

声腔深度和相对开口面积的确定

葛明龙, 郑孟伟

(北京航天动力研究所, 北京 100074)

摘 要: 根据二维声腔模型的声学试验结果和四分之一波管的理论公式, 给出了直孔(槽)声腔和四种有进口肋声腔的有效深度计算公式。用该公式对几个推力室进行验算, 得到可借鉴的声速比数值范围。依据设置声腔的二十多个推力室的稳定性鉴定试验数据, 统计得到声腔相对开口面积的经验公式。

关键词: 推力室; 燃烧稳定性; 声腔

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)04-0015-07

Determination of the Depth and Fractional Open Area for Acoustic Cavity

Ge Minglong, Zheng Mengwei

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: Based on the testing data of 2D acoustic model and theoretical equations for quarter wave tube, a new method for determining the effective depth of different type of acoustic cavities is presented. The sound velocity ratio for several practical thrust chambers can be obtained by the method. The result shows that this value varies from 0.50 to 0.78. Furthermore, according to the stability testing data of more than twenty types of thrust chambers, a new empirical equation for calculating the fractional open area of acoustic cavity is also given out.

Key words: thrust chamber; combustion stability; acoustic cavity

符号说明

L — 声腔几何深度, mm	L_e — 声腔有效深度, mm
W — 声腔宽度, mm	d — 直径, mm
C — 声速, m/s	f — 频率, Hz
α — 声腔阻尼系数 ^[5] , s^{-1}	P, Q — 系数
A, B, C, D — 系数	H — 重叠量, mm
γ — 等熵指数	g — 重力加速度, $9.80665m/s^2$

收稿日期: 2004-01-13; 修回日期: 2004-03-29。

作者简介: 葛明龙 (1941—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室技术研究。

R — 气体常数, m/K

φ_c — 燃烧效率

p — 压力, MPa

下标

c — 燃烧室

T — 燃气温度, K

σ — 声腔相对开口面积

F — 面积, mm^2

s — 声腔

1 引言

声腔是抑制液体火箭发动机高频不稳定燃烧的阻尼装置之一。例如, 美国航天飞机的 OME、PRCS 等发动机都采用了声腔。

现有的声腔设计计算方法虽已使用了多年^[1,2], 但仍有不足之处, 主要是声腔的几何深度与有效深度的比值取为常数 0.8 是不确切的。二维声腔模型的声学试验结果^[3]和直孔声腔的有效深度新公式^[4]都表明, 该比值是随声腔的深宽(径)比减小而减小的变数。另外, 有进口肋声腔的折合深度公式有些问题, 给出的声腔内平均声速与燃烧室声速的比值范围及声腔相对开口面积与

频率的关系曲线也不尽合适。为此, 本文进行了改进。

2 声腔的型式和有效性

火箭推力室常用的声腔型式有两类, 一类是简单的直孔(槽)声腔, 主要有直孔声腔、直槽声腔和四分之一圆周导引的直槽声腔; 另一类是有进口肋的声腔, 主要有矩形、斜边倒圆、45°斜边、四分之一圆周等进口声腔。如图 1 和图 2 所示。

