

# 双组元轨控发动机声腔技术方案及试验验证

胡 伟, 李 平

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 作为解决小推力双组元发动机高频不稳定燃烧的主要技术途径, 本文主要对发动机声腔技术方案进行了研究, 研究工作包括发动机结构固有频率分析、声腔型式的选择、声腔结构方案设计及全尺寸热试验验证。研究表明, 发动机主要抑制振型为一阶切向振型和一切一纵复合振型。对发动机的工作稳定性进行了评价, 验证了发动机固有频率计算结果并对三种声腔结构方案进行了比较。

**关键词:** 发动机; 声腔; 试验验证; 高频不稳定燃烧

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2006) 05-0007-05

## The acoustic cavity technique options and test validation of the bipropellant orbit control rocket engine

Hu Wei, Li Ping

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** High frequency combustion instability can lead to catastrophic failure of the engine structure, and it is the premise of engine design to make sure the engine works stably. As a main technical approach to solve high frequency combustion instability of the low thrust bipropellant rocket engine, the acoustic cavity technique options of the engine were studied. It included the analysis of engine's natural frequency, the selection of the acoustic cavity forms, the scheme design of the acoustic cavity, and the validation of the hot test. In the test, the engine's stability was evaluated, and the calculated result of the engine's natural frequency was validated, the best one was selected among three acoustic cavity structure schemes.

**Key words:** engine; acoustic cavity; test validation; high frequency combustion instability

收稿日期: 2006-03-01; 修回日期: 2006-04-16。

作者简介: 胡伟 (1976—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭姿控发动机设计。  
万方数据

## 1 引言

在火箭发动机设计研制初期,控制不稳定燃烧是产品结构可靠性设计的重要项目之一,发动机工作稳定性决定了发动机的设计和性能。由于一阶切向高频不稳定燃烧能够导致喷注面周围及燃烧室内壁烧毁等结构破坏,必须采用燃烧稳定装置抑制高频不稳定燃烧。目前广泛使用的燃烧稳定装置有声腔和隔板等,其中声腔具有结构简单,加工方便,不需要冷却的特点,使其成为抑制发动机高频不稳定燃烧行之有效的措施,并在小推力姿轨控发动机中得到广泛应用。

从工作性质上要求,小推力姿轨控发动机应在混合比及推力变化范围较大的条件下工作,工作方式有脉冲和稳态两种,随着工况及工作性质的改变,发动机每一次点火工作,点火和起动瞬时变化均存在不同,由于不稳定燃烧产生的物理过程与喷注器雾化、液滴破碎、燃气流动有关,如果存在扰动振幅的临界值,自燃推进剂点火时剧烈燃烧产生的振荡,导致燃气振幅超过临界值,将引起持续燃烧不稳定性。

本文对双组元轨控发动机方案研制中出现的高频不稳定燃烧导致产品喉部烧蚀的故障进行了分析,给出了声腔结构方案设计,依据全尺寸热试验验证结果对比了三种声腔设计方案。

## 2 声腔的阻尼机理

燃烧过程并非稳定流动过程,自燃推进剂在燃烧室中的雾化混合及快速燃烧导致推进剂液滴和高温燃气流动产生振荡,如果其频率与燃烧室固有频率耦合,就会导致燃烧室发生高频不稳定燃烧。声腔设计的原则是使声腔的固有振荡频率等于需要抑制的燃烧室内压力振荡频率,使声腔的深度近似等于室压振荡波长的 $1/4$ ,即 $1/4$ 波长的谐振器。一般以环形方式排列在喷注器周围,当燃烧室内出现不稳定振型的压力振荡时,就与声腔内的燃气发生共振。声腔内的气体在压力波的作用下,交替压缩或膨胀,在声腔开口端周期

地流进流出,产生喷射阻尼和粘滞阻尼,使振荡能量转换为热能,耗散燃烧室内燃气的压力振荡,从而起到抑制高频不稳定燃烧的作用<sup>[1]</sup>。

## 3 发动机故障研究

某1000N推力发动机为固定式、双组元轨控发动机,具有多次启动、响应快、尺寸小、质量轻的特点。

发动机为整体头部钎焊,双圆弧喷管,推进剂采用四氧化二氮/DT-3组合,喷注方案为撞击对直流互击式喷注单元,采用辐射冷却和燃料液膜冷却,保证工作时身部温度低于材料的许可温度。

