

文章编号:1000-8055(2013)01-0226-07

富氧燃气发生器动态特性分析

刘 上, 刘红军, 陈宏玉

(航天推进技术研究院 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 建立了描述富氧燃气发生器动态特性的线性化频域模型, 以分析推进剂流量扰动对发生器室压的动态作用。通过与文献中试验数据对比, 验证了模型和计算方法的合理性。在低频范围内采用考虑熵波的绝热流动模型, 比较煤油和液氧流量扰动引起发生器压力振荡的频率响应, 结果显示煤油流量扰动更易引起较大的熵波幅值。分析了燃烧温度与混合比关系的无量纲斜率、涡轮压比系数和燃烧时滞对发生器频率特性的影响规律。在很宽的频率范围内分析发生器的动态特性, 需采用考虑声学效应的分布参数模型, 既能在低频范围内涵盖绝热流动模型, 又能反映气路的纵向声学振荡。

关 键 词: 富氧燃气发生器; 频率特性; 流量扰动; 熵波; 声学效应

中图分类号: V434

文献标志码: A

Analysis of oxidizer-rich preburner dynamic characteristics

LIU Shang, LIU Hong-jun, CHEN Hong-yu

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: The linearized frequency models for oxidizer-rich preburner were developed to analyze the preburner pressure dynamic response under the propellant flow rate disturbance. The validity of the models and calculation method were confirmed by comparing the results with the test data from references. Using the adiabatic flow model which considered entropy wave during the low frequency range, the frequency responses of preburner pressure under kerosene and liquid oxygen flow rate disturbance were compared respectively, and the result shows that kerosene flow rate disturbance causes higher entropy wave amplitude. The influence rules of the dimensionless slope of combustion temperature and mixture rate as well as pressure ratio of the turbo and combustion time lag on the preburner frequency characteristics were also analyzed. When the concerned frequency range is wide, the distributed parameter model considering the acoustic effect should be used, because the model not only contains the adiabatic flow model during the low frequency range, but also can reflect the longitudinal acoustic oscillation.

Key words: oxidizer-rich preburner; frequency characteristics; flow rate disturbance; entropy wave; acoustics effect

富氧燃气发生器是高压补燃液氧煤油发动机的一个重要组件, 处于整个发动机系统的中心部位, 具有室压高、流量密度大、富氧燃烧的特点, 其

工作状态直接影响涡轮泵和推力室的性能, 对全系统的影响很大^[1]。与其他气路组件的特性相比, 燃气发生器往往具有最大的特征时间常数(停留

收稿日期: 2012-01-17

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.226_031.html

作者简介: 刘上(1984—), 男, 湖北武穴人, 博士生, 主要从事液体火箭发动机系统动力学研究。

时间)和最大的熵波幅值^[2].这 2 个因素既影响燃气发生器流路内的动态特性,也影响液体火箭发动机的动态特性,使得整个发动机的动态特性有很多地方取决于燃气发生器的动态特性,因此需要对富氧燃气发生器动态特性开展深入的研究.

目前,国内外对液体发动机频率特性的研究取得了不少的成果. Holster^[3]对发动机供应系统建立传递矩阵模型,研究供应系统在入口压力扰动下的动态特性. 张黎辉等^[4]分别利用集中参数模型和分布参数模型对氢氧补燃发动机输送系统进行了频率特性分析,对比了 2 种模型的计算结果. 陈琪锋等^[5]利用分布参数模型对氢氧发动机的频率特性进行分析,得到发动机的 2 个特征性的谐振频率,分别是由液氢路和液氧路引起的. 李斌等^[6]对液氧煤油补燃发动机在推进剂入口压力及阀门截面积变化干扰下的低频频率响应进行了较全面地分析. 格列克曼^[2]详细介绍了液体发动机中各组件的建模方法,以及液路、气路的动力学模型. Osharov 等^[7]研究了富燃固体燃气发生器的频率特性,作为研究发动机火箭纵向耦合振动(POGO)问题的一部分.

目前发动机的频率特性分析大部分是针对 POGO 问题,以推进剂输送系统为重点,对补燃发动机中重要组件燃气发生器的动态特性研究得不够深入. 本文在文献^[2]的基础上,在不同的频率范围内和不同条件下,深入分析富氧燃气发生器相对入口推进剂流量扰动的动态特性.

