

液氧-煤油火箭发动机的燃烧 不稳定性问题*

孙敬良 张宝炯

(上海航天技术研究院, 上海, 200000)

摘要: 介绍了美国 F-1 发动机和俄国 RD-0110 发动机的燃烧不稳定现象和解决办法, 它们基本上概括了液氧-煤油火箭发动机研制中遇到的燃烧不稳定性问题。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 燃烧稳定性, 述评

分类号: V434

COMBUSTION INSTABILITY PROBLEMS IN LOX-KEROSENE ROCKET ENGINES

Sun Jingliang Zhang Baojiong

(Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai, 200000)

Abstract: The phenomena and the solution of the combustion instability in the American F-1 engine and the Russian RD-0110 engine are presented. The combustion instability problems encountered in the LOX-kerosene rocket engines are summarized mostly.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Combustion stability, Review

1 美国 F-1 发动机的燃烧不稳定

F-1 发动机用于《土星 V》的第一级, 是迄今为止单管推力最大的液体火箭发动机, 采用液氧-煤油推进剂和燃气发生器循环, 其主要性能为:

海平面推力 6770kN 海平面比冲 2602N·s/kg 燃料流量 797kg/s 氧化剂流量 1808kg/s 混合比 2.2685 喷注器面压力 7757kPa 喉部压力(滞止) 6757kPa
喷管出口压力 40kPa 特征速度效率 94.32% 燃料喷注器压降 641kPa 氧化剂喷注器压降 2100kPa

在该发动机研制初期遇到了破坏性燃烧不稳定, 为此进行了大量研究工作。

* 本文 1993 年 12 月 18 日收到, 1994 年 9 月 8 日收到修改稿

1.1 初期的研制工作

早期 F-1 发动机喷注器面上的喷孔直径基本上是相同的, 燃料和氧化剂单元的撞击面是共面的, 在许多次的试验中经常产生幅值超过平均室压 100% 的自发燃烧不稳定, 并出现喷注器面烧毁, 烧蚀的痕迹有着明显的径向流, 表明存在着横向燃烧不稳定。

为得到动态稳定的 F-1 发动机, 研制工作集中于喷注器的改进。在评定当时喷注器基础上选择了三种喷注器作为研究基准: 5U 平面喷注器 (a)、5U 带隔板喷注器 (b) 和每环双排孔喷注器 (c), 它们的设计特性及稳定性评定见表 1。这三种喷注器均出现自发燃烧不稳定, 试验结果表明存在着一次切向旋转振型, 它们的振荡频率依次为 540、440 和 450Hz。a 喷注器的振荡幅值为平均室压的 150%, 而 b 喷注器的振荡幅值难以引起发动机严重破坏, 但 c 喷注器的振荡幅值竟达到室压的 400%。因此选择第二种即 5U 带隔板喷注器作为基础进行 PFRT (Preliminary Flight Rating Test) 喷注器的研制。

Table 1 Design attributes of three baseline injectors

	a	b	c
Injector pattern			
• Fuel element type	Doublet	Doublet	Doublet
-Impingement half-angle, deg	20	20	20
-Orifice diameter, mm	3.06	4.04	2.79
-Orifice spacing, mm	10.6	10.6	10.6
• Oxidizer element type	Triplet	Triplet	Triplet
-Impingement half-angle, deg	20	20	20
-Orifice diameter, mm	4.04	4.32	3.28
-Orifice spacing, mm	10.6	10.6	10.6
Baffle pattern			
• Number of compartments	—	13	13
• Length, cm	—	7.62	7.62
Nominal injection conditions:			
• Fuel injection velocity, m/s	51.0	46.2	49.9
• Fuel-side pressure drop, kPa	N/A	N/A	N/A
• Oxidizer injection velocity, m/s	46.2	49.1	47.0
• Oxidizer-side pressure drop, kPa	N/A	N/A	N/A
• Fraction of fuel used as film coolant, %	10.7	9.6	6.2
• Fraction total outer fuel ring flow, %	100	100	100
Stability characteristics:			
• Mode of instability	1T	1T	1T
• Frequency of oscillation, Hz	538	460	454
• Amplitude, % p_{chamber}	150	65	400
Stability rating			
• Number of tests	15	39	7
• Average damp time, ms	∞	∞	∞
Performance			
• Characteristic velocity efficiency, %	94.6	93.1	N/A
• Specific impulse, N · s/kg	2385	2475	N/A

