

燃烧室压力振荡对液-液同轴离心喷嘴混合比的影响

富庆飞, 贾伯琦, 杨立军, 杜明龙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 基于液体喷嘴动力学理论,对燃烧室压力振荡引起同轴喷嘴混合比振荡的动态过程进行了理论分析,推导得到了混合比振荡与燃烧室压力振荡之间的传递函数。通过算例计算了液氧煤油双组元喷嘴混合比对室压振荡响应的传递函数的幅频特性。结果表明:混合比振荡幅值随着振荡频率的增加呈现先增加,后减小的趋势。传递函数值随供应系统压力的升高而增大,随喷嘴压降的升高而减小。混合比振荡最大幅值所对应的频率不随供应系统压力和喷嘴压降变化而改变,说明此频率是由双组元喷嘴的特性决定的。

关 键 词: 同轴离心喷嘴; 混合比; 喷嘴动力学; 燃烧室; 压力振荡
中图分类号: V434 **文献标志码:** A

Effect of combustion chamber pressure pulsation on mixing ratio of liquid-liquid coaxial swirl injector

FU Qingfei, JIA Boqi, YANG Lijun, DU Minglong
(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the theory of liquid injector dynamics, the dynamic response of coaxial injector mixing ratio to the pressure pulsation in combustion chamber was theoretically studied, and the transfer function between the mixing ratio pulsation and combustion chamber pressure pulsation was also derived. The amplitude-frequency characteristics of the transfer function were calculated with a model liquid oxygen-kerosene bipropellant injector. Results showed that as the pulsation frequency increased, the pulsation amplitude of mixing ratio increased first, then decreased. The amplitude of transfer function increased when the supply system pressure increased, and decreased when the injector pressure drop increased. The frequency corresponding to the maximum amplitude was independent of supply system pressure and injector pressure drop, meaning that this frequency was dependent on the injector characteristics.

Key words: coaxial swirl injector; mixing ratio; injector dynamics; combustion chamber; pressure pulsation

燃烧不稳定性是液体火箭发动机研制过程中经常遇到的重大技术关键之一,燃烧不稳定性将导致发动机性能下降甚至整个系统的破坏^[1]。依据燃烧室内压力振荡频率范围和激发机理可分为

收稿日期:2019-05-09
基金项目:国家自然科学基金(11302013);中央高校基本科研业务费专项资金
作者简介:富庆飞(1983—),男,研究员,博士,研究领域为火箭发动机喷雾与燃烧。E-mail:fuqingfei@buaa.edu.cn
引用格式:富庆飞,贾伯琦,杨立军,等.燃烧室压力振荡对液-液同轴离心喷嘴混合比的影响[J].航空动力学报,2020,35(2):294-297. FU Qingfei, JIA Boqi, YANG Lijun, et al. Effect of combustion chamber pressure pulsation on mixing ratio of liquid-liquid coaxial swirl injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 294-297.

高频、低频及中频燃烧不稳定三类。中频流量型振动是由于燃烧过程的动态变化引起了供应系统中液体推进剂的动态变化,在一定条件下,两个动态过程相耦合,导致进入燃烧室的流量产生较大振动的结果。

文献[2]认为在中低频率范围内,喷注器对燃烧室压力振荡能够产生足够强的响应,形成喷注流量振荡:火箭发动机燃烧室中较小的压力振荡就会引起喷注压降相对较大的变化,从而导致喷注器流量的较大变化,因此喷注器流量对室压振荡有较高的敏感性。

文献[3]基于喷注器动力学理论^[2],分析了燃烧室压力振荡引起单组元喷注器出口流量振荡的振荡传递函数。但液体火箭发动机中使用的大多为双组元喷注器,燃烧室压力产生振荡时,两个组元喷注器都会对燃烧室压力振荡产生响应,引起各自出口截面的流量脉动,进而引起混合比的振荡。混合比振荡形成熵波,燃烧室头部燃烧产物的温度与其瞬时混合比相关,因此会导致燃烧室二次放热量的振荡和压力振荡,从而形成一个闭环的传递机制。