各种声腔都能抑制高频不稳定燃烧, 关键在于声腔的深度、宽度和进口部分的尺寸要取得合适, 才能保证声腔的有效性。

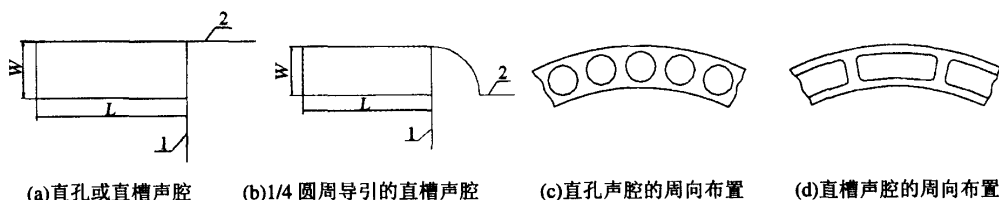


图 1 直孔(槽)声腔

Fig.1 Quarter wave tube and simple cavity

1—喷注器面; 2—燃烧室内壁

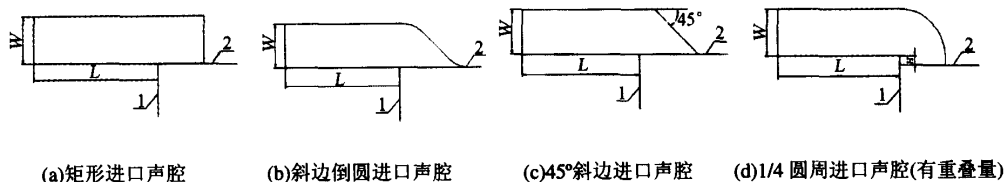


图 2 有进口肋的声腔

Fig.2 Acoustic cavity with typical entrance configurations

1—喷注器面; 2—燃烧室内壁

文献[5]用一种全尺寸推力室试验件对直槽声腔进行了变几何深度和宽度的试验研究。该试验

件的部分参数见表 1。用 6.5 克火药进行的一阶切向不稳定燃烧鉴定性试验数据见图 3。图 3 还给出了声腔阻尼系数的理论计算曲线^[5](理论公式的评述和改进另文发表), 其中图 3 (b) 是根据图 3 (a) 绘制的。该图表明, 理论曲线与试验数据较吻合, 且有以下特点:

- (1) 一种推力室存在一个最佳稳定点, 其阻尼系数最大, 推力室的稳定裕度也最大;
- (2) 在最佳稳定点的四周存在一个椭圆形的稳定区域, 其阻尼系数较大, 区内各点都是稳定的;
- (3) 以最佳稳定点为起点, 当减小声腔宽度时

- (欠阻尼), 阻尼系数减小很快; 当增大声腔宽度时 (过阻尼), 阻尼系数减小较慢;
- (4) 以最佳稳定点为起点, 当减小或增大声腔几何深度时, 阻尼系数的变化特点类似于它随声腔宽度变化的特点;
- (5) 稳定区外的稳定点多出现在声腔宽度和几何深度较大时。

根据以上特点, 为了确保声腔阻尼一阶切向振动的有效性, 应当瞄准最佳点设计声腔, 并可适当将声腔宽度和几何深度取大一些。

表 1 一些发动机及试验件的声速比 C_s/C_c
Tab.1 Sound velocity ratio C_s/C_c for several practical rocket engines

发动机	PRCS	OME	OME 试验件 (Rocketdyne)					OME 试验件 (Bell)		全尺寸试验件	
声腔型式	直孔	斜边倒圆进口					直槽(1/4 圆周导引)		直槽		
燃烧室直径 d_c , mm	99.1	208.3			254			197.9			
喷注器型式	双股互击	双股自击					三股互击		双股互击		
边区液膜	1/4 燃料	无	一般占 2.7%推进剂, 可变					7.2%燃料		无	
推进剂	四氧化二氮/一甲基肼									四氧化二氮/混肼 50	
混合比	1.60	1.65	1.52~1.80		1.42~1.88		1.60±20%		1.60		
燃烧室压力 p_c , MPa	1.05	0.86	0.767~0.967		0.774~0.967		0.68~1.02		0.843		
燃烧室声速 C_c , m/s	1150	1144					1148		1151		
阻尼振型	一阶切向	一阶切向	一阶径向	一阶切向	一阶径向	一阶切向	一阶径向	一阶切向	一阶径向	一阶切向	
频率 $f_s = f_c$, Hz	6803	3219	6698	3219	6698	2640	5493	2649	5513	3409	
声腔几何深度 L , mm	25.4	38.1	12.7	31.75	10.67	44.45	12.7	41.91	19.53	33.02	38.1
声腔宽度 W , mm	$d = 4.33$	(10.3)~12.7				(10.2)~15.3		20.3		12.7	15.24
重叠量 H , mm	0										
声腔有效深度 L_e , mm*	27.24	56.96	36.05	51.73	34.38	66.05	40.12	53.38	35.60	40.10	46.39
声腔平均声速 C_s , m/s**	741.3	733.4	965.9	666.1	921.1	697.5	881.6	565.6	785.0	546.8	632.5
声速比 C_s/C_c	0.645	0.641	0.844	0.582	0.805	0.610	0.771	0.493	0.684	0.475	0.550