1.2 PFRT 喷注器研制

1962 年 10 月到 1963 年 6 月, 从全尺寸组件试验而演变成 PFRT 喷注器结构研究, 目的是识别和消除导致自激发振荡的机理, 并确定各种喷注单元孔的改进对动态稳定性的影响。首先研究喷射耦合作为激发自发振荡机理的可能性。于是对供应系统作了一系列改进: 如改进喷孔结构以消除喷孔的水力突跃现象; 在液氧环腔和头腔内、燃料进口、以及燃料和液氧环槽内采用挡板以调整喷注器本体的阻抗等。通过试验可看出它们对自发不稳定发生率的有利影响, 但未从根本上改善动态稳定性。不过这些措施可以降低振荡的幅值, 并使频率散布更宽。

接着进行撞击射流位移敏感性的研究。Crocco, Harrje 等进行有关研究时发现增加 O/F 速度比的稳定效应。因此在 F-1 发动机上分两步扩大燃料孔径从 4.04 到 7.14 再到 8.89mm, 相应的燃料喷射速度依次为 46.2, 16.0, 11.2m/s, 用 13.5 格令爆炸弹引发不稳定的衰减时间分别为 $420 \pm 368\text{ms}$ 和 $200 \pm 150\text{ms}$ 。这种有利的响应伴随有性能损失, 并出现低频、陡前沿、高幅值的波动, 如图 1 所示。但不清楚这种有利响应是由于扩大射流孔径, 还是由于燃料喷射速度和压降降低的综合作用。文献 [1] 指出, 较大的孔径使稳定性得到改进。与这种改进成功有关的一个重要概念是喷射密度分布改变的影响, 扩大燃料孔径, 增加液滴尺寸及其与气氧之间的相对速度使火焰区远离喷注器面附近的敏感区, 从而产生稳定效应。

在这阶段还研究了扩张环和新喷注器方案 (包括 O-F-O 三击式、同轴式、溅环式等), 它们对燃烧稳定性均无明显影响。1963 年 6 月确定了最后选定的 PFRT 喷注器结构是: 喷注单元由撞击角均为 20° 的二击燃料和三击氧化剂孔组成, 喷注器本体装有限流装置, 径向和周向隔板用燃料排放冷却。在 11040s 试验中没有产生自激不稳定。表 2 给出了 PFRT 喷注器设计参数和稳定性评定结果。

1.3 FRT (Flight Rating Test) 喷注器研制

PFRT 喷注器试验分析指出为 F-1 发动机不稳定性具有两个明显特点: 500Hz 的声振荡现象和波动的存在, 平均恢复时间 108ms, 未达到动态稳定要求。因此从 1963 年 6 月到 1965 年 1 月进行 FRT 喷注器研制。首先研究双平面撞击和最佳喷射速度比, 图 2 给出了单平面和双平面撞击喷注器的阻尼特性, 将燃料单元的撞击半角 $(I. A.)_{RP-1}$ 从 20° 改为 15° , 使在 16.8 m/s 燃料喷射速度下的平均阻尼时间从 183ms 减至 27ms, 而在 46.3% 燃料喷射速度下的平均阻尼时间为 149ms。在 5U 平面喷注器上进行类似的试验, 13.5 格令爆炸弹的扰动未衰减, 表明为了达到动态稳定必需要使用隔板。