### 3.1 发动机故障现象

发动机最初结构设计方案未采用燃烧稳定装置,进行方案研究性试验时,稳态工作程序中,出现产品喉部烧蚀,喷管被吹离,试后发动机结构破坏照片见图1,发动机振动瀑布图见图2。

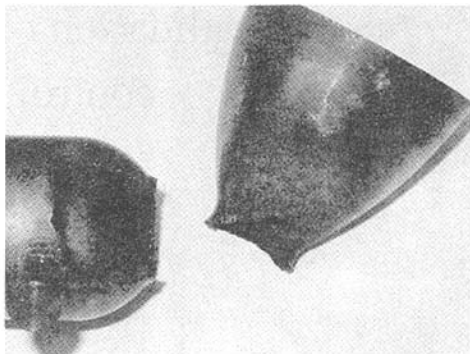


图1 试后发动机结构破坏照片

Fig.1 The photo of burnt engine after test

根据振动瀑布图,能够反映出工作时发动机振动分频的动态效果,在点火启动段20ms时刻出现突频为16000Hz的高频振动,但在40ms时刻量级得到抑制收敛,随后在800ms重现并且量级逐渐放大,在1.1s时刻时表现出最高量级为 $1800\text{ m/s}^2$ ;对照现场录像,该时刻发动机身部温度快速升高,瞬间导致喉部高温烧蚀,产品结构破坏。

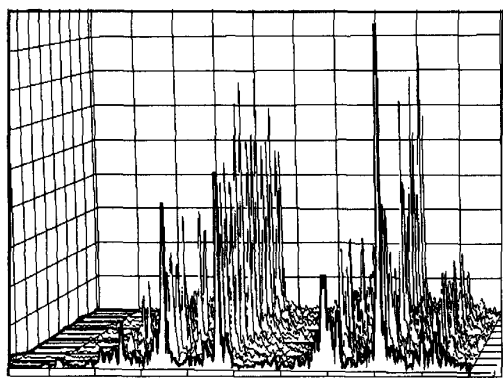


图 2 发动机试验振动瀑布图  
Fig.2 The vibration chute plot of the engine

3.2 破坏现象机理分析

推进剂在燃烧室内的燃烧过程受推进剂的雾化、蒸发、混合和化学动力学控制，而直流互击式喷注单元的雾化过程主要取决于喷孔直径、推进剂射流动能和撞击角，由于其撞击高度趋于一致，因此较同轴式喷注器燃烧过程趋于更加集中，能量的集中释放会诱发燃气压力波动、推进剂液滴的压缩变形激发燃烧室出现不稳定燃烧。由于喷注器面燃气的高频波动影响到喷注单元的射流，推进剂冷却液膜被破坏，从而导致身部温度骤然升高，发动机结构破坏。

3.3 固有频率分析

由于轨控发动机推力量级小，结构尺寸小，为抑制发动机发生高频不稳定燃烧，选用声腔结构是较为合理的。首先，通过对试验振动数据进行时域和分频处理，获得出现不稳定燃烧时振动突频频率和量级结果见表 1，发动机破坏时振动分频见图 3。

表 1 振动突频频率及量级  
Tab.1 Break frequency and level of the vibration

突频频率/Hz	7700	9200	14100	16100	18600
突频量级/(m/s <sup>2</sup> )	616	954	322	1800	178

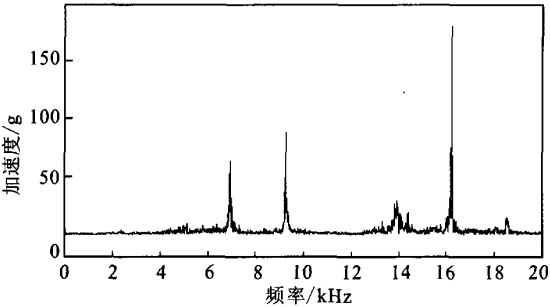


图 3 发动机破坏时振动分频图  
Fig.3 Part frequency plot when engine was burnt

4 声腔结构方案

根据参考文献 [2]，燃烧室的声腔频率计算见公式 (1)：

$$f_c = \frac{c_c}{2} \sqrt{\left(\frac{q}{L_c}\right)^2 + \left(\frac{2\beta_{mn}}{d_c}\right)^2}$$
 (1)