此前的研究大多集中于单一喷嘴的动态特性^[4-10]以及喷嘴动态特性对供应系统的影响^[11-15],对双组元喷注器混合比的动态特性探讨得很少,而实际上从燃烧室到喷注器的这一反馈回路的传递函数对发动机的稳定工作有着重要的影响。

本文基于喷嘴动力学的思想,推导出燃烧室压力振荡时双组元喷注器混合比振荡与燃烧室压力振荡的动态传递函数,为工程设计提供参考。

1 压力振荡中喷嘴混合比的动态响应

根据文献[2]的研究,燃烧室压力振荡 p'_c 引起单组元离心式喷嘴流量振荡 m'_z 的传递函数可表示为

$$\Pi_{z,c} = \frac{m'_z}{m_z} = \frac{p_c}{\Delta p_z} \cdot \frac{\Pi_z}{\Pi_g \cdot \Pi_t \left(\frac{p_g}{\Delta p_z} \right) - 1} \quad (1)$$

其中 Π_z 为敞口型离心喷嘴的传递函数, Π_t 为离心喷嘴切向通道的传递函数, Π_g 为供应系统的传递函数, Δp_z 表示喷嘴压降, p 表示压力,下标 z 表示喷嘴, t 表示切削通道, c 表示燃烧室, g 表示供应系统。切向通道的传递函数 Π_t 、敞口型离心喷嘴的传递函数 Π_z 的表达式在相关文献中已经开展了研究^[3,5]。

得到了离心喷嘴喷口截面流量振荡以后,下面就可以分析内混式双组元离心喷嘴混合比 r 的振荡。假设组元掺混均匀并忽略液膜相交处到喷嘴喷口截面的距离,这个距离通常小于液膜波长 $1 \sim 2$ 个数量级。

令

$$m_{op} = m_o + m'_o \quad (2)$$

$$m_{fp} = m_f + m'_f \quad (3)$$

其中 m_o 为氧化剂平均流量, m'_o 为氧化剂流量振荡量, m_{op} 为氧化剂实际流量, m_f 为燃料喷嘴流量, m'_f 为燃料流量振荡量, m_{fp} 为燃料实际流量,根据混合比的定义

$$r_p = \frac{m_{op}}{m_{fp}} = \frac{m_o + m'_o}{m_f + m'_f} = \frac{m_o}{m_f} \cdot \frac{1 + \frac{m'_o}{m_o}}{1 + \frac{m'_f}{m_f}} = r \cdot \frac{1 + \frac{m'_o}{m_o}}{1 + \frac{m'_f}{m_f}} \quad (4)$$

式中 r_p 为流量有振荡时的实际混合比, $r = \frac{m_o}{m_f}$ 为

流量无振荡时的混合比, $\bar{r}_p = \frac{r_p}{r}$ 为流量有振荡时的

无量纲实际混合比, $\bar{r}' = \frac{r'}{r}$ 为流量有振荡时的

实际混合比振幅, $\bar{m}'_o = \frac{m'_o}{m_o}$ 为氧化剂无量纲振荡

流量, $\bar{m}'_f = \frac{m'_f}{m_f}$ 为燃料无量纲振荡流量,其中下标

o 为氧化剂, f 为燃料。由式(4)可得

$$\bar{r}_p = \frac{1 + \bar{m}'_o}{1 + \bar{m}'_f} \quad (5)$$

将混合比表示为稳态量和扰动量之和的形式

$$r_p = r + r' = r(1 + \bar{r}') \quad (6)$$

其无量纲形式为

$$\frac{r_p}{r} = 1 + \bar{r}' \quad (7)$$

比较式(4)和式(7),可以得到

$$1 + \bar{r}' = \frac{r_p}{r} = \frac{1 + \bar{m}'_o}{1 + \bar{m}'_f} \quad (8)$$