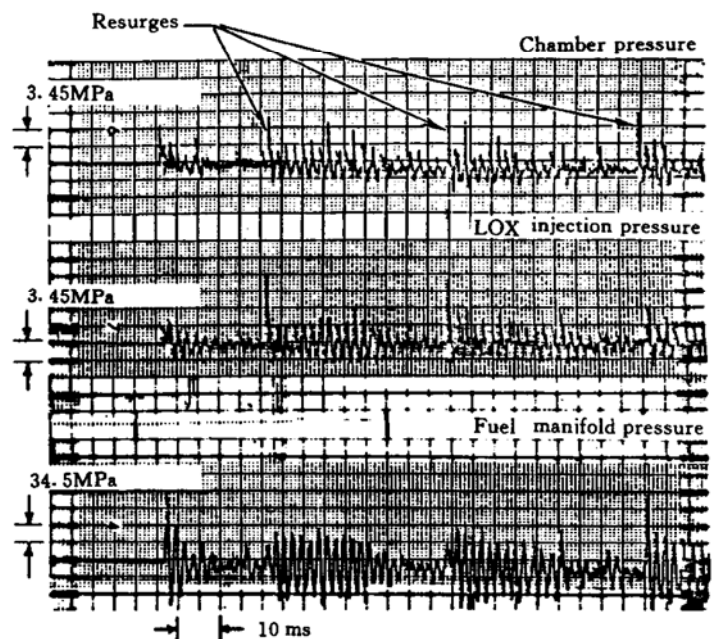


Fig. 1 Pressure traces exhibiting the resurge phenomena observed during bomb induced perturbations of injector unit 076 with enlarged fuel orifices

Table 2 Characteristic comparison of various development phase injector

	PFRT	FRT *	Flight qualification *
Injector pattern:			
• Fuel element type	Doublet	Doublet	Doublet
-Impingement half-angle, deg	20	15	15
-Orifice diameter, mm	5.79	7.14	7.14
-Orifice spacing, mm	10.6	10.6	10.6
• Oxidizer element type	Triplet	Doublet	Doublet
-Impingement half-angle, deg	20	20	20
-Orifice diameter, mm	4.70	6.15	6.15
-Orifice spacing, mm	10.6	10.6	10.6
Nominal injection conditions:			
• Fuel injection velocity, m/s	23.2	17.1	17.1
• Fuel-side pressure drop, kPa	1975	655	655
• Oxidizer injection velocity, m/s	46.6	40.5	40.5
• Oxidizer-side pressure drop, kPa	2424	2151	2152
• Fraction of fuel used as film coolant, %	10.9	4.6	3.2
• Fraction of total outer fuel ring flow, %	100	70	70
Stability rating			
• Number of tests	5	7	11
• Average damp time, ms	108	46	
Performance:			
• Characteristic velocity efficiency, %	91.5	93.76	93.83
• Specific impulse, N · s/kg	2515	2594	2603

* Impingement half-angle ($I. A.$) and diameter of orifices directly adjacent to radial baffles were 28.2 degrees and 6.35mm

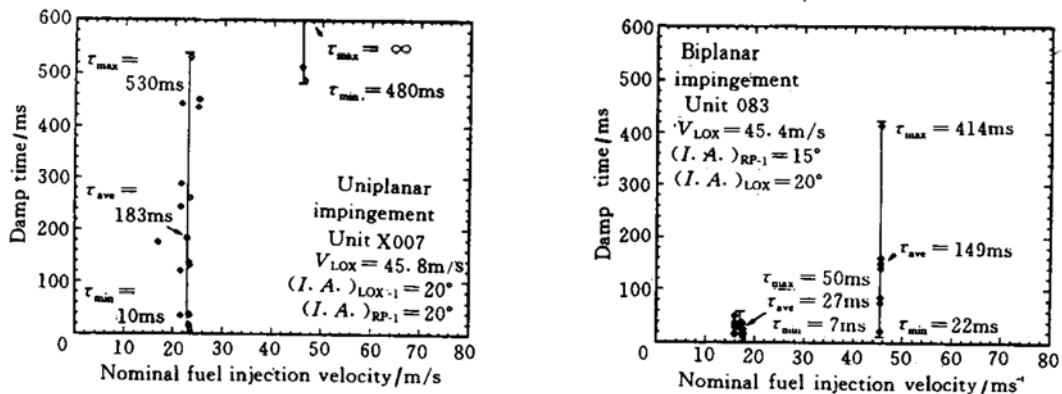


Fig. 2 Damping characteristics exhibited by uniplanar (unit X007) and biplanar (unit 083) impingement injectors