注: * 直孔声腔是用公式 (1) 和 (2) 计算的, 其余声腔是用公式 (5) 计算的; ** 是根据 f_s 和 L_e 值由式 (1) 计算的。

3 声腔的有效深度

对于直孔声腔（四分之一波管），由于存在图 4 所示的进口效应，等于四分之一谐振波长的不是声腔几何深度，而是声腔有效深度

$$L_e = L + \Delta L = \frac{1}{4} \lambda_s = \frac{1}{4} \frac{C_s}{f_s} \cdot 10^3 \quad (1)$$

式中的声腔谐振频率 f_s 等于需要阻尼的燃烧室某一声学振型固有频率 f_c （ f_c 的公式见文献[2]）， ΔL 则是辐射质量引起的管端修正量，依照亥姆霍兹谐振器（双向辐射）的公式 $\Delta L = 0.85d$ [4]，可得四分之一波管（单向辐射）的公式：

$$\Delta L = 0.425d \quad (2)$$

由式（1）和（2）得

$$\frac{L}{L_e} = \frac{\frac{L}{d}}{\frac{L}{d} + 0.425} \quad (3)$$

从此式计算得到的直孔声腔深度比 L/L_e 与深径比 L/d 的数值关系见表 2。

表2 声腔的深度比 L/L_e 与深宽(径)比 $L/W(d)$ 的数值关系

Tab.2 The depth ratio L/L_e as a function of the depth-width (diameter) ratio $L/W(d)$

深宽(径)比 $L/W(d)$	0.5	1.0	1.5	2.0	3.0	4.0	声腔型式
深度比 L/L_e	0.541	0.702	0.779	0.825	0.876	0.904	直孔声腔
	0.344	0.540	0.667	0.755	0.871	0.943	直槽声腔

注：直槽声腔的宽度 $W = 15\text{mm}$

对于直槽声腔和四种有进口肋的声腔，图 5 至图 7 给出了用二维声腔模型进行声学试验的结果。试验数据点表明，声腔有效深度与几何深度的关系接近线性

$$\frac{L_e}{W} = P \frac{L}{W} + Q \quad (4)$$

式中系数 P 、 Q 的数值见表 3。

表3 各种声腔的系数 P 、 Q 、 A 、 B 、 C 、 D 等数值

Table.3 Data of the coefficient P 、 Q 、 A 、 B 、 C and D for different types of acoustic cavities

声腔型式	声腔宽度 W (mm)	P	Q	A	B	C	D
直槽	38.1	0.786	0.771	0.804	0.00047	1.239	0.0123
	25.4	0.792	0.927				
45°斜边进口	38.1	0.727	1.386	0.817	0.00236	2.487	0.0289
	25.4	0.757	1.753				
矩形进口	38.1	0.724	1.503	0.814	0.00236	2.697	0.0313
	(25.4)	(0.754)	(1.901)				
斜边倒圆进口	38.1	0.735	1.318	0.825	0.00236	2.365	0.0275
	(25.4)	(0.765)	(1.667)				
1/4 圆周进口	38.1	0.722	1.589*	0.812	0.00236	2.852	0.0331
	(25.4)	(0.752)	(2.010)				

注：*按图 7 的试验数据， $Q = 1.723$ ，扣除重叠量 $H = 5.1\text{mm}$ 后得此数。

对于直槽声腔和 45°斜边进口声腔，根据两个声腔宽度下的 P 、 Q 值，可以线性插值得到任意

声腔宽度的 P 、 Q 值。对于另外三种有进口肋的声腔，虽然只有一个声腔宽度下的 P 、 Q 值，但

鉴于其与 45°斜边进口声腔在结构上的相似性,可借用 45°斜边进口声腔的比例关系,近似得到另一声腔宽度下的 P 、 Q 值(表 3 括号内数值),然后线性插值得到任意声腔宽度的 P 、 Q 值。于是有

$$\frac{L_c}{W} = (A - BW) \frac{L}{W} + (C - DW) + \frac{H}{W} \quad (5)$$

式中, H 为声腔进口重叠量(见图 2(d)); 系数 A 、 B 、 C 、 D 的数值见表 3。

当取声腔宽度 $W = 15\text{mm}$ 时,用公式(5)计算得到的直槽声腔深度比 L/L_c 与深宽比 L/W 的数值关系见表 2。直孔(槽)声腔的该数值关系表明,现有的声腔设计计算方法的 $L/L_c = 0.8$ 只对应着某个较大的 $L/W(d)$ 值,用于其他 $L/W(d)$ 是有误差的,特别是 $L/W(d)$ 值较小时误差较大。