1 模型方程

为了提高对燃气发生器描述的精细程度,将其分为燃烧区和流动区^[8]. 富氧发生器采用双组元内混合同轴离心式喷注单元,通过设计在缩进室内燃烧的方式,保证了喷注单元出口即形成高温燃烧的稳定火焰^[9-10],因此可以忽略发生器头部集中燃烧区的体积. 在频率不高的范围内,将燃烧过程简化为一个固定时滞过程,认为推进剂由喷嘴进入燃烧后,经历 1 个延迟后在头部瞬时燃烧. 对集中燃烧区,建立关联燃气流量、温度脉动与液体推进剂流量脉动的无量纲矩阵如下^[11-12]:

$$\begin{bmatrix} \delta p_2 \\ \delta G_g \\ \delta T_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & e^{-s\tau} \frac{K_g}{1+K_g} & e^{-s\tau} \frac{1}{1+K_g} \\ 0 & e^{-s\tau} \phi & -e^{-s\tau} \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p_1 \\ \delta G_{io} \\ \delta G_{if} \end{bmatrix}$$

式中 K_g 为发生器的稳态混合比; τ 为燃烧时滞; ϕ 为燃烧产物温度与推进剂混合比的关系曲线的

$$\text{无量纲斜率}, \psi = \frac{\partial T}{\partial K_g} \frac{K_g}{T}.$$

通过燃烧区的模型可以反映出燃气温度随着进入发生器的推进剂混合比的波动而变化. 在燃气发生器头部附近重新形成的每股燃烧产物可以具有自己的温度,即流动是不等温的,从而对随后的燃气流动区产生影响. 在不考虑声学效应的低频范围内,有 2 种理想的模型可以描述燃气流动过程^[2]:绝热流动模型和燃气瞬时充分混合模型.

绝热流动模型的假设为:当沿着流路流动时,头部附近形成的每股燃气处于绝热条件下,忽略燃气轴向的热传导和扩散过程. 即在流动中每股燃气都有自己的温度和熵,当这股燃气沿流路运动时熵是保持不变的,具有不变熵的各股燃气沿着流路移动时就会形成熵波,熵波以燃气流动速度传播^[13-14]. 联系流动区前后两端参数脉动量的无量纲传递矩阵模型可以写为

$$\begin{bmatrix} \delta p_2 \\ \delta G_2 \\ \delta T_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\left[\frac{\theta}{\kappa}s + \frac{\kappa-1}{\kappa}(1-e^{-s\theta})\right] & 1 & 1-e^{-s\theta} \\ \frac{\kappa-1}{\kappa}(1-e^{-s\theta}) & 0 & e^{-s\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p_1 \\ \delta G_1 \\ \delta T_1 \end{bmatrix}$$

式中 θ 为燃气在流动区的停留时间; κ 为燃气的等熵指数.

瞬时混合模型假设在重新形成的这股燃气与气路其余的所有燃气之间非常迅速地进行热量和质量交换,很快达到温度和组分平衡,结果是除了该瞬时由液体组元形成的那股燃气外,在流动区的其他部分燃气温度和组分的瞬时值都是相同的. 可推导出该模型的无量纲传递矩阵为

$$\begin{bmatrix} \delta p_2 \\ \delta G_2 \\ \delta T_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \theta s \left(\frac{\theta s}{\theta s + 1} \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1 \right) & 1 & \frac{\theta s}{\theta s + 1} \\ \frac{(\kappa-1)/\kappa}{\theta s + 1} \theta s & 0 & \frac{1}{\theta s + 1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p_1 \\ \delta G_1 \\ \delta T_1 \end{bmatrix}$$

发生器出口为涡轮喷嘴,可作为集中的气路阻力,则出口处燃气流动的边界条件为

$$(1+\epsilon)\delta p - \epsilon\delta p_b - \delta G - 0.5\delta T = 0$$

其中 ϵ 为通过局部阻力的燃气流量与压比关系曲线的无量纲斜率. 在亚临界条件下

$$\epsilon = \frac{(\kappa + 1)(p_b/p)^{(\kappa-1)/\kappa} - 2}{2\kappa[1 - (p_b/p)^{(\kappa-1)/\kappa}]}$$

