

摘 要

本文通过理论分析、试验研究和数值模拟等方法研究了燃气发生器的点火特性与燃烧性能，发现了影响直接燃烧式三组元燃气发生器点火特性与燃烧性能的关键因素及其影响规律，提出了改善燃气发生器点火特性与提高燃气发生器燃烧性能的方法，并得到了试验验证。研究结果加深了对燃气发生器内部工作过程的理解，对燃气发生器的应用和优化设计有重要指导意义。

通过理论分析指出了燃气发生器研究的重点与难点，确定了燃气发生器研究的主要内容。分析表明：水的加入在降低燃烧室温度的同时，也显著降低了燃气发生器的点火与燃烧性能；氧气/Lf80 燃气发生器燃烧效率与液滴蒸发速率密切相关；气体流速大导致火焰难以在燃烧室内稳定，是空气/ Lf80-01 燃气发生器点火困难的主要原因。

采用理论分析与试验研究方法，研究了影响燃气发生器点火性能的主要因素及其影响规律。研究表明：点火温度对火炬点火器的点火能力有重要影响；燃气发生器点火困难的根本原因在于水的加入使化学反应与火焰传播速率大幅下降、从而导致火焰不容易稳定；点火热气流温度、燃料含水量、燃烧室内气体流速、余氧系数、总流量等因素对燃气发生器点火性能影响很大。在此研究基础上，提出了合适的点火方案，可以保证燃气发生器具有非常高的点火可靠性。

通过试验研究和数值模拟方法研究了氧气/Lf 80 燃气发生器的燃烧性能。通过试验研究了喷嘴结构、燃料含水量、扰流环、余氧系数和总流量等因素对燃气发生器燃烧性能的影响，结合数值计算结果分析了燃气发生器燃烧过程的特点，以及扰流环对燃气发生器燃烧过程的影响。研究表明：水的加入对燃烧室的降温作用明显，整个燃烧室内温度较低；液滴蒸发速率是影响燃气发生器燃烧效率的关键因素，提高燃气发生器燃烧效率的主要方法是改善液滴的蒸发。通过改进喷嘴结构、降低燃料含水量、在燃烧室内安装扰流环等措施均显著提高了燃烧效率，其中在燃烧室内安装扰流环还可以提高燃气发生器的燃烧稳定性。

主题词：三组元燃气发生器；点火特性；燃烧性能；喷嘴结构；余氧系数；燃料含水量；扰流环

ABSTRACT

The ignition characteristic and combustion performances of the gas generator are studied by means of theoretical analysis, experimental investigation and numerical simulation in the paper. The factors that have significant influences on the ignition process and combustion performances of the gas generator and the influence laws are respectively acquired. Several measurements that could improve the ignition characteristic and combustion performances of the gas generator are presented and verified by tests. The results are helpful to understand the inner operation process of the gas generator and important for application and optimization design of the gas generator.

Key difficulties in the research of the gas generator are pointed out through theoretical analysis, so the main research contents are confirmed. The analysis shows that the ignition and combustion performances of the gas generator are markedly worsened although the combustion chamber temperature is lowered by adding water ; Combustion efficiency of the gas generator with Oxygen/ Lf80 is closely related to the evaporation rate of the liquid fuel of Lf80; The gas flow velocity being too high so the flame could not stay steadily in the combustion chamber is the main reason of the ignition difficulty in gas generator with Air/ Lf80-01 propellants.

Based on the theoretical analysis and experimental results, the primary factors affecting markedly the ignition characteristic of the gas generator as well as the influence laws are studied. The results indicate that the combustion gas temperature plays the most important role on the ignition capability of the torch igniter. For gas generator, the ignition difficulty mainly comes from the addition of water that slows down the chemical reaction rate and flame propagation speed. The results also indicate that many factors have obvious influence on the ignition characteristic of the gas generator, including the temperature of the igniting combustion gas of torch igniter, the water fraction of the special fuel, the gas flow velocity in the combustion chamber, excess oxidizer coefficient and mass flux of propellants. On the foundation of the research, the paper presents a right method outstandingly improving the ignition reliability of the gas generator.