式中， $f_c$ 为燃烧室的某种振型的频率； $c_c$ 为燃气声速； $d_c$ 、 $L_c$ 为燃烧室直径和长度； $q$ 、 $m$ 、 $n$ 为纵向、切向和径向振型的阶数； $\beta_{mn}$ 为切向和径向组合振型的系数。通过燃烧室声腔频率计算出的振型频率见表 2、表 3。

表 2 切向径向振型频率表  
Tab.2 The tangential and radial vibration type chart

切向阶数	径向阶数		
	0	1	2
	频率/Hz		
0	0	31570	57996
1	15900	43920	70241
2	25300	55256	82122
3	34611	—	—

对照试验结果表 1，认为试验中出现的不稳定燃烧主要振型为一阶切向振型，可能存在一切一纵复合振型和一阶纵向振型。因此在发动机声腔设计上主要抑制一次切向振动，同时兼顾一次切向一次纵向复合振动。在声腔方案设计时，采取了三种声腔结构进行产品加工，声腔结构型式见表 4，结构示意图见图 4、图 5。

表 3 切向纵向振型频率表  
Tab.3 The tangential and portrait vibration type chart

切向阶数	径向阶数			
	0	1	2	3
	频率/Hz			
0	0	9882	19764	29646
1	15900	18101	—	—
2	25300	—	—	—
3	34611	—	—	—

表 4 声腔结构型式  
Tab.4 The acoustic cavity structure schemes

参数名称	方案 A	方案 B	方案 C
声腔型式	直孔	直孔	直槽 (矩形进口)
阻尼振型	一次切向	一次切向 一切一纵复合振型	16000
振型频率/Hz	16000	16000、18000	16000

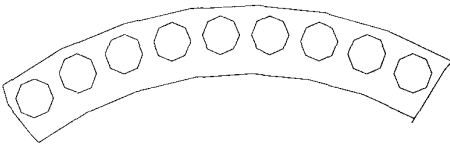


图 4 方案 A、B 声腔结构示意图  
Fig.4 The acoustic cavity structure sketch  
maps of scheme A&B



图 5 方案 C 声腔结构示意图  
Fig.5 The acoustic cavity structure sketch  
maps of scheme C

5 全尺寸热试验证

实际声腔设计中，由于声腔内燃气密度和温度与燃烧室内燃气密度和温度差别较大，同时随

声腔深度的变化，声腔内燃气密度和温度也随之变化，因此对于声腔内平均声速及声腔深度的计算主要根据以往发动机的研制经验确定，判断发动机稳定性须进行全尺寸热试车考核。

为了考核推力装置结构可靠性，对比三种声腔方案抑制高频不稳定燃烧的性能差异，对三种声腔状态的发动机产品各进行一台全尺寸热试考核，试验进行了稳态、脉冲工作试验考核。三种方案的发动机产品均完成了试验程序考核，各次点火起动、关机正常，停车后，产品外观检查未见异常。三种声腔方案发动机试验振动分频见图 6、图 7、图 8。

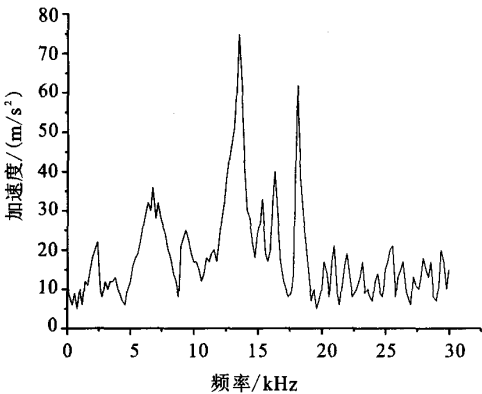


图 6 声腔方案 A 发动机试验振动分频图  
Fig.6 Tested part frequency plot of the acoustic  
cavity scheme A