文献[4]对不同声腔深度的声学试验谐振频率和热试谐振频率进行了对比,据此可以认为公式(1)和公式(5)也适用于热试状态,但 C_s 应取声腔内热气的平均声速。

由于实际声腔与二维声腔模型有差别,且模型的声腔宽度较大(25.4mm~38.1mm)和声腔宽度试验点较少,因此公式(5)的计算结果是有一定误差的。通过更多的声学试验,有望进行修正,以减小此误差。

4 声速比

用公式(1)至公式(5)计算声腔有效深度并确定几何深度时,需要知道声腔内平均声速 C_s 的数值。然而 C_s 值受推进剂、混合比、燃烧室压力、喷注器、液膜量等因素的影响,并直接与声腔的型式、几何参数和防烧蚀措施有关,难以准确计算和试验测定。

现有的声腔设计计算方法是根据燃烧室热力数据计算燃烧室声速:

$$C_c = \varphi_c \sqrt{\gamma g R T} \quad (6)$$

然后根据经验数据选一声速比 C_s/C_c 的数值,相乘得到 C_s 值。

为了验证现有声腔设计计算方法给出的声速

比 $C_s/C_c = 0.5 \sim 0.66$ 的适用性,用以上各公式对 PRCS、OME 等发动机及试验件进行了验算,得出的声速比见表 1。

表 1 的数据表明,对于阻尼频率为 2640Hz~3409Hz 的一阶切向振动 $C_s/C_c = 0.475 \sim 0.641$,与原设计方法给出的 $C_s/C_c = 0.5 \sim 0.66$ 较接近;对于阻尼频率为 5493Hz~6803Hz 的一阶径向等振动 $C_s/C_c = 0.645 \sim 0.844$,则高出原设计方法的数据较多。另外,直孔(槽)声腔的 C_s/C_c 要小一些,有进口肋声腔的 C_s/C_c 值则大一些。该结果可用声腔内燃气温度的分布和声腔位置解释。声腔入口附近的温度较高,距入口 15mm 内温度急剧下降,但深度超过 30mm 后温度几乎保持不变^[4]。有进口肋声腔位于燃烧室前端,其温度要高一些;直槽声腔一般位于喷注器面外侧,其温度要低一些。

根据反算的声速比数据,并考虑到较小的声速比对应着较大的声腔深度,而阻尼一阶切向振动的声腔深度又应取较大值,建议在设计声腔时取

$C_s/C_c = 0.50 \sim 0.59$, 直孔(槽)长声腔,
 $f_c < 4500\text{Hz}$;

$C_s/C_c = 0.59 \sim 0.68$, 直孔(槽)短声腔,
 $f_c > 4500\text{Hz}$, 及有进口肋的长声腔, $f_c < 4500\text{Hz}$;

$C_s/C_c = 0.68 \sim 0.78$, 有进口肋的短声腔,
 $f_c > 4500\text{Hz}$ 。

5 声腔相对开口面积

声腔相对开口面积等于 n 个同一种声腔的开口面积之和除以燃烧室圆形横截面积:

$$\sigma = \frac{\sum_{i=1}^n F_s}{F_c} \quad (7)$$

对二十多个推力室的稳定性鉴定试验数据进行了统计,绘成图 8。据此得到供设计用的经验公式

$$\sigma \cdot f_c = 600 \pm 100 \quad (8)$$

建立该式时,已将与声腔宽度成正比的 σ 值适当放大。一般设计可取 $\sigma \cdot f_c = 600$; 为了结构紧凑,

则可取 $\sigma \cdot f_c = 500$, 但离不稳定区域较近; 取 $\sigma \cdot f_c = 700$ 会使推力室尺寸和结构质量增大, 必要性不大。