当压比为临界或超临界时, $\epsilon = 0$ 。

由于富氧发生器的燃气温度较低,纵向声学频率不高,当研究的动态特性频率范围较高时,就

$$\begin{bmatrix} \delta p_2 \\ \delta u_2 \\ \delta T_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}[e^{\gamma_1(s)l} + e^{\gamma_2(s)l}] & -\frac{\alpha}{2}[e^{\gamma_2(s)l} - e^{\gamma_1(s)l}] & 0 \\ -\frac{1}{2\alpha}[e^{\gamma_2(s)l} - e^{\gamma_1(s)l}] & \frac{1}{2}[e^{\gamma_1(s)l} + e^{\gamma_2(s)l}] & 0 \\ \frac{\kappa-1}{2\kappa}[e^{\gamma_1(s)l} + e^{\gamma_2(s)l} - 2e^{(-\theta s)}] & -\frac{\alpha(\kappa-1)}{2\kappa}[e^{\gamma_2(s)l} - e^{\gamma_1(s)l}] & e^{(-\theta s)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p_1 \\ \delta u_1 \\ \delta T_1 \end{bmatrix}$$

式中 $\gamma_1(s) = -\frac{s}{a+u_0}$, $\gamma_2(s) = \frac{s}{a-u_0}$, $\theta = l/u_0$, $\alpha = \kappa Ma$ 为折算波阻, l 为燃气流路长度, u_0 为稳态流速。

由于该模型传递矩阵中采用的是燃气速度脉动而非质量流量脉动,当流动区运用分布参数模型时,需相应地将集中燃烧区和出口边界的方程

$$\begin{bmatrix} \delta p \\ \delta u \\ \delta T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -1 & e^{-s\tau} \left(\frac{K_g}{1+K_g} + \psi \right) \\ 0 & e^{-s\tau} \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ e^{-s\tau} \left(\frac{1}{1+K_g} - \psi \right) \\ -e^{-s\tau} \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p \\ \delta G_{io} \\ \delta G_{if} \end{bmatrix}$$

出口边界条件变换为

$$-\epsilon \delta p + \delta u - 0.5 \delta T + \epsilon \delta p_b = 0$$

通过上述模型和出口边界条件,就可以推导出某一组分流量脉动引起发生器室压变化的传递函数 $\delta p_c / \delta G_i$, 通过传递函数的频率特性可分析燃气发生器的动态特性。

2 计算结果分析

2.1 模型验证

为了验证上述模型对燃气流路动态特性描述的合理性,采用文献[2]中的试验装置和试验数据进行检验。该试验装置是由一段约 1.5 m 长、直径 0.12 m 的圆柱形流路组成,流路出口有达到临界的喷管,经过大量具有临界压降的气喷嘴分别把冷空气和热空气送入该流路,并在喷嘴前的冷空气流路内建立谐波干扰,产生冷空气的流量振荡,引起混合气体的温度变化,能够形成熵波,以模拟富燃燃气发生器的燃料流路中的干扰。高低温气体在头部处通过很多气喷嘴直接进行掺混,混合时间可以忽略不计,相当于燃烧模型中的时滞为 0。试验参数为 $\theta = 0.025$ s, $\psi = 0.24$, $\tau = 0$, $K_g = 0.684$, $\epsilon = 0$ 。

分别采用考虑熵波的绝热流动模型和不考虑熵

需要考虑流动区的压力和速度的波动,即考虑声学效应。在绝热等熵、等截面流动的假设下,根据理想无黏气体的一维守恒方程,得出联系燃气流路两端参数脉动量的传递矩阵模型为^[2,13]

