

液体亚燃燃烧室点火装置工作特性数值研究

陈 博¹, 林 木², 吴宝元¹, 刘志让³

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 中国航天科技集团公司, 北京 100048;

3. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 基于气体动力学和计算流体力学的相关理论, 采用 CFD-ACE+流场计算软件, 对液体亚燃燃烧室点火装置单独工作时的稳态流场进行了数值模拟。在试验验证的基础上分析了点火器室压、点火导管内径和导管的结构形式对火焰点火性能的影响。结果表明: 当点火器室温和燃气流量恒定时, 若保持管道的扩张比不变, 选用较低室压的点火器更利于点火; 在一定范围内增大导管内径可以提高火焰的点火性能; 燃气在直管内的流动损失较小, 出口射流的速度较高, 穿透深度较大, 带弯头的点火导管出口火焰特征类似, 有无弯头对火焰的影响很大, 而角度差异产生的影响很小。

关键词: 液体亚燃燃烧室; 点火装置; 火焰点火性能; 稳态流场; 数值模拟

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 06-0006-06

Numerical study on igniter performance of liquid ramjet combustor

CHEN Bo¹, LIN Mu², WU Bao-yuan¹, LIU Zhi-rang³

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

2. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China;

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

Abstract: Based on gas dynamics and computational fluid mechanics, the numerical simulation of the steady-state flow field of igniter working independently in the liquid ramjet combustor was conducted with CFD-ACE+ software. Influences of chamber pressure in igniter, ignition gas flow pipe's inner diameter and its structure on the flame ignition performance were analyzed on the basis of test validation. The analyzed result shows: under the conditions of constant igniter temperature and gas flow rate, lower chamber pressure in igniter is more beneficial to ignition if pipe expansion ratio remains unchanged; if the pipe inner diameter is increased within limits, the ignition performance of flame can be improved; if gas flows through the straight pipe it has less flow loss; the higher the gas jet flow velocity at the outlet is, the bigger the penetration depth appears; the elbow in the pipe has

收稿日期: 2013-02-13; 修回日期: 2013-10-24

基金项目: 国家 863 项目(2010AA702307)

作者简介: 陈博 (1988—), 女, 硕士研究生, 研究领域为液体亚燃冲压发动机燃烧室

more influence on flame property, but the elbow angle has less influence.

Keywords: liquid ramjet combustor; igniter; flame ignition performance; steady-state flow field; numerical simulation

0 引言

对于需要借助外部能源起动的发动机而言,点火装置的可靠工作以及点火过程的顺利实现是整个系统正常工作的先决条件。特别是目前正迅速发展整体式冲压发动机,由于其设计飞行马赫数越来越高,工作空域越来越广,一体化要求也越来越苛刻,使得点火起动问题日益突出^[1-3]。

冲压发动机的点火方式有很多种,包括预燃室点火、电火花点火、烟火点火器点火、自燃点火剂点火和固体助推高温燃气点火等。目前,在整体式液体燃料冲压发动机上,国内外应用比较多的还是烟火点火和自燃点火方式^[4-5]。

当采用烟火点火器点火时,除了点火位置处的流场条件以外,火焰自身的温度和穿透深度等也是决定发动机点火起动可靠性的关键因素。结合工程实际情况,在点火器的工作室温和点火燃气的流量不易改变的条件下,点火器的工作室压和点火导管的结构形式便成为可能影响其点火性能的主要参数。

从工程实际中发现,当导管内径较小、弯曲较大或导管较长时容易出现点火问题;而点火器的室压大小对其点火性能的影响还不清楚。因而,本文选取了几种试验结构,基于气体动力学原理,采用三维数值模拟的方法对此进行研究。

1 数值模型

1.1 几何结构

为了对计算结果进行验证,本文选取几种曾用于试验的点火装置结构,建立了数值计算的物理模型。建模时,忽略装置内部的细致特征以及

各连接处的过渡结构,仅保留点火器喷管的喉部直径、导管弯角、管长和管径等主要参数。结构示意图如图1所示:

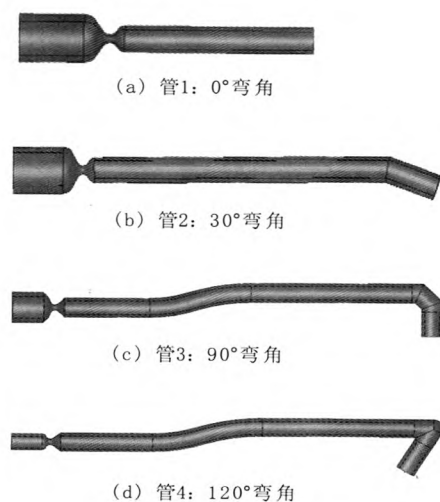


图1 点火装置结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of ignition device

1.2 控制方程及求解方法

考虑到计算流场为单相气流场,因而采用基于标准湍流模型的气相 Navier-Stokes 方程组^[6]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \Phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) \quad (1)$$

式中: Φ 代表因变量; Γ 表示对应于 Φ 的扩散系数。

对上述控制方程采用有限体积法进行离散。计算时,先采用一阶迎风格式求解初场,再选择恰当的高阶离散化方法进行计算,从而同时保证收敛速度和计算精度,较好地捕捉激波结构^[7]。

1.3 网格划分及边界条件

在结构简化的基础上,根据几何对称性,对全尺寸模型的 1/2 进行计算。划分网格时,在点火导管内大部分过渡平缓的区域和导管外流场采用六面体结构网格,而在点火导管弯头处采用四

面体非结构网格。同时,对点火器喷管喉部和导管弯头等几何结构突变处以及导管出口附近的外流场进行局部网格加密^[8]。

将点火器入口设置为总压入口条件;点火导管壁面设置为无滑移、绝热和无物质交换的固定壁面条件;在外流场边界上设置远场出口条件;1/2 对称面上设置对称边界条件。此外,为了使问题简化,不考虑点火燃气的具体成分,均以热空气进行替代。

1.4 工况参数

表 1 中, A 为点火导管的横截面积, A_0 为点火器喷管的喉部面积; L 为点火导管的长度, L_0 为管 1 的长度; θ 为导管末端的弯头角度; p 为点火器的工作室压, p_0 为导管出口处的环境背压。

表 1 数值计算的主要参数

Tab. 1 Main parameters of numerical simulation				
名称	A/A_0	L/L_0	$\theta/^\circ$	p/p_0
管 1	9.63	1	0	39.48
				44.41
				49.35
				57.24
管 2	9.63	2.42	30	57.24
管 3	5.83	3.87	90	57.24
	9.63			57.24
	11.89			57.24
	14.39			57.24
管 4	9.63	3.80	120	57.24

管 1 用于变室压工况的计算;管 3 用于变管径工况的计算;之后再针对 4 种导管结构作相同室压和管径参数下的对比计算。

需要说明的是,由于点火器的工作室压是一个应变变量。根据流量公式可知,要在室温和燃气流量恒定的条件下改变室压,需调整点火器喷管的喉部直径。为了保证代表燃气在管内膨胀程度的参数 A/A_0 (管道扩张比) 不变,点火导管的内径就要随着喷管喉部直径的改变而改变。

很明显,点火导管越长,燃气在流经时的摩

擦损失和散热损失等就会越大,也越不利于点火,所以本文对管长参数不做单独讨论。但为了尽量与试验情况保持一致,模型导管的长度值均参照试验装置确定,在后文研究导管形式的影响时主要变量就有管长和弯角两个。由于假设了管壁绝热,且燃气在管内的流动速度很高、停留时间很短,因而管长参数的影响相对较小,火焰特征主要取决于弯头结构。

2 试验验证

为了验证数值模型和求解方法的可靠性,首先对 3 种曾用于单独点火试验的点火装置进行了试验工况下的数值模拟。试验结构分别对应于管 1、管 3 和管 4;试验时的 A/A_0 为 9.63, p/p_0 为 57.24。图 2 是各次试验稳定后红外测温热图与计算温度云图的对比结果。