式(8)的适用范围为 $f_c = 2500\text{Hz} \sim 8000\text{Hz}$ 。当 $f_c < 2500\text{Hz}$ 和 $f_c > 8000\text{Hz}$ 时, 由于试验点较少, 不足以对式(8)的适用性作出评价, 有待补充试验数据。

可以预见, 对于阻尼频率小于 2000Hz 的振动, 会使声腔尺寸过大 ($\sigma > 0.3$)。在这种情况下, 应改用其它装置和措施来抑制不稳定燃烧。

6 结论

(1) 常用的直槽(孔)声腔和四种有进口肋声腔, 其有效性已被很多试验证实。试验数据与文献[5]的声腔阻尼系数理论曲线较吻合。

(2) 为了有效地抑制高频不稳定燃烧, 声腔深度和相对开口面积要取得合适, 最好能使声腔谐振频率等于需要阻尼的燃烧室声学固有频率, 并使声腔阻尼系数最大。

(3) 本文对现有工程上采用的声腔有效深度公式 $L_e = L/0.8$ 进行了修正, 认为对于直孔声腔有效深度公式采用 $L_e = L + 0.425D$ 更合适, 并根据二维声腔模型的声学试验数据得出了直槽声腔和四种有进口肋声腔新的有效深度经验公式。

(4) 本文通过验算, 对现有设计方法给出的声速比 $C_s/C_c = 0.50 \sim 0.66$ 进行了修正, 扩大了取值范围, 并针对不同的声腔给出不同的声速比范围。

(5) 本文对二十多个推力室的稳定性鉴定试验数据进行了统计, 得到声腔相对开口面积的经验公式。

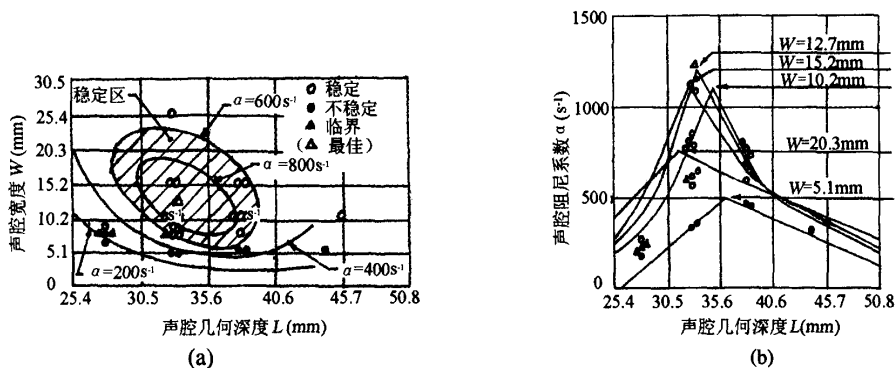


图3 声腔阻尼系数与几何深度和宽度的关系

Fig.3 Damping coefficient as a function of the depth and width of acoustic cavities