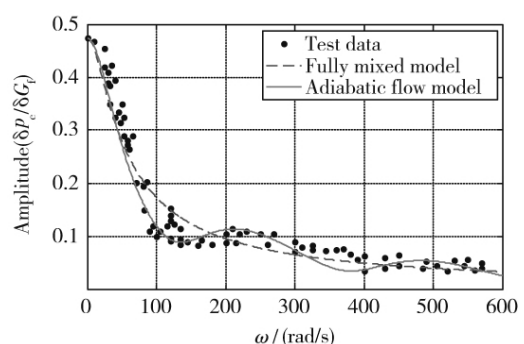
做一下变量替换。根据燃气的状态方程和流量关系,无量纲的脉动量之间满足

$$\delta p = \delta \rho + \delta T$$

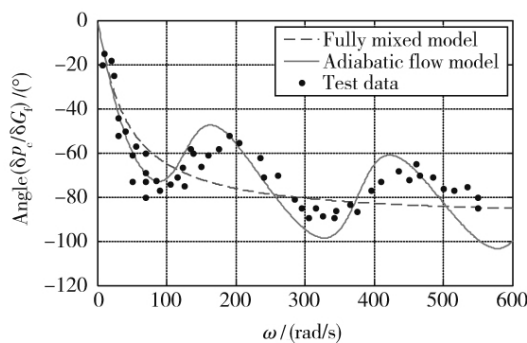
$$\delta G = \delta \rho + \delta u$$

从而将集中燃烧区的传递矩阵模型变换为

波的瞬时充分混合模型对该试验装置的特性进行计算,并与试验数据进行比较。计算结果如图 1 所示。



(a) 幅频特性



(b) 相频特性

图1 试验装置的频率特性

Fig. 1 Frequency characteristics of test equipment

与试验数据相比可知,考虑熵波的绝热流动模型与试验数据比较接近,在幅频特性和相频特性曲线上都出现了特征的波动,这反映了气体流路中动态过程与熵波的相互作用.虽然熵波在匀速气流中的传播并不影响流动的压力和速度,但与出口边界相互作用时,就会引起压力与速度的振荡,形成熵噪声^[14-15],从而在压力的频率曲线上叠加一定的波动.

在瞬时充分混合模型的频率曲线上这些波动是没有的,幅频曲线光滑地趋向 0,相频特性曲线趋向 -90° ,具有典型 1 阶惯性环节的特征.虽然瞬时充分混合模型完全抹平了熵波而产生的波动特征,但 2 个模型计算结果在总体趋势上是相符的,且在很低的频率段两者基本重合.计算结果说明对于存在双组元混合的不等温气体流动过程,无气流分离或逆流区的条件下,在 100 Hz ($\omega \approx 600\text{ rad/s}$) 以下的频率范围内,采用考虑熵波效应的绝热模型更加精确.

2.2 发生器动态特性分析

上述计算结果验证了低频范围内模型和方法的合理性,本文运用较准确地考虑熵波效应的绝热模型对某富氧燃气发生器进行动态特性研究.该发生器的额定混合比 $K_g = 57.7$,无量纲参数 $\psi = -0.966$.在无量纲的燃烧时滞 $\tau/\theta = 0.3$,压比关系 $\epsilon = 0$ 下,分别以入口煤油流量和液氧流量作为干扰量,分析发生器室压对流量扰动的响应,如图 2 所示.

从图 2 中可见,对于煤油流量的扰动,发生器室压响应的幅频曲线和相频曲线上出现了明显的特征波动,说明熵波的影响非常明显.在液氧流量产生扰动时,发生器室压响应的幅值随频率的增加而平滑地降低,但滞后相位角随频率的增加而迅速变大,其幅相曲线表现出绕坐标原点旋转的螺旋线形状.在整个计算的频率范围内,室压相对煤油流量扰动的无量纲幅值都大于室压相对液氧流量扰动的幅值,且在 30 Hz 和 140 Hz 附近两者相差数倍.其原因主要是该富氧燃气发生器中推进剂的混合比特别大,相对较少的煤油流量扰动就会引起较大的混合比波动,即产生较大的熵波幅值.