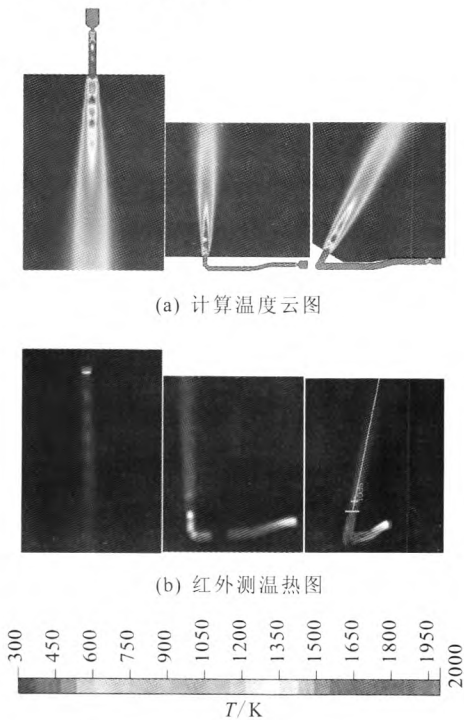


图 2 试验与计算结果对比图
Fig. 2 Comparison between experimental and computational results

可以看出,计算的流场特征与试验结果相符。如:在导管出口膨胀压缩波的交替作用下,各点火装置外流场的火焰中均形成了激波串;管

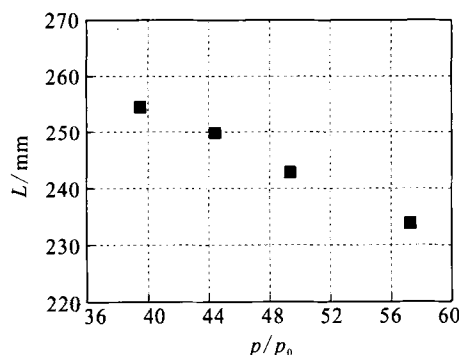
3 和管 4 的火焰最高温度均出现在离导管出口不远大约第二道激波后; 在管 3 和管 4 内部, 除了点火器喷管后方的一小块超音速区域以外, 其余部位的气流温度均较高, 管体在流经燃气的强热作用下呈现出通红发亮的特征等。这些都说明了计算模型的有效性。

3 参数分析

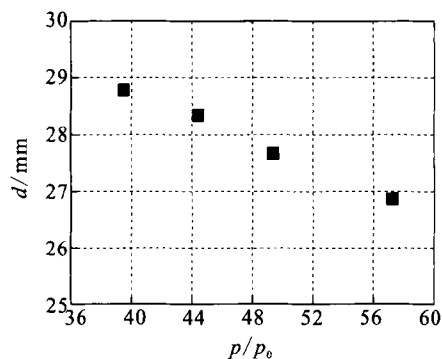
3.1 室压参数的影响

为了对比不同工况下的火焰特征, 需要建立一个统一的分析标准。根据射流的混合规律, 燃气射流存在一个与外界气体掺混的外边界线和包围着射流核心区的内边界线, 从外边界线至内边界线温度递增^[9]。显然, 火焰核心区的范围越大、温度越高, 火焰的点火性能就越佳。本文将温度高于燃料着火点的区域划分为火焰高温区。从文献 [10] 中获知, 碳氢燃料的燃点一般在 525 ℃ 到 750 ℃ 之间, 取燃料的着火点温度为 750 ℃。从而, 以外流场中 750 ℃ 的等温面作为火焰高温区的外边界确定出高温区的范围, 并选取火焰中心线 $L1$ 作为特征线进行分析。

图 3 是管 1 结构在 4 组室压工况下火焰高温区尺寸的计算结果。可以看出, 当点火器室压增加时, 火焰高温区的尺寸明显减小, 长度相差最大约 20 mm。高温区的长度可以代表火焰的穿透深度, 而其最大直径能够反映出火焰的横向范围。显然, 火焰高温区越长、范围越大, 其所能抵达的燃烧室区域和所接触到的预混可燃气就越多, 也越利于点火。



(a) 火焰高温区的长度变化



(b) 火焰高温区的最大直径变化

图 3 火焰高温区的几何尺寸

Fig. 3 Geometric dimension of high temperature area of flame

由于各工况的导管内径不同, 所以火焰高温区的最大直径不能反映出燃气射流在外流场中的膨胀程度。为此, 定义射流的相对膨胀率 η 如下:

$$\eta = \frac{\text{火焰高温区最大直径} - \text{点火导管内径}}{\text{点火导管内径}} \times 100\% \quad (2)$$

图 4 是根据上述定义计算的各室压工况下射流的膨胀情况。可以看出, 随着室压升高, 燃气射流的膨胀程度增强, 但相差不大。如前所述, 这是因为各工况的 A/A_0 相同, 燃气在流经点火导管时的膨胀程度相当所致。