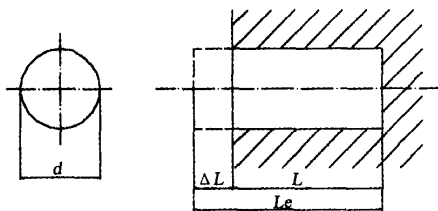


图4 直孔声腔的有效深度

Fig.4 Effective depth of the quarter wave tube

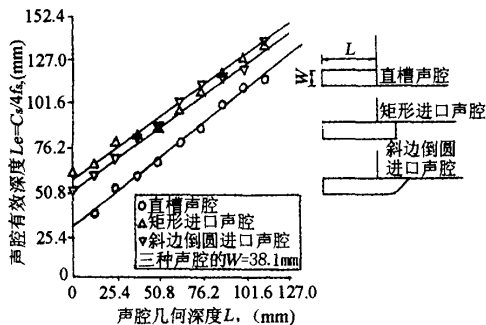


图5 二维声腔模型的声学试验数据之一

Fig.5 Testing data (1) of 2D acoustic cavity model

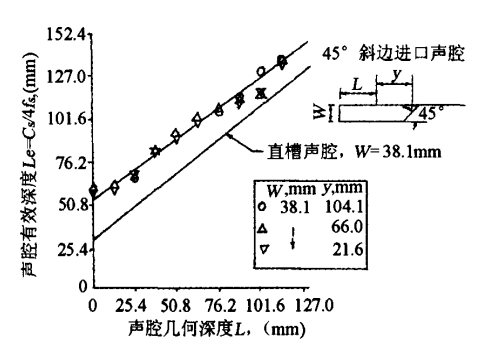


图 6 二维声腔模型的声学试验数据之二

Fig.6 Testing data (2) of 2D acoustic cavity model

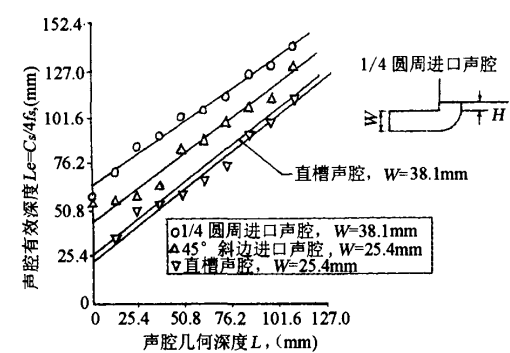


图 7 二维声腔模型的声学试验数据之三

Fig.7 Testing data (3) of 2D acoustic cavity model

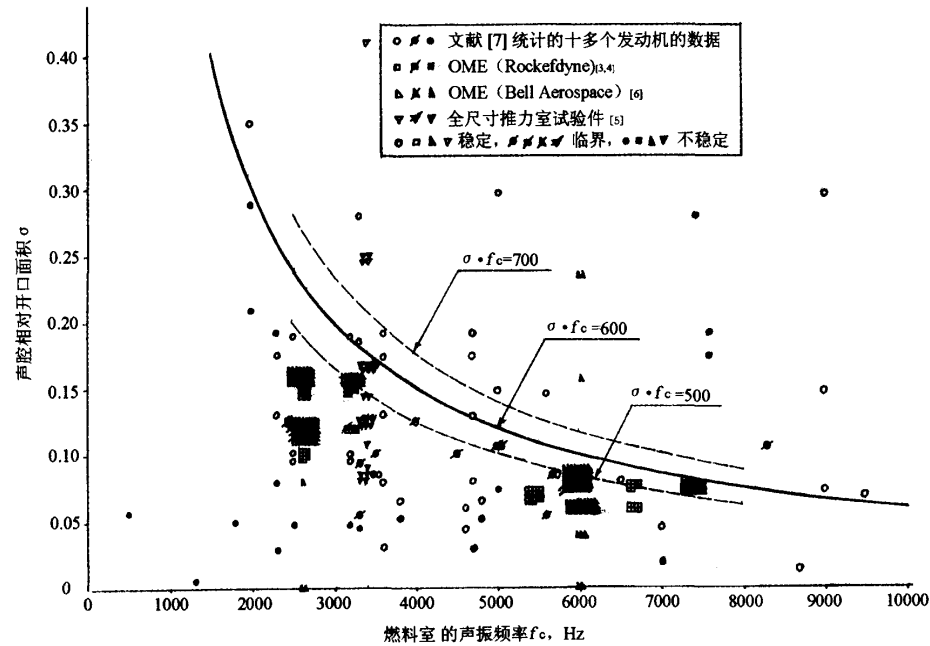


图 8 声腔相对开口面积与燃烧室声振频率的关系

Fig.8 Fractional open area as a function of the acoustic frequency in different type of acoustic cavities

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. 液体火箭发动机设计(上)[M]. 宇航出版社, 1994.

[3] C L Oberg. Space Shuttle Maneuvering Engine Reusable Thrust Chamber Program[R]. NASA N75- 18314.

[4] V 杨, WE 安德松. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M]. 张宝炯, 洪鑫, 陈杰译. 科学出版社, 2001.

[5] C L Oberg, et al. Evaluation of Acoustic Cavities for Combustion Stabilization[R]. AIAA 72-1147.

[6] J M Senneff. Final Summary Report for Space Shuttle Orbit Maneuvering Engine Reusable Thrust Chamber Program[R]. NASA N76-31283.

[7] L P Combs, et al. Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices [R]. NASA N75-28247.