由式(8)可得

$$\bar{r}' = \frac{\bar{m}'_o - \bar{m}'_f}{1 + \bar{m}'_f} \quad (9)$$

根据式(1),氧化剂喷嘴流量的无量纲振荡 $\bar{m}'_o$ 和燃料喷嘴流量的无量纲振荡 $\bar{m}'_f$ 可以分别通过 Π_{ozc} 和 Π_{fzc} 来表示

$$\bar{m}'_o = \Pi_{ozc} \cdot \frac{p'_c}{p_c} \quad (10)$$

$$\bar{m}'_f = \Pi_{fzc} \cdot \frac{p'_c}{p_c} \quad (11)$$

将式(10)和式(11)代入式(9)可得

$$\bar{r}' = \frac{\Pi_{\text{ozc}} \cdot \frac{p'_c}{p_c} - \Pi_{\text{fzc}} \cdot \frac{p'_c}{p_c}}{1 + \Pi_{\text{fzc}} \cdot \frac{p'_c}{p_c}} \tag{12}$$

由式(12)可以看出,因为包含了燃烧室无量纲压力振幅 $\frac{p'_c}{p_c}$, $\bar{r}' = f(\Pi_{\text{ozc}}, \Pi_{\text{fzc}})$ 是非线性的。假设燃烧室内压力扰动为有限振幅的小扰动,且 Π_{fzc} 值较小 ($\Pi_{\text{fzc}} \cdot \frac{p'_c}{p_c} \ll 1$)。则式(12)可简化为

$$\bar{r}' = (\Pi_{\text{ozc}} - \Pi_{\text{fzc}}) \cdot \frac{p'_c}{p_c} \tag{13}$$

因此,燃烧室压力振荡引起双组元混合比振荡的传递函数可表示为

$$\Pi_r = \frac{\bar{r}'}{p'_c/p_c} = \Pi_{\text{ozc}} - \Pi_{\text{fzc}} \tag{14}$$

式(14)中 Π_{ozc} 和 Π_{fzc} 根据式(1)分别代入氧化剂喷嘴和燃料喷嘴的结构参数和工况参数进行计算。

2 算例和结果分析

采用推导得到的燃烧室压力振荡引起双组元喷嘴器混合比振荡的传递函数对算例进行计算。双组元同轴喷嘴器以图 1 所示的俄罗斯 RD170 火箭发动机预燃室喷嘴器的大致尺寸为例,其中液氧由中心喷嘴器切向注入,煤油由同轴的外环喷嘴器切向通道注入。表 1 表示出了算例喷嘴的有关结构参数,其中 L 、 R 分别表示长度和半径,下标 t 和 k 分别表示切向通道和旋流腔。喷嘴器的工质分别为液氧(LOX)和煤油,两组元喷嘴器压降均设为 0.8 MPa。在算例中不考虑供应系统管路的影响。

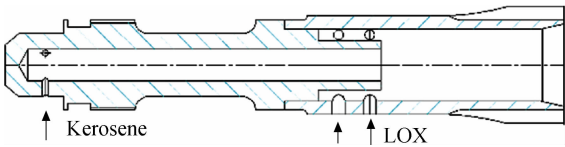


图 1 RD170 预燃室液氧/煤油喷嘴器
Fig. 1 LOX/kerosene injector in preburner for RD170

表 1 算例喷嘴结构参数

Table 1 Parameters of the model injector

喷嘴	切向通道/mm	旋流腔/mm	切向进口数目
液氧	$R_t = 1.4$	$R_k = 8$	6
	$L_t = 3.5$	$L_k = 55$	
煤油	$R_t = 0.7$	$R_k = 3.5$	3
	$L_t = 5$	$L_k = 75$	

当燃烧室内压力振荡幅值较小时,使用式(13)计算压力振荡引起混合比振荡的传递函数,算例喷嘴器的传递函数的幅频特性曲线如图 2 所示。从图 2 可以看出,在振荡频率(f)较低时,传递函数的幅值随频率增加而增加。在某个频率使传递函数达到最大值后,传递函数幅值随振荡频率增加而减小。总体来说,出现幅值最大的频率在中低频范围(本算例中为 490 Hz 左右)。