2.3 影响参数分析

保持发生器其他参数不变,改变发生器的稳态混合比 K_g ,也即改变无量纲值 ψ ,计算得发生器室压相对煤油流量扰动和液氧流量扰动的频率

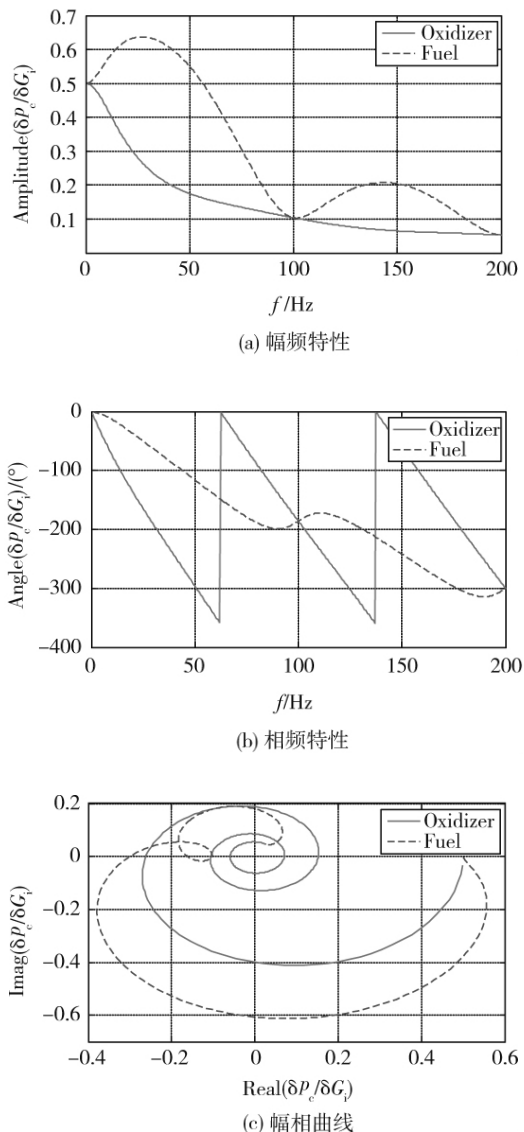


图 2 发生器室压相对推进剂流量扰动的频率特性
Fig. 2 Frequency characteristics of the preburner for propellant flow rate disturbance

特性如图 3、图 4 所示.

图 3 结果表明 ψ 对幅频曲线影响相当大,随 $|\psi|$ 的增大,室压响应的幅值在整个频率区间上都增大,而相频曲线则几乎没有变化,重叠在一起,幅相曲线表现出整体扩大,而形状基本不变.这是由于 ψ 表征了混合比脉动引起燃烧产物温度脉动的大小,也就决定了熵波的幅值大小,从而稳态混合比越高, $|\psi|$ 值越大,室压对煤油流量的脉动也就越敏感.这也再次说明了熵波对富氧燃气发生器的动态特性有着决定性影响.

图 4 显示当发生器的稳态混合比偏离额定混合比较远时,室压相对液氧流量扰动的幅频响应曲线上也出现了明显的特征波动,熵波对幅频特性的影响凸显出来.与图 3(b)不同的是,图 4(b)

中相频曲线随 ψ 的变化也出现明显的变化, 图 4
(c) 中幅相曲线的形状也变化较大。

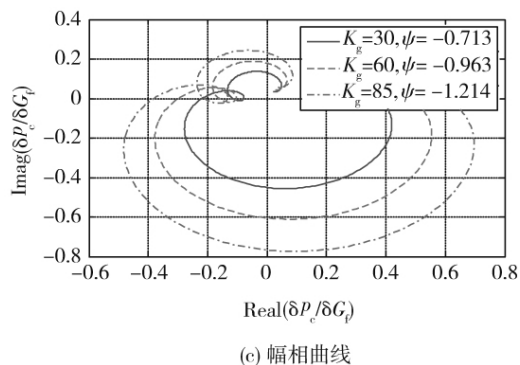
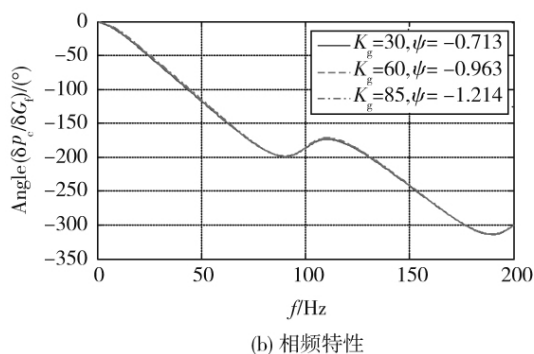
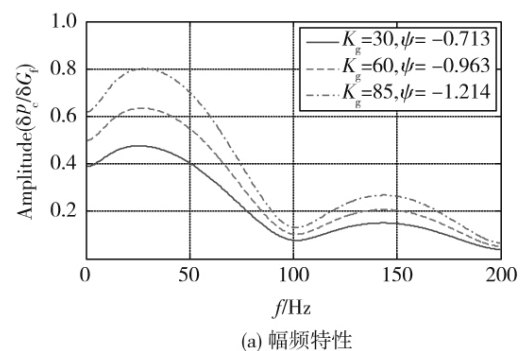


图 3 不同混合比下, 发生器室压相对煤油流量扰动的频率特性

Fig. 3 Frequency characteristics of the preburner for kerosene flow rate disturbance under different K_g