接着研究液氧喷射速度对性能和稳定性的影响。试验结果如图 3 所示, 可见增加液氧喷射速度可减少阻尼时间, 但伴随有性能降低和压降增到 5.1MPa, 出现了稳定性和性能之间的矛盾, 并由此确定最佳液氧喷射速度和撞击角。

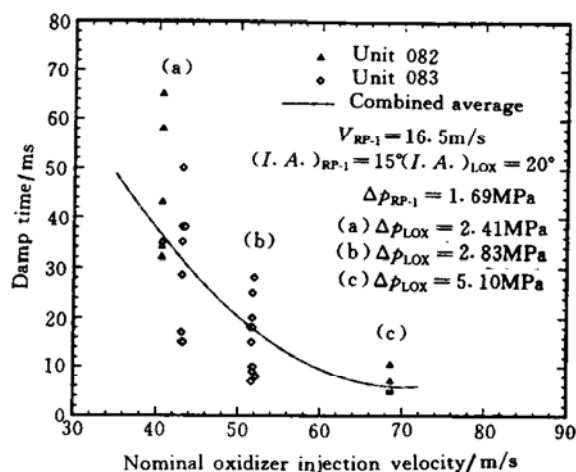


Fig. 3 Damp time versus oxidizer injection velocity

最后研究近壁区对燃烧稳定性的影响。所谓近壁区是指喷注器面、隔板和室壁附近的区域, 主要集中于径向隔板邻近区的喷雾

对稳定性影响的研究, 发现减少该区推进剂的量也即降低反应性有助于波的阻尼。同时还进行了低频波动问题的研究, 分析认为这种现象是由于推进剂在燃烧室局部区快速消耗所致。一个原因是速调管效应, 另一原因是过剩的液膜冷却剂投入到燃烧区。于是开始试验液膜冷却剂对波动频率、相容性和性能的影响。试验表明存在着性能最高、波动最小并提供合适冷却的最佳液膜厚度, 使液膜冷却剂从 10.9% 降到 4.6%, 而特征速度效率从 91.5% 增到 93.7%。表 2 中列出了 FRT 喷注器的稳定性特性。

1.4 飞行鉴定型喷注器研制

1965 年 1 月到 1966 年 9 月进行飞行鉴定型喷注器的研制, 继续研究近壁区的影响, 改进喷注器外周壁角区的喷孔, 表 3 给出有关试验结果。此外, 还进行喷注器本体流道改进的研究, 如扩大氧化剂供应通道, 采用渐缩的径向燃料供应口, 以及采用按一定规律的喷射密度分布使之达到要求的混合比分布等。图 4 示出了飞行鉴定型喷注器 13.5 格令爆炸弹扰动的典型加速度和压力曲线, 它显示了良好的阻尼特性。在 6770kN 推力下进行了累计 61564s 的 703 次发动机试验, 其结果归纳在表 3 中。这阶段性能和阻尼特性的改进是由于增加外隔板腔的氧化剂流量并改进混合比分布。

F-1 发动机化了整四年时间攻克了燃料不稳定关键, 耗费了巨大财力, 研究的重点在于喷注器方案的改进, 共进行了 2000 次以上的全尺寸热试。正是由于 F-1 发动机出现严重的燃烧不稳定问题, 才引起人们对该问题的重视, 并推动了液体火箭发动机燃烧不稳定机理的研究。