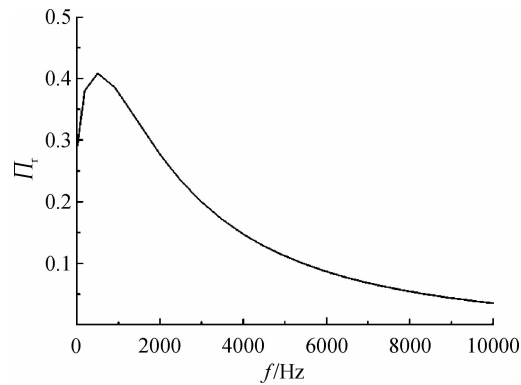


图 2 算例喷嘴混合比对燃烧室压力振荡响应传递函数的幅频特性曲线

Fig. 2 Amplitude-frequency characteristics of pressure oscillation response transfer function of combustion chamber for mixing ratio of the model injector

以算例喷嘴器为例,分析工况参数对混合比传递函数的影响。保持喷嘴的压降不变(0.8 MPa),提高整个供应系统的压力,计算得到双组元喷嘴器混合比振荡的幅频特性如图 3 所示。计算结果表明,提高供应系统压力,喷嘴器混合比振荡幅值整体增大,说明对于同一喷嘴器和喷注压降,供应系统压力越高,发生流量型振荡的可能性越大。同时从图 3 可以发现,混合比振荡最大幅值所对应的频率不随供应系统的压力变化而改变,这说明此频率是由双组元喷嘴器的特性决定的。

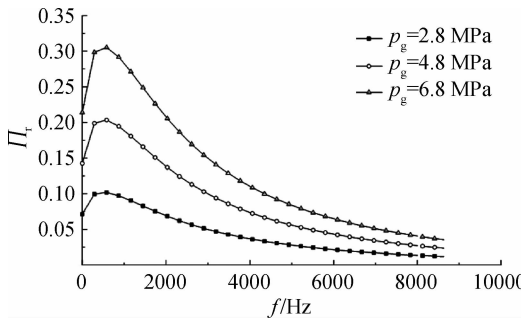


图 3 供应系统压力对传递函数幅频特性的影响
Fig. 3 Effect of supply pressure on the amplitude-frequency of the transfer function

同样,在其他条件不变的情况下($p_c = 8$ MPa),同时提高各组元喷注器的压降,计算得混合比随燃烧室压力振荡的传递函数幅频特性如图4。由图可以看出,喷嘴的压降越大,则混合比振荡幅值越小。这表明喷注器压降升高,燃烧室对喷注器的反馈作用减小,这也解释了适当提高喷注器压降是解决中低频不稳定的有效措施的原因。

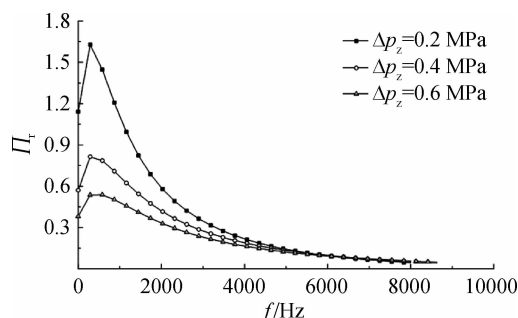


图4 喷嘴压降对传递函数幅频特性的影响

Fig. 4 Effect of injector pressure drop on the amplitude-frequency of the transfer function

3 结 论

1) 不考虑供应系统管路的影响,室压振荡在特定谐振频率下会引起混合比的大幅振荡,增大或减小振荡频率,混合比振荡迅速减小。实际工况中应尽量避免此频率以保证燃烧的稳定性。

2) 若要使得同轴喷嘴混合比对室压振荡的响应幅度减小,应在其它条件不变时降低喷注器供应系统压力或增大喷注器压降。

参考文献:

- [1] YANG V, ANDERSON W E. 液体火箭发动机不稳定燃烧[M]. 张宝炯,洪鑫,陈杰,译. 北京:科学出版社,2001.
- [2] BAZAROV V G. 液体喷嘴动力学[M]. 任汉芬,孙纪国,译. 北京:航天工业总公司第11研究所,1997.
- [3] 杨立军,富庆飞. 燃烧室压力振荡对喷嘴出口流量振荡影响分析[J]. 火箭推进,2008,34(4):6-11.
YANG Lijun, FU Qingfei. Investigation on the dynamic interaction between injector flow oscillation and combustion chamber pressure oscillation[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(4): 6-11. (in Chinese)
- [4] 刘上,刘红军,陈宏玉. 液体离心喷嘴动力学特性理论分析[J]. 火箭推进,2012,38(3):1-6.
LIU Shang, LIU Hongjun, CHEN Hongyu. Theoretical analysis for dynamic characteristics of liquid swirl injector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(3): 1-6. (in Chinese)
- [5] 杨立军,张向阳,葛明和. 敞口型离心喷嘴动力学特性理论分析[J]. 推进技术,2006,27(6):497-500.
YANG Lijun, ZHANG Xiangyang, GE Minghe. Theoretical analysis of dynamics of open swirl injector[J]. Journal of Pro-

- pulsion Technology, 2006, 27(6): 497-500. (in Chinese)
- [6] 杨立军,葛明和,张向阳. 液体离心喷嘴喷雾场动态特性的初步研究[J]. 航空动力学报,2005,20(6):1083-1087.
YANG Lijun, GE Minghe, ZHANG Xiangyang. Preliminary investigation on dynamic characteristics of swirl injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1083-1087. (in Chinese)
- [7] YANG Lijun, FU Qingfei. Theoretical study of dynamic characteristic of open-end liquid swirl injector[C]// Proceedings of 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain: AIAA, 2006: 1-12.
- [8] FU Qingfei, YANG Lijun, WANG Xiangdong. Theoretical and experimental study of the dynamics of a liquid swirl injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(1): 94-101.
- [9] 杨立军,富庆飞,王永涛,等. 多排切向通道敞口型离心喷嘴的动态特性研究[J]. 宇航学报,2006,27(5):865-870.
YANG Lijun, FU Qingfei, WANG Yongtao, et al. Investigation of dynamic of multi-row tangential channel opened swirl injector[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5): 865-870. (in Chinese)
- [10] FU Qingfei, YANG Lijun, QU Yuanyuan, et al. Geometrical effects on the fluid dynamics of an open-end swirl injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(5): 929-936.
- [11] 杨立军,富庆飞. 由喷嘴连接的燃烧室到供应系统压力振荡传递过程研究[J]. 航空动力学报,2009,24(5):1182-1186.
YANG Lijun, FU Qingfei. Investigation on pressure oscillation propagation from combustion chamber to pipeline through injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1182-1186. (in Chinese)
- [12] 刘上,刘红军,孙宏明,等. 液体火箭发动机中频耦合振荡初步研究[J]. 推进技术,2013,34(1):99-106.
LIU Shang, LIU Hongjun, SUN Hongming, et al. Preliminary study of medium frequency coupled oscillation in Liquid Rocket Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(1): 99-106. (in Chinese)
- [13] 杨立军,富庆飞. 喷嘴对供应系统到燃烧室压力振荡传递幅频特性的影响[J]. 航空动力学报,2008,23(2):305-310.
YANG Lijun, FU Qingfei. Effect of injector on pressure oscillation amplitude-frequency characteristics from pipeline to combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 305-310. (in Chinese)
- [14] 徐云飞,李锋,李龙飞,等. 考虑流固耦合作用的一维供应管路-喷嘴系统动力学特性[J]. 推进技术,2017,38(5):1115-1122.
- [15] XU Yunfei, LI Feng, LI Longfei, et al. Dynamic characteristics of one-dimensional feeding pipe-injector system considering fluid-structure interaction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5): 1115-1122. (in Chinese)
- [15] 李斌,杜大华,张贵田,等. 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, ZHANG Guitian, et al. 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)

(编辑:张 雪)