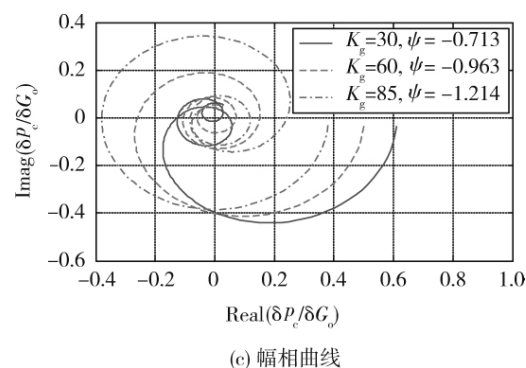
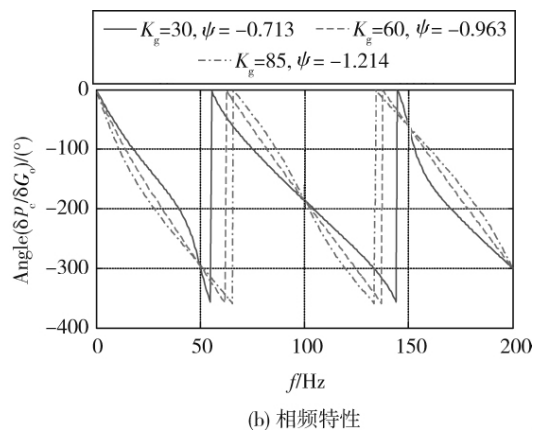
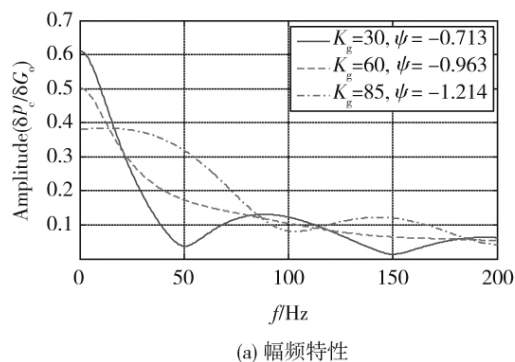
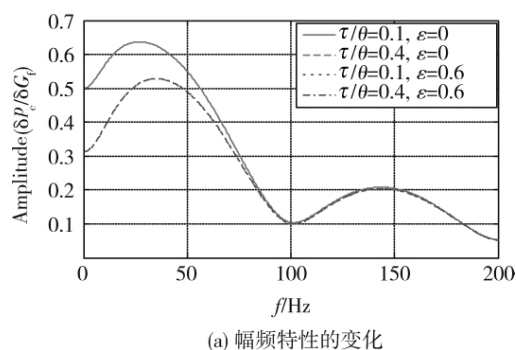


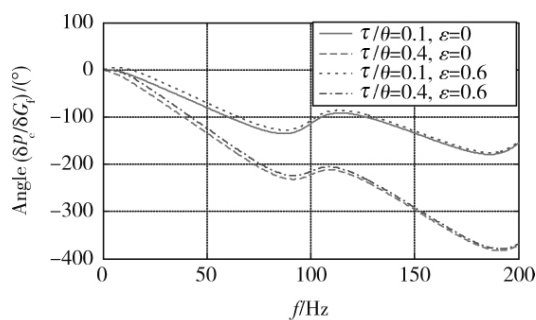
图 4 不同混合比下, 发生器室压相对液氧流量扰动的频率特性

Fig. 4 Frequency characteristics of the preburner for liquid oxygen flow rate disturbance under different K_g

保持发生器其他参数为额定值不变, 在不同无量纲的燃烧时滞 τ/θ 和涡轮压比关系 ε 下, 发生器室压相对煤油流量扰动的频率特性曲线如图 5 所示。

从图 5 中可见, 无量纲的燃烧时滞 τ 对发生器的幅频特性没有影响, 只对相频特性有影响, 随 τ 的增大, 压力振荡的滞后相位角迅速增大。系数 ε 反映了涡轮压比的特性, 涡轮出口压力与发生器室压的比值 p_b/p 越大, 系数 ε 也越大。系数 ε 的变化对相频特性影响很小, 但对幅频特性影响





(b) 相频特性的变化

图 5 燃烧时滞和涡轮压比对发生器频率特性的影响

Fig. 5 The effect of τ and ϵ on the preburner frequency characteristics

较大,随着 ϵ 的增大,幅频曲线的最大值降低,且向频率增大的方向移动.但在频率较高的范围内, ϵ 对幅频特性的影响减弱.可以说明涡轮出口压力与发生器室压的比值 p_b/p 的增大,在低频范围内会降低室压对煤油流量扰动的响应.

2.4 声学效应分析

研究发生器更高频率范围的动态特性,就得考虑燃气流路中的压力波动,在发生器的额定参数下,分别在煤油流量和液氧流量的脉动下,比较声学效应的分布参数模型与绝热模型的计算结果,如图 6、图 7. 其中考虑声学效应的模型分别取发生器头部和中心 2 点处的压力脉动幅值进行比较.