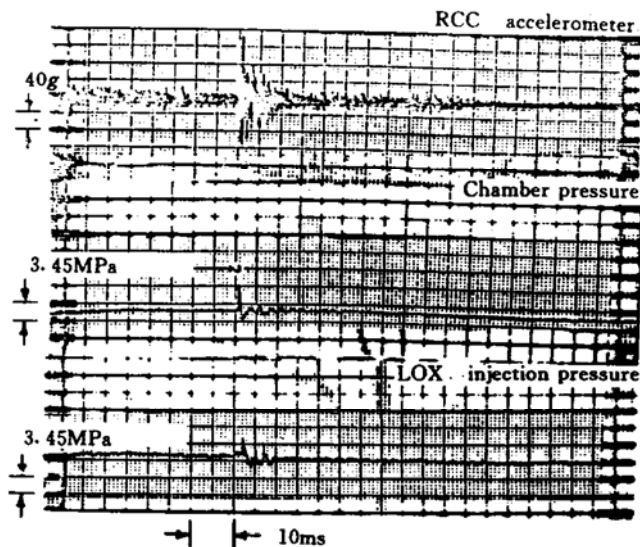


Fig. 4 Accelerometer and pressure-time traces exhibiting the damping characteristics of the flight qualification injector when perturbed with a 13.5-Grain bomb.

Table 3 Effect of orifice element modifications in highly confined regions on damping characteristics of modified 5U injectors

Modification	No. test	$\eta_c, \%$	No. tests	Damp time, ms
Unmodification	69	93.0	39	42
i	6	94.5	5	47
g	13	93.6	6	48
f	4	93.6	0	—
h	6	92.9	4	39
j	5	92.1	3	34
b	7	90.5	5	27
d	7	90.2	5	30
a	23	90.2	17	34
c	10	90.0	9	41
e	7	89.8	5	26

a-57 ring were eliminated

b-57 ring and-59 rings were eliminated

c-57 ring and-59 ring were 2.64mm and 2.79mm respectively

d-57 ring and-59 ring were 2.64mm and 4.09mm respectively

e-57 ring and-59 ring were 2.64mm and 5.05mm respectively

f-57 ring and-59 ring were 2.64mm and 7.14mm respectively

g-57 ring and-59 ring were 2.64mm and 7.49mm respectively

h-57 ring and-59 ring were 3.73mm and 5.05mm respectively

i-57 ring and-59 ring were 5.97mm and 5.05mm respectively

j-57 ring and-59 ring were replaced with nozzle buttons that

had 38.5 and 30.7 degree divergence angles respectively

2 RD-0110 发动机的燃烧不稳定

RD-0110 发动机用作《联盟》运载火箭三级动力装置,是由俄国化学自动装置设计局研制的四管发动机,采用液氧-煤油推进剂和燃气发生器循环。在该发动机研制过程中无论是燃烧室单独试验,还是在发动机试验时均出现高频燃烧不稳定问题。

2.1 燃烧室单独研制时高频燃烧不稳定问题研究

RD-0110 发动机燃烧室的有关性能有:真空推力 73.142kN 真空比冲 3279N·s/kg
 燃烧室压力 6.816MPa 氧化剂流量 15.734kg/s 燃料流量 6.571kg/s
 液膜冷却流量占总流量 3% 氧化剂喷嘴压降 0.427MPa 燃料喷嘴压降 0.696MPa
 混合比 2.394 圆柱段直径 180mm 喷管喉部直径 84.5mm 喷管出口压力
 0.00728MPa。喷注器由同心圆排列的 91 个双组元喷嘴组成,选择双组元喷嘴是为了得到均匀的混合比分布,同时只需要改变喷嘴结构而无需改变喷嘴排列而达到改变喷射分布,以利于克服燃烧不稳定。

在研制过程中共试验三种喷注器方案:双组元内混合离心式喷嘴(C),离心-直流式喷嘴(CS)和直流式喷嘴(S),如图 5 所示。双组元离心式喷嘴中氧化剂出口面相对于燃料出口面的凹进数值(尺寸 L)认为是影响高频燃烧稳定性的重要因素,于是根据不同 L 值得到五种 C 方案喷注器(表 4)。