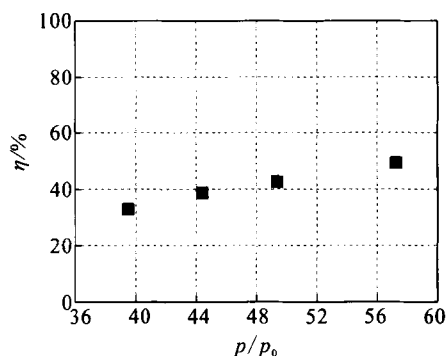


图 4 燃气射流的相对膨胀率

Fig. 4 Relative expansion rates of gas jet flow

从上述分析可以看出, 在假设条件下, 随着点火器工作室压减小, 火焰的点火性能明显提高。

3.2 管径参数的影响

图 5 是管 3 结构在 4 组管径工况下火焰高温

区长度的计算结果。可以看出,随着点火导管内径增加,火焰高温区的长度不断增大。

而图6则表明:火焰在外流场中的膨胀程度会随着管径的增加而减小。

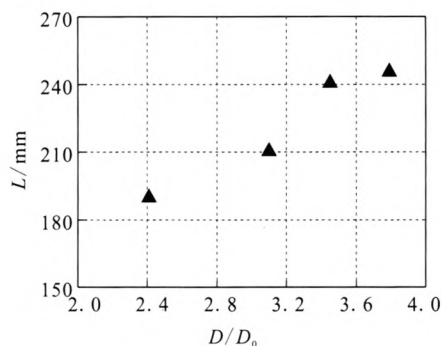


图5 火焰高温区的长度变化

Fig. 5 Length variation of high temperature area of flame with pressure within pipe

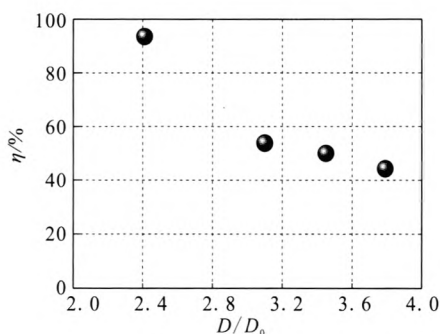


图6 燃气射流的相对膨胀率

Fig. 6 Relative expansion rates of gas jet flow

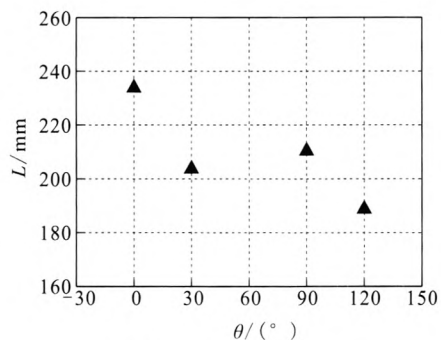
从图5和图6还可以看出,随着点火导管内径增加,火焰参数的变化趋势放缓,相邻两值间的差异也越来越小。

燃气在导管内的膨胀程度是随着管径的增加而增大的。燃气在管内膨胀得越充分,出口射流的膨胀角越小,与周围气体的掺混量越少,能量越集中,穿透深度也就越大。理想情况下,当导管出口处的燃气静压恰好等于环境背压时,射流的穿透深度将达到最大。

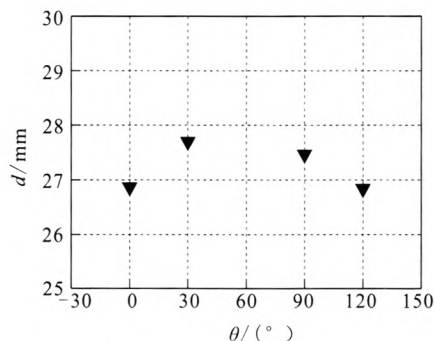
3.3 导管形式的影响

图7是4种结构点火导管在同一工况下火焰高温区尺寸的计算结果,代表导管末端的弯头角度。可以看出,管1的火焰高温区长度最大,管4最小,其余2种结构的火焰高温区长度相

近。由于这4种导管的管道扩张比相同,燃气在导管出口处的膨胀程度相当,且管径一致,所以火焰高温区的最大直径相差很小,不超过1 mm。



(a) 火焰高温区的长度变化



(b) 火焰高温区的最大直径变化

图7 火焰高温区的几何尺寸

Fig. 7 Geometric dimension of high temperature area of flame

图8是火焰中心线上的马赫数曲线。流经管1的燃气没有受到结构突变带来的流动损失影响,所以流速最高,穿透能力最强。而流经管2、管3和管4的燃气在导管末端弯头结构的滞止作用下,总压损失增加,射流速度明显降低,穿透能力也有所减弱,但其三者之间的差异不大。