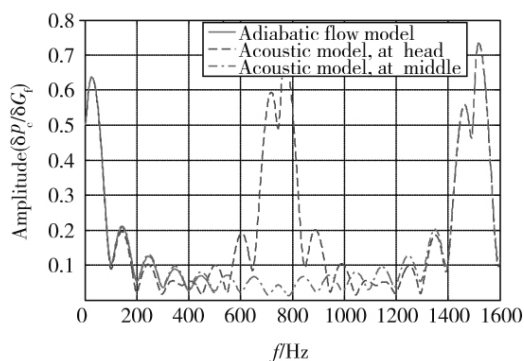


图 6 在煤油流量振荡下发生器室压的幅频特性

Fig. 6 Frequency characteristics of the preburner pressure under kerosene flow rate disturbance

图 6 与图 7 表明,在低频部分考虑声学效应的模型与绝热流动模型是重合的,这也在低频范围内验证声学模型的正确性.随着频率范围的提高,绝热模型的幅频曲线总体趋势上趋于 0,与声学模型的差别逐步增大.在频率约 750 Hz 时,用声学模型计算出的发生器头部处压力脉动幅值达到峰值,而中心点处压力脉动幅值很小,即说明该

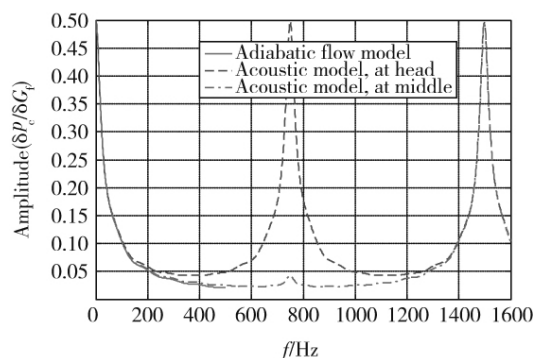
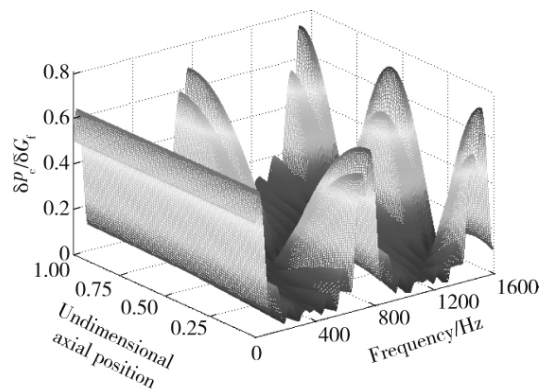


图 7 在液氧流量振荡下发生器室压的幅频特性

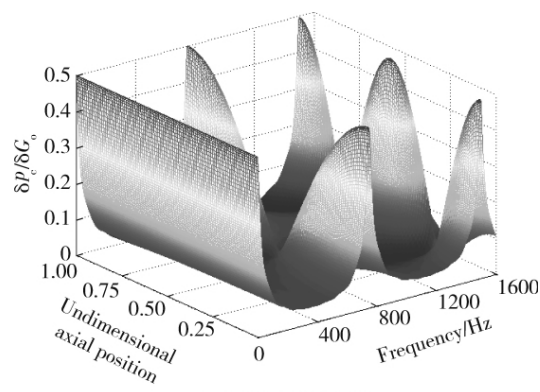
Fig. 7 Frequency characteristics of the preburner pressure under liquid oxygen flow rate disturbance

频率下,达到燃气流路的 1 阶纵向固有声学共振.频率在 1500 Hz 附近,声学模型计算出的头部处压力脉动幅值与中心点处压力脉动幅值基本重合,说明在该频率下,达到了燃气流路的 2 阶纵向固有声学共振.

为了更直观地显示发生器室压响应的声学效应,分别作出发生器轴向各点处的压力相对煤油和液氧流量脉动的三维幅频特性图,如图 8 所示.