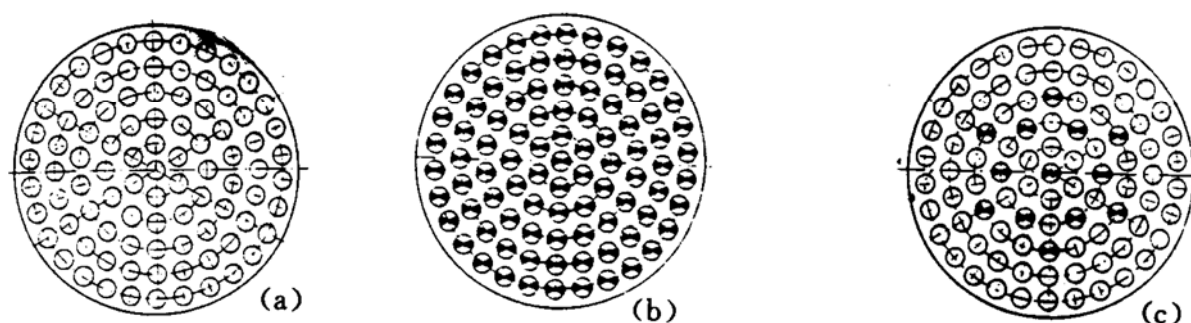


Fig. 5 Scheme of atomizers lay-out at the injectors

a-91 centrifugal atomizers

b-91 spray atomizers

c-78 centrifugal and 13 spray atomizers

C1 和 C2 喷注器方案的燃烧室热试由于在起动过程 $0.04 \sim 0.1\text{s}$ 出现频率为 4000Hz 、幅值为 1.5MPa 的高频振荡而失败。CS 和 S 喷注器方案是根据沿燃烧室长度延伸燃烧区使敏感介质不过分集中于喷注器面附近的原理而提出的,但它们热试车时也因高频振荡造成的破坏而告终。它们的破坏情况是相同的:喷注器与推力室开裂,管道接头断裂,室内壁裂纹并烧坏。实测振荡频率与计算的一次切向振荡频率 3900Hz 相符。显然燃烧室的破坏由一次切向高频燃烧不稳定所致。

Table 4 Various C concept injector

Injector concept	Dimension L , mm	
	Border	Core
C1	5.0	5.0
C2	2.5	2.5
C3	1.5	1.5
C4	5.0	1.5
C5	2.5	1.5

C3 喷注器燃烧室在起动时和室压在 $4 \sim 8\text{MPa}$ 范围内工作稳定,但比冲低于预定值。C4 喷注器也因起动时切向高频振荡而失败。C5 喷注器在不同的起条件下和室压、混合比广泛范围内成功地通过热试,且比冲满足技术要求,因此确定 C5 喷注器作为燃烧室的标准组件。C1 ~ C5 的热试证实了双组元离心式喷嘴内混合区的推进剂相互作用对高频不稳定的影响。

2.2 提高 RD-0110 发动机起动过程高频稳定性的研究

RD-0110 发动机在一次验收试验时,一台燃烧室在起动后 $0.04 \sim 0.1\text{s}$ 发生破坏,破坏形式类似于 C1 喷注器,表明出现切向高频不稳定。虽然这是极小概率事件,每 $70 \sim 80$ 台发动机 ($280 \sim 320$ 台燃烧室) 出现一次,但存在潜在的危险性。于是为寻求高频燃烧不稳定的根源进行了一系列降低高频不稳定余度使之再现燃烧不稳定的试验,如大范围改变混合比和室压,改变影响起动过程的内、外因素,极端的氧化剂和燃料喷嘴压降组合,但均未出现高频燃烧不稳定。

考虑到发动机在主级工作很好的事实,因此需要寻求一种不改变发动机起动程序和喷注器设计,还能用于已生产发动机上消除诱发起动过程高频燃烧不稳定从而提高可靠性的方法。于是提出了可燃物质(如工业毡)做成的、粘在圆柱燃烧室内壁上高度适中的若干纵向肋片的方案,以提高起动过程可靠性,并在达到主级时可烧掉。