The combustion performance of the gas generator with Oxygen/ Lf80 propellants is studied by experiments and numerical simulation. The influence on the combustion performance of the gas generator of injector structures, water fraction of liquid fuel, disturbing ring, excess oxidizer coefficient and mass flux are studied by experiments. According to the numerical simulation, the combustion characteristics of the gas generator with disturbing ring are analyzed. The results show that addition of water has a notable effect on lowering the combustion temperature since the whole combustion

chamber has a low temperature. The evaporation rate is the essential factor, which has great influence on the combustion efficiency of the gas generator, so the efficient method to increase the combustion efficiency is to speed up the evaporation. The combustion efficiency can also be notably improved by optimizing the injector structure, decrease the water fraction of fuel and fixing the disturbing ring in the combustion chamber through which the combustion stability is also improved.

Key Words: Tripropellant Gas Generator; Ignition Characteristic; Combustion Performance; Injector structure; Excess Oxidizer Coefficient; Water Fraction of Fuel; Disturbing Ring

目 录

表 2.1 氧气/Lf 80 燃气发生器喷嘴设计说明	15
表 2.2 空气/Lf80-01 燃气发生器喷嘴设计说明	15
表 2.3 火焰稳定器尺寸说明	17
表 2.4 火焰稳定器安装位置说明	18
表 3.1 火炬点火器试验结果	30
表 3.2 点火热气流温度、流量和能量对燃气发生器点火性能影响	34
表 3.3 燃料含水量对点火延迟的影响	34
表 3.4 喉部尺寸对点火性能的影响	37
表 3.5 喷嘴结构对点火性能的影响	38
表 3.6 火焰稳定器对燃烧效率的影响	38
表 4.1 总流量对燃烧效率的影响	45
表 4.2 喷管喉部尺寸对燃烧效率的影响	46
表 4.3 氧气压降对燃烧效率的影响	47
表 4.4 喷嘴缩进对燃烧效率的影响	48
表 4.5 喷嘴数量对燃烧效率的影响	49
表 4.6 燃料含水量对燃烧效率的影响	50
表 4.7 扰流环及其安装位置对燃烧效率的影响	51
表 4.8 No1 喷嘴燃烧不稳定时的工况	51

图 目 录

图 1.1 燃烧降温方案三组元燃气发生器原理示意图	5
图 1.2 直接燃烧方案三组元燃气发生器原理示意图	5
图 1.3 热气流点火过程示意图	8
图 1.4 点火过程中火焰传播示意图	8
图 2.1 燃气发生器安装示意图	12
图 2.2 火炬点火器示意图	13
图 2.3 离心式喷嘴示意图	14
图 2.4 2# 喷管示意图	16
图 2.5 火焰稳定器示意图	17
图 2.6 扰流环安装示意图	17
图 2.7 试验系统示意图	19
图 2.8 测控中心与现场监视系统图	20
图 2.9 火炬点火器工作过程控制时序	24
图 2.10 燃气发生器工作过程控制时序	24
图 2.11 典型燃烧室压力曲线图	25
图 2.12 点火延迟时间计算示意图	26
图 3.1 火炬点火器热试验图	29
图 3.2 火炬点火器热试燃烧室压力曲线图	30
图 3.3 无量纲点火能量与温度的关系	31
图 3.4 点火能量恒定时, 室压与温度的关系	32
图 3.5 典型点火曲线	33
图 3.6 点火温度、流量对点火结果的影响	35
图 3.7 点火成功时的燃烧室压力曲线	39
图 3.8 余氧系数与空气流量对点火结果的影响	39
图 4.1 余氧系数对燃烧效率的影响	43
图 4.2 总流量对燃烧效率的影响	45
图 4.3 燃料喷注压降对燃烧效率的影响	47
图 4.4 氧气喷注压降对燃烧效率的影响	48
图 4.5 喷嘴缩进尺寸对燃烧效率的影响	49
图 4.6 扰流环无量纲安装距离对燃烧效率的影响	51
图 4.7 燃烧不稳定时燃烧室压力曲线	52
图 4.8 燃烧稳定时燃烧室压力曲线	52

图 5.1 燃烧室温度分布	62
图 5.2 燃料蒸汽浓度分布	62
图 5.3 氧气浓度分布	63
图 5.4 二氧化碳浓度分布	64
图 5.5 水蒸汽浓度分布	64
图 5.6 燃气发生器燃烧室内速度分布	64
图 5.7 扰流环对燃烧室温度场的影响	65
图 5.8 扰流环对速度场的影响	65
图 5.9 扰流环后回流区扰流环后回流区	66