(a) 相对煤油流量振荡



(b) 相对液氧流量振荡

图 8 发生器轴向各点处的压力响应

Fig. 8 Pressure response of preburner axial position

由于考虑声学效应的分布参数模型同样基于绝热等熵过程,故图6和图8(a)中幅频曲线、幅频曲面上叠加的特征波动也体现了发生器燃气流动的熵波特性。图7和图8(b)显示在液氧流量的脉动下,在很宽的频率范围内,幅频曲线和幅频曲面上叠加的特征波动都很小,比图6中的幅频曲线要光滑得多,说明在本计算条件下,熵波对液氧流量扰动下的压力响应幅值的影响很小,这与图2是一致的。

上述分析表明:考虑声学效应的分布参数模型既能在低频范围内涵盖绝热流动模型,又能在较高的频率范围反映气路的纵向固有声学振荡,其适用的频率范围很宽,可以很好地应用于发动机系统动力学的分析中。另外通过分布参数的模型,可以用来检验绝热流动模型的适应范围,由图6、图7知,对于此发生器,在200 Hz以下绝热模型的计算结果与分布参数模型的计算结果差别很小,低频绝热模型的精度足够。

3 结 论

1) 通过与文献中试验数据的比较,验证了所采用的模型和计算方法的合理性,证实了对燃气发生器动态特性的模拟中,在低频范围内需采用考虑熵波的绝热流动模型。

2) 额定条件下,煤油流量扰动引起发生器压力振荡的幅值比值大于液氧流量脉动的影响,煤油流量扰动更易引起较大的熵波幅值。

3) 温度与混合比关系的无量纲斜率 ϕ 对发生器频率特性有很大的影响,随着 ϕ 绝对值的增大,室压相对煤油流量脉动的响应幅值在整个频率区间上都增大。

4) 燃烧时滞对发生器的幅频特性没有影响,只影响相频特性,而压比关系系数 ϵ 对相频特性影响很小,对幅频特性影响较大。

5) 采用考虑声学效应的模型既能在低频范围涵盖绝热流动模型,又能反映气路的纵向固有声学振荡,可以在宽的频率范围内分析发生器的动态特性。

参考文献:

[1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京:国防工业出版社,2005.
[2] 格列克曼. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初,郁明桂,邱明煜,译. 北京:宇航出版社,1995.

[3] Holster J L. Analytical model for liquid rocket propellant feedline dynamics[J]. Journal of Spacecraft, 1973, 11(3): 180-187.
[4] 张黎辉,张振鹏. 补燃循环液体火箭发动机输送系统的频率特性[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 5-7.
ZHANG Lihui, ZHANG Zhengpeng. Frequency characteristic for liquid propellant staged combustion cycle rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(1): 5-7. (in Chinese)
[5] 陈琪锋,刘昆. 基于分布参数线性化模型的分级燃烧循环液体火箭发动机频率特性计算[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 44-48.
CHEN Qifeng, LIU Kun. Frequency characteristics computation of liquid rocket engine based on distributed parameter models[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1): 44-48. (in Chinese)
[6] 李斌,杜大华. 液氧/煤油补燃发动机低频频率特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1187-1191.
LI Bin, DU Dahua. Research on the low frequency characteristics of LOX/kerosene staged combustion cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1187-1191. (in Chinese)
[7] Oshero A, Natan B, Gany A. Analytical modeling of the gas generator frequency response in hybrid rocket boosters[J]. Acta Astronautica, 1997, 39(8): 589-598.
[8] 刘昆,张育林. 液体火箭发动机燃烧室的一种分区模型[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 135-139.
LIU Kun, ZHANG Yulin. An innovative partition model of liquid rocket engine combustion chambers[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 135-139. (in Chinese)
[9] 吴宝元,葛李虎,谭永华,等. 富氧预燃室高压缩尺试验研究[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 104-108.
WU Baoyuan, GE Lihu, TAN Yonghua, et al. Experimental investigation of oxidizer-rich subscale preburner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(2): 104-108. (in Chinese)
[10] Kim S H, Han Y M, Seo S, et al. Effects of LOX post recess on the combustion characteristics for bi-swirl coaxial injector[R]. AIAA 2005-4445, 2005.
[11] Natanzon M S, Culick F. Combustion instability [M]. Reston, US: AIAA, Inc., 1996.
[12] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 2004.
[13] Culick F E C. Unsteady motions in combustion chambers for propulsion systems[R]. AG-AVT-039, 2006.
[14] Duran I, Moreau S. Analytical and numerical study of the entropy wave generator experiment on indirect combustion noise[R]. AIAA 2011-2829, 2011.
[15] Goh C S, Morgans A S. The effect of entropy wave dissipation and dispersion on thermoacoustic instability in a model combustor[R]. AIAA 2011-2914, 2011.