首先对带肋片和无肋片燃烧室进行声学特性试验。图 6 的试验结果表明,肋片具有显著耗散声学能量的作用,约降低共振增益系数三倍,该图也指出毡肋片比相同高度的金属肋片

更为有效(1.5~2倍)。

接着在 RD-0110 发动机上进行肋片抑制起动过程高频不稳性的热试,并对肋片的类型、形状尺寸、粘结剂和涂层进行研究。采用起动后 0.04~0.11s 经常再现幅值大于 1.5MPa 切向高频不稳定的 C1 喷注器方案进行试验,并采用应急关机系统以避免燃烧室因高频振荡而损坏,这样可在一台燃烧室进行带肋片和无肋片的热试验。试验结果表明,无肋片燃烧室在推进剂点火后的 0.03~0.095s 产生 $f \approx 4000\text{Hz}$ 的切向高频振荡,粘上肋片增加燃烧室稳定工作时间到 0.237~0.304s,肋片烧掉后高频振荡幅值迅速增加。考虑到 RD-0110 燃烧室从点火到主级时间不大于 0.18s,因此可燃粘肋可作为发动机起动过程的稳定装置。最后确定的粘肋尺寸如下:六块毡肋,长 150mm,高 40mm,梯形截面上底 20mm 下底(粘结处)30mm,具有尖的尾缘以平滑气流。该毡肋已作为 RD-0110 燃烧室的标准组件,设置肋片后,2500 台以上发动机通过了生产厂的验收试验,1000 台以上发动机成功地参与了《联盟》运载火箭的发射,包括载人航天器的发射。

俄国第二代液氧-煤油发动机均采用分级燃烧循环,推力从 75 到 8000kN(真空),室压从 7.5 到 24.5MPa。采用这种循环的优点之一是易达到燃烧稳定,因为这种循环主燃烧室喷注器是气-液喷注器,有点类似于液氧-氢发动机,煤油是由气喷嘴的气动力来雾化的,燃烧稳定性好。即使如此,对于大推力的 RD-170 和 RD-120 发动机喷注器也采用了隔板,这种隔板是由凸出于喷注器面的长喷嘴,且主喷嘴的长度是根据声波 f_{01} (一次切向)的四分之一波长来确定的,此外富氧燃气进入燃烧室进口的导流板也有助于稳定燃烧。

3 几点看法

(1) F-1 液氧-煤油发动机的燃烧不稳定是通过 2000 次以上全尺寸热试来解决的,这是费钱费时的方法。在此过程中所采取的解决燃烧不稳定的技术途径具有典型意义,并使我们认识到燃烧不稳定问题对发动机研制的重要性。

(2) 喷注器面上的隔板是克服大型液氧-煤油发动机横向燃烧不稳定的有效方法,是达到发动机动态稳定性所必要的。只有发动机达到动态稳定,才能保证发动机的可靠性。因此对载人航天用途的发动机一定要满足动态稳定性的要求。

(3) 隔板使最重要的燃烧区内存在不连续性,占据了一定的喷注器面从而影响性能,因此希望尽量减少隔板的数目和长度;在使用隔板的同时,还应在喷注单元排列、孔径、撞击角等进行研究,才能在性能、稳定性和相容性中取得最佳折衷。经验表明在存在隔板的情况下,扩大喷孔直径,采用不同射流撞击角对振荡幅值和阻尼时间有明显影响。

