究,得到了一个求解热声耦合频率的行列式如下:

1.3 考虑火焰稳定器带来阻塞效应时的振荡频率预测模型

1.2 节中忽略了平均流对扰动的影响,事实上,加力燃烧室内由于稳定器的存在,平均流动效应对扰动有较大的影响。考虑平均流效应时,GIM 模型中频率求解器模块将发生变化,因此需要重新设计一个能考虑平均流效应的频率求解器。为此将火焰稳定器简化为一个置于流体当中的阻塞物,它会对流体施加阻力,式(12)为阻力系数公式^[9]:

$$C_D = [1 - (1-r)^{-1}]^2 \quad (12)$$

式中 C_D 为阻力系数,将阻力 $\left(\frac{1}{2} C_D \rho_1 \bar{u}_1^2\right)$ 添加到动量连续方程中:

$$\begin{aligned} \rho_1' + \rho_1' \bar{u}_1^2 + 2 \bar{\rho}_1 \bar{u}_1 u_1' &= \rho_2' + \rho_2' \bar{u}_2^2 + 2 \bar{\rho}_2 \bar{u}_2 u_2' + \\ \frac{1}{2} C_D \rho_1 \bar{u}_1^2 + C_D \bar{\rho}_1 \bar{u}_1 u_1' & \end{aligned} \quad (13)$$

$x=b$ 处的质量连续方程和能量通量扰动连续方程分别为:

$$\bar{\rho}_1 u_1' + \rho_1' \bar{u}_1 = \bar{\rho}_2 u_2' + \rho_2' \bar{u}_2 \quad (14)$$

$$\begin{aligned} c_p \bar{T}_{01} (\bar{\rho}_1 u_1' + \rho_1' \bar{u}_1) + \bar{\rho}_1 \bar{u}_1 (c_p T_1' + \bar{u}_1 u_1') + Q' &= \\ c_p \bar{T}_{02} (\bar{\rho}_2 u_2' + \rho_2' \bar{u}_2) + \bar{\rho}_2 \bar{u}_2 (c_p T_2' + \bar{u}_2 u_2') & \end{aligned} \quad (15)$$

结合质量连续方程和 $x=b$ 处的能量通量扰动连续方程得到一个新的频率求解行列式 X :

$$X = \begin{pmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ e^{-i\omega_n b/\bar{c}_1} & -e^{i\omega_n b/\bar{c}_1} & \frac{\bar{c}_1}{\bar{c}_2} e^{-i\omega_n b/\bar{c}_2} & 0 & 0 & 0 \\ M_1 e^{-i\omega_n b/\bar{c}_1} & M_2 e^{i\omega_n b/\bar{c}_1} & M_3 e^{-i\omega_n b/\bar{c}_2} & M_4 e^{i\omega_n b/\bar{c}_2} & \bar{M}_{a_2}^2 & 0 \\ (\gamma-1)^{-1} e^{-i\omega_n b/\bar{c}_1} & -(\gamma-1)^{-1} e^{i\omega_n b/\bar{c}_1} & R_1 e^{-i\omega_n b/\bar{c}_2} & R_2 e^{i\omega_n b/\bar{c}_2} & 0 & 1 \\ 0 & 0 & e^{-i\omega_n l/\bar{c}_2} & e^{i\omega_n l/\bar{c}_2} & 0 & 0 \\ e^{-i\omega_n b/\bar{c}_1} & -e^{i\omega_n b/\bar{c}_1} & 0 & 0 & 0 & -\frac{(\gamma-1)C_1}{\beta\alpha^2 e^{i\omega_n \tau}} \end{pmatrix} \quad (16)$$

式中: $M_1 = 1 + 2\bar{M}a_1 s + \bar{M}a_1^2 s$; $M_2 = -(1 - 2\bar{M}a_1 s + \bar{M}a_1^2 s)$; $M_3 = -(1 + \bar{M}a_2^2)$; $M_4 = -(1 - \bar{M}a_2^2)$; $R_1 = -(\gamma-1)^{-1} \frac{\bar{c}_2}{\bar{c}_1}$; $R_2 = -R_1$, 其中 $s = 1 - \frac{1}{2}C_D = \frac{1}{2} + (1-r)^{-1} - \frac{1}{2}(1-r)^{-2}$; r 为阻塞比。通过求解 $X=0$, 可以得到新的热声耦合频率, 将其接入 GIM 模型, 对脉动值进行求解。

2 预测模型实验验证

2.1 实验系统

图 5 为模型加力燃烧室实验组件示意图。如图所示, 加力燃烧室为矩形管道, 管道横截面为 $100\text{ mm} \times 136\text{ mm}$, 分为 4 段: 整流段、测试段 2、测试段 1 和出口段。稳定器为 V 型稳定器, 堵塞比为 0.35。