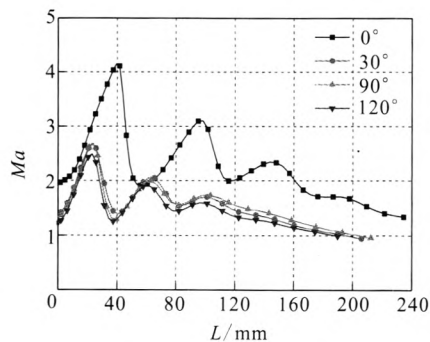


图8 L_1 上的马赫数曲线

Fig. 8 Mach number curves along L_1

管2与管1的结构最为相近,现有的试验结果也表明管2的点火性能与管1相当,比管3和管4结构要好。但计算结果却显示3种带弯头的点火导管出口火焰特征类似。当然,这与本文所选取的评价标准有限和在计算中忽略了管壁的散热有关。管2的长度比管3和管4短,管内燃气的流速较高,温度较低,通过管壁的散热量少,导管出口火焰的点火性能应该更好。但正如前文所述,由于燃气在流经点火导管时的速度很高、时间很短,散热因素影响不大。之所以采用管2结构点火时的成功率较高,是因为点火成败主要取决于点火当地温度、浓度和气流条件的匹配性^[1],而由点火导管弯头角度造成的火焰品质差异对其影响不大。计算结果还表明有无弯头对火焰的影响很大,而角度差异带来的影响很小。

此外,本文计算的点火燃气是喷入静止环境气体中,而冲压发动机燃烧室内的预混可燃气是处于高速流动状态下的^[12-13]。高速气流并不能像静止气体那样蓄积热量。在喷气式发动机中,燃料在燃烧室中停留的时间^[14]不超过0.005~0.006 s,因而只有在温度较高的区域,才可能因强热作用使流经的预混可燃气在短时间内达到着火温度而将其引燃。所以,在高速气流条件下点火时,点火燃气的能量密度和其对预混可燃气所能产生的热作用是决定能否引燃的关键。

4 结论

借助于数值计算,研究了烟火点火器的工作参数和结构参数对其点火性能的影响,得出以下结论:

1) 在点火器室温和燃气流量恒定的条件下,若保持管道扩张比 A/A_0 不变,低室压点火器的点火性能更好。

2) 在一定范围内增加导管内径可以增大火

焰高温区的范围和穿透深度。

3) 燃气在直管内的流动损失较小,出口射流的速度高,穿透深度大。几种带弯头的点火导管出口火焰特征类似,有无弯头对火焰的影响很大,而角度差异产生的影响很小。

参考文献:

- [1] 马杰,梁俊龙.液体冲压发动机技术发展趋势和方向[J].火箭推进,2011,37(4):12-17.
- [2] FRY R S. A century of ramjet propulsion technology evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [3] MINARD J P, HALLAIS M, FALEMPIN F. Low cost ramjet technology for tactical missile application, AIAA 2002-3765 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [4] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册-第十一册(加力燃烧室)[M].北京:航空工业出版社,2001.
- [5] 刘兴洲,于守志,李存杰.飞航导弹动力装置[M].北京:宇航出版社,1992.
- [6] 陈懋章.粘性流体动力学基础[M].北京:高等教育出版社,2002.
- [7] 王承尧,王正华,杨晓辉.计算流体力学及其并行算法[M].长沙:国防科技大学出版社,2000.
- [8] TU Ji-yuan, YEOH G H, LIU Chao-qun. 计算流体力学[M].沈阳:东北大学出版社,2009.
- [9] 刘联胜,王恩宇,吴晋湘.燃烧理论与技术[M].北京:化学工业出版社,2008.
- [10] 许世海,熊云,刘晓.液体燃料的性质及应用[M].北京:中国石化出版社,2010.
- [11] 徐通模,惠世恩.燃烧学[M].北京:机械工业出版社,2011.
- [12] 黄日鑫,谭永华.亚燃燃烧室稳态工作过程数值研究[J].火箭推进,2009,35(2):18-24.
- [13] 袁书生,王玉峰,李高春,等.冲压发动机燃烧室三维流场数值模拟[J].航空动力学报,2005,20(5):841-846.
- [14] 程晓卫.冲压发动机火焰稳定及二次点火过程研究[D].西安:中国运载火箭技术研究院,2007.

(编辑:张永秀)