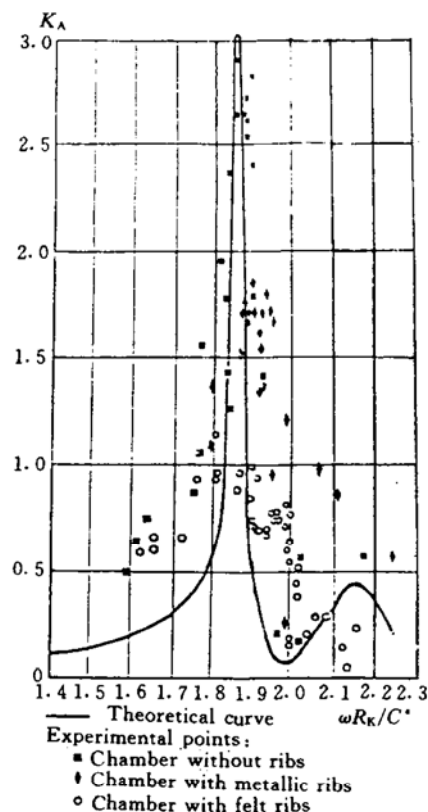


Fig. 6 Amplitude-frequency characteristics of the chamber

(2) RDX 对平台燃烧效应有正负两方面的作用。负面影响是由于燃烧表面附近气相区域中 $[\text{CHO}]$ 自由基减少; 正面影响是由于燃烧过程中 RDX 产生大量的炭黑。

(3) 实验结果说明本模型的基本假设是合理的, 计算值与实测值的平均相对误差小于 10%。

(4) 本燃速公式的适用范围: 压力 p 从 0~20MPa, RDX 含量 0~30%, $\phi\text{-Pb}$ 含量 0~3.0%, $\beta\text{-Cu}$ 含量 0~1.0%, 炭黑含量 0~0.5%。对于其它催化剂及其它使用条件有待验证。

参 考 文 献

- [1] Raman K V, Singh H. Ballistic Modification of RDX-CMDB Propellants. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 1988, 13: 149~151
- [2] McCarthy K P. HMX Propellant Studies. AFRPL-TR-78-73
- [3] Sumi K, Kubota N. Reduction of Plateau Effect of HMX Based CMDB Propellant. 11th. Symp. on Space Technology and Science, Tokyo, 1975
- [4] 孟燮铨, 张蕊娥, 李上文. RDX-CMDB 推进剂燃烧性能的调节. *推进技术*, 1989 (3)
- [5] Kubota N. Suvery of Rocket Propellants and Their Combustion Characteristics. *Fundamentals of Solid-propellant Combustion*, Chapter 1, Edited by Kuo K K and Summerfield M in *Astronautics and Aeronautics*, New York, 1984, 90
- [6] Kubota N, Ohlemiller T J, et al. The mechanism of Super-rate Burning of Catalyzed Double Base Propellants. AD 763786, 1973, 3
- [7] 宋洪昌. 火药燃烧模型和燃速预估方法的研究: [学位论文]. 上海: 华东工学院, 1986
- [8] 宋洪昌. 火药用单质炸药的分子结构与燃速压强指数的相关性. 中国兵工学会火炸药学会学术交流会, 1992. 7

(上接第 41 页)

(4) 除了研制初期经常出现的燃烧不稳定, 并由此引起发动机严重破坏, 迫使人们不得不予以重视和解决外, 对于那些小概率的燃烧不稳定也应予以足够重视, 应像俄国人处理 RD-0110 发动机小概率燃烧不稳定问题一样, 否则会导致《宇宙神》两次相继任务的失败及 80 年代初阿里安一次任务失败那样的故障。

(5) 液氧-煤油发动机研制经验表明高频燃烧不稳定敏感于起动过程, 因此改善起动过程的品质对提高稳定性具有重要意义, 如选用合理的起动混合比、推进剂组元进入燃烧室的时序、点火时间等。另外也可像 RD-0110 发动机燃烧室内粘上可燃物质的肋片, 以阻尼起动过程的扰动。

(6) 俄国新一代液氧-煤油发动机均采用分级燃烧循环, 这种动力循环不仅性能高, 而且易达到稳定燃烧。

参 考 文 献

- [1] Abbe C J. Influence of Storable Propellant Liquid Rocket Design Parameters on Combustion Instability. *J of Spacecraft and Rockets*, 1968, 5 (5)