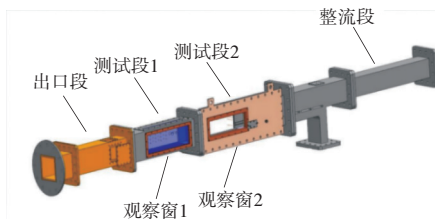


图 5 实验系统

整流段为平直矩形管道, 整流后的气体经过电加温系统加温之后, 在测试段 1 与喷嘴喷出的油雾掺混成可燃混气。测试段 2 为稳定器上流端, 在进口处中间有一块 $100\text{ mm} \times 120\text{ mm}$ 的挡板, 以此形成一个声学封闭段。测试段 2 装有火焰稳定器, 未燃油雾混气在火焰稳定器后形成回流区, 点火器点火后火焰向下游传播, 最后经出口段冷却并排出尾气至冷却罐。在测试段 1、测试段 2 均开有一个观察窗, 透过观察窗可以用高速摄影仪拍摄火焰动态结构, 研究此时加力燃烧室内的脉动特征。

实验的进口马赫数为 0.63, 平均比热比为 1.3, 平均压力为 $101\ 352\text{ Pa}$, 质量流量为 0.54 kg/s , 进口温度为 428.7 K , 稳定器堵塞比为 0.35。实验时调节当量比以得到不同的燃烧工况。预测模型的工况参数设定与实验参数一致, 其可调节的参数为进口马赫数及阻塞比。

2.2 实验结果与模型验证

传统分析通常基于几个空间位置点测量的结果来表

征系统的状态, 但实际测量值测点的个数是有限的, 且每个不同的测点都可能带来一定的测量误差。为此本文采用高速摄影记录全燃烧场的火焰动态变化, 高速摄影仪采集到的图像会自动转换为灰度值图像, 进而运用图像 FFT 方法确定振荡燃烧特性。高速摄影仪采集到的图像中所有存在火焰动态变化像素点的时间序列值均可用于 FFT 变化获得振荡主频, 且所有像素点的振荡主频都相同, 只是不同火焰位置的幅值有所差异^[11]。由于所有像素点均采集自同一高速摄影设备, 因此可以在得到更多测点数据的同时不引入额外的来自测点设备的误差。

在实验中, 以 $10\ 000\text{ Hz}$ 采样频率得到 $4\ 639$ 帧高速摄影图像, 每一帧图片像素为 $1\ 280 \times 800$ 。在火焰范围内选取 5 个点, 分别为 $(310, 590)$ 、 $(300, 600)$ 、 $(280, 610)$ 、 $(260, 580)$ 、 $(240, 600)$, 然后对每个点的时序值进行傅里叶变换, 将 5 个傅里叶序列值取平均值, 可以得到火焰燃烧时平均像素 FFT。

图 6、图 7 为模型加力燃烧室两种典型燃烧模态下的火焰图像。两种燃烧模态是通过改变混气当量比得到的, 加力燃烧室内稳定燃烧和振荡燃烧两种状态对应的当量比分别为 0.025 和 0.050。



图 6 稳定燃烧时的高速摄影图像

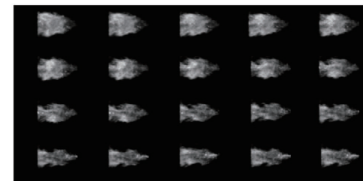


图 7 振荡燃烧时的高速摄影图像

图 8 为加力燃烧室稳定燃烧火焰图像中同一点像素灰度值时间序列的平均 FFT 变换结果。从图中可以看出, 稳定燃烧时没有明显的主频, 此时预测程序计算得到的频率虚部值都小于 0, 满足 DOWLING A P 等^[12]提出的稳定燃烧判据。图 9 为加力燃烧室振荡燃烧时火焰图像