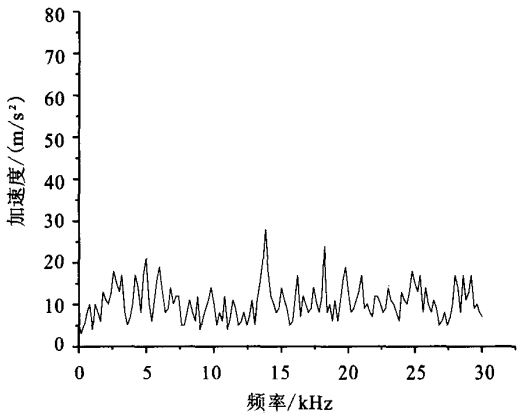


图 7 声腔方案 B 发动机试验振动分频图  
Fig.7 Tested part frequency plot of the acoustic  
cavity scheme B

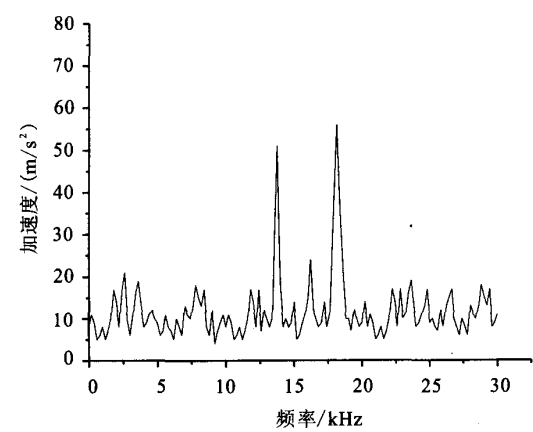


图 8 声腔方案 C 发动机试验振动分频图

Fig.8 Tested part frequency plot of the acoustic cavity scheme C

对三次试验振动数据经时域和分频处理分析，三种声腔方案振动突频频率及量级见表 5。

表 5 声腔方案振动突频频率及量级（最高值）

Tab.5 Break frequency and level of the acoustic cavity scheme

突频频率/Hz		9920	13700	16200	18280
振动量级 (最高值) /(m/s²)	方案 A	18.8	75.1	31.2	61.4
	方案 B	13.6	27.8	16.4	23.1
	方案 C	10.4	50.9	24.3	56.2

测量结果表明，采用声腔方案 A 的发动机对 15000~16500Hz 高频不稳定燃烧能够有效抑制，但对于 18000~19000Hz 振动突频频率抑制效果还有待改进；采用声腔方案 B 的发动机对 15000~16500Hz 高频不稳定燃烧能够有效抑制，同时对于 18000~19000Hz 振动突频频率抑制效果较好；而声腔方案 C 的发动机对 15000~16500Hz 高频不稳定燃烧能够有效抑制。

通过试验验证，发动机主要振型为一阶切向振型和一切一纵复合振型。从设计方案上，三种声腔方案对上述两种振型均能够有效抑制，抑制能力不存在明显的差别，但对比产品焊缝处及声腔入口温度，发现采用直孔型式的声腔方案 A、B 温度均在 500~600℃左右，而采用矩形进口直槽的声腔方案 C 温度均在 700~800℃左右。由此表明声槽方案较声腔孔方案开口面积大，燃气回流区域较大，因此产品焊缝处及声腔入口温度要高。从产品工作结构可靠性上分析，方案 B 的产品焊缝处及声腔入口温度较低，有利于发动机长程工作。

6 结论

通过对发动机出现的高频不稳定燃烧现象及振动数据进行分析，确定发动机主要抑制振型为一阶切向振型和一切一纵复合振型，据此设计了三种状态的声腔方案，进行了全尺寸热试考核，试验中对发动机的工作稳定性进行了评价，发动机完成了稳态及脉冲程序的工作考核，结构可靠。三种状态的声腔方案均能有效抑制发动机出现的高频不稳定燃烧，对试验振动数据的分频处理验证了发动机固有频率的计算结果。

参考文献：

[1] 张连华，田昌义，林振澄. 用声腔抑制火箭发动机燃烧不稳定的研究 [J]. 火箭推进，1984, (4) .

[2] 朱宁昌等著. 液体火箭发动机设计（上）[M]. 北京：宇航出版社，1994.

(编辑：陈红霞)