中同一点像素灰度值时间序列的平均FFT变换结果,图10为相同条件下预测程序计算得到的压力频谱图。对比图9与图10可以发现两者具有相似的主频,加力燃烧室

振荡燃烧主频的计算误差为3.96%,相较于不考虑平均流及堵塞比的情况,误差减小了6.63%,说明考虑平均流及堵塞比会使模型对加力燃烧室不稳定燃烧的预测更为准确。

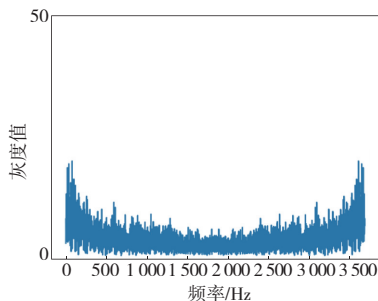


图8 稳定燃烧时火焰图像平均像素的FFT

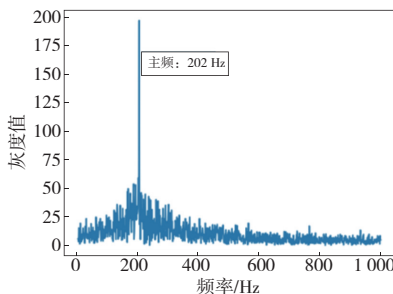


图9 不稳定燃烧时火焰图像平均像素的FFT

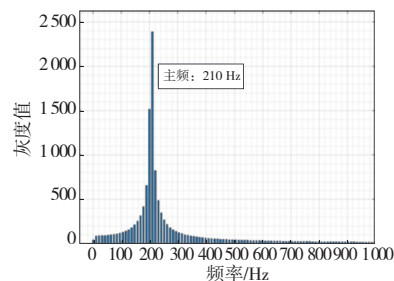


图10 不稳定燃烧时模型计算的压力频谱图

2.3 堵塞比对于振荡燃烧频率的影响

从前文可以看出,考虑火焰稳定器堵塞比的影响之后,模型的预测误差明显减小,说明堵塞比对于频率的影响较大。接下来研究堵塞比和进口马赫数对于振荡燃烧频率的影响,将考虑堵塞比的行列式在程序中实现,并设定不同的堵塞比的值,研究此时频率随进口马赫数的变化,其结果如图11所示。

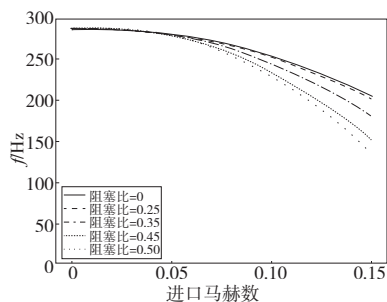


图11 不同堵塞比时频率随进口马赫数的变化趋势

从图11可知,随着堵塞比不断增大,相同进口马赫数下的频率不断减小。当堵塞比小于0.25时,随着进口马赫数变化,加力燃烧室内的振荡频率与不考虑堵塞比时的频率几乎没有差别;堵塞比大于0.25时,随着马赫数增大到大于0.1时,相同马赫数下加力燃烧室内的频率明显改变,且随着堵塞比不断增大,这种差异也明显增大。

3 结语

本文针对加力燃烧室建立了基于GIM的振荡燃烧预测程序,并用实验针对不考虑堵塞比和加入堵塞比的两种情况分别进行了验证,最后运用搭建好的程序研究了堵塞比对于加力燃烧室内振荡频率的影响,结论如下:

1) 预测程序能够准确地预测加力燃烧室是否存在振荡燃烧,并计算发生振荡燃烧时的脉动频率;

2) 考虑堵塞比的加力燃烧室不稳定预测程序对于频率的预测误差为3.96%,相较于不考虑堵塞比的情况误差减小了6.63%,对加力燃烧室内的不稳定燃烧情况预测结果更为准确;

3) 当堵塞比小于0.25时,堵塞比对加力燃烧室内的振荡频率几乎没有影响;当堵塞比大于0.25时,且马赫数大于0.1时,堵塞比对加力燃烧室内的频率的影响较大。

参考文献:

- [1] OH J S, YOON Y B. Combustion instability in gas turbine engines [J]. Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, 2008, 12(4):63-77.
- [2] 张书铭,杨雨,李井华. 大涡模拟航空发动机加力燃烧室内部分流场[J]. 机械制造与自动化,2020,49(3):102-104.
- [3] PORTILLO J, SISCO J, CORLESS M J, et al. Generalized combustion instability model [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California. Reston, Virginia: AIAA, 2006:4889.
- [4] PORTILLO J, SISCO J, YU Y, et al. Application of a generalized instability model to a longitudinal mode combustion instability [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007:5651.
- [5] WICKER J M, Triggered instabilities in rocket motors and active combustion control for an incinerator afterburner flow [D]. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 1999.
- [6] CULICK F E C. Combustion instabilities in liquid-fuelled propulsion systems [C]. W. AGARD Conference Proceedings 450. Belgium: NATO ASI Series. Publication Coordination Office, 1989.
- [7] CULICK F E C, YANG V, Overview of combustion instabilities in liquid-propellant rocket engines [J]. Progress in Aeronautics and Astronautics, 1995, 169:3-37.
- [8] 刘思棋,韩启祥. 基于波动方程的加力燃烧室不稳定燃烧预测模型 [C]. 第二十一届中国燃烧与传热质学学术交流暨中国航空学会动力分会第十三届小型发动机学术研讨会. 兰州:2021.
- [9] DOWLING A P. The calculation of thermoacoustic oscillations [J]. Journal of Sound and Vibration, 1995, 180(4):557-581.
- [10] 谭威. 模型加力燃烧室热声耦合特性研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [11] 赖安卿,刘云鹏,付尧明,等. 振荡燃烧火焰图像处理 [J]. 燃烧科学与技术, 2020, 26(1):10-17.
- [12] DOWLING A P, BLOXSIDGE G, LANGHOME P. Reheat buzz: an acoustically coupled combustion instability [J]. Journal of Sound & Vibration, 1988, 193:445-473.

收稿日期:2021-11-29