独创性声明

本人声明所呈交的学位论文是我本人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。尽我所知，除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含其他人已经发表和撰写过的研究成果，也不包含为获得国防科学技术大学或其它教育机构的学位或证书而使用过的材料。与我一同工作的同志对本研究所做的任何贡献均已在论文中作了明确的说明并表示谢意。

学位论文题目：燃气发生器点火与燃烧性能研究

学位论文作者签名：钟战

日期：2008 年 11 月 27 日

学位论文版权使用授权书

本人完全了解国防科学技术大学有关保留、使用学位论文的规定。本人授权国防科学技术大学可以保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子文档，允许论文被查阅和借阅；可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编学位论文。

(保密学位论文在解密后适用本授权书。)

学位论文题目：燃气发生器点火与燃烧性能研究

学位论文作者签名：钟战

日期：2008 年 11 月 27 日

作者指导教师签名：王振国

日期：2008 年 11 月 27 日

第一章 绪论

1.1 研究背景和意义

燃气发生器在航空航天领域有广泛的应用，它将氧化剂和燃料按照设计要求的混合比组织燃烧，获得一定压力、温度、流量和速度参数要求的燃气，以实现特定的目的，如产生引射气流、驱动涡轮、产生弹射气流等。

迄今为止，国内外研究人员对燃气发生器开展了大量的研究工作，所研制的燃气发生器用于以下多个领域：泵压式液体火箭发动机、火箭发动机高空试车台和真空模拟系统、激光器的压力恢复系统^[1]、软着陆充气气囊^[2]等。国内外研究人员通过理论分析、冷试、热试和数值计算等研究手段，对各类燃气发生器进行了大量研究，在优化燃气发生器结构，提高燃气发生器工作性能与可靠性，降低燃气发生器成本等方面取得了很大进展，促进了燃气发生器技术的快速发展，使燃气发生器设计与使用水平得到了很大提高。

为冲压发动机的地面试验提供引射气源，以模拟其试验时所需的高空环境，是目前燃气发生器的主要用途之一。由于冲压发动机在超音速飞行阶段具有优越的性能，一直是航空航天领域研究的热点^{[3]-[8]}。许多国家都对冲压发动机技术表现出了浓厚的兴趣，为提高冲压发动机的性能，美国、法国、德国、俄罗斯等国家投入了大量的人力、物力进行相关研究，并在研究过程中取得了较大进展^{[9]-[19]}。目前，地面试验是研究冲压发动机的主要手段，用于模拟高空环境的真空系统，是保证冲压发动机地面试验研究顺利进行的重要设备。真空系统可选择真空罐系统或引射系统，由于真空罐引射系统无法满足冲压发动机长时间试验的需求，目前，真空系统普遍选择引射系统。引射系统主要有空气引射、蒸汽引射和燃气引射等几种方式，与空气引射、蒸汽引射方式相比，燃气引射系统因具有引射能力强、结构简单、体积小、响应快、可长时间工作等优点，已成为真空系统的最佳选择^{[20]-[23]}。

泵压式液体火箭发动机上广泛采用燃气发生器产生高温燃气以驱动涡轮，燃气发生器设计水平的高低对发动机性能有直接影响。因此，国内外对用于驱动液体火箭发动机涡轮泵的燃气发生器进行了大量研究^{[24]-[28]}。

燃气发生器还可以用于为座椅弹射系统、军用武器发射系统^{[29] [30]}提供弹射气源。

由于燃气发生器产生的高温燃气主要用于驱动涡轮或引射器等，因此对燃气发生器出口燃气参数要求严格。一般要求燃气发生器出口燃气温度均匀，最高温度不能超过涡轮泵叶片或引射器材料的耐热极限，出口燃气压力尽可能接近设计

压力。同时通常要求燃气发生器系统简单、可靠，推进剂无毒无污染，可重复、快速起动。

燃气发生器具有燃气温度低，推进剂混合比偏离化学当量比，液体推进剂在燃烧室内的停留时间长、燃烧室压力范围广等特点，容易出现点火困难、低频不稳定燃烧、燃烧室内表面局部过热、燃烧室出口温度不均匀等问题。对燃气发生器开展进一步研究，加深对其内部工作过程的认识，对提高燃气发生器设计和使用水平具有重要意义。

1.2 燃气发生器的分类与研究现状

燃气发生器是一个很宽泛的概念，在航空、航天领域均有广泛应用。考虑到在工作原理、研究内容与方法等方面存在较大差异，本文主要对采用液体火箭发动机技术的燃气发生器进行分类介绍，未对应用于航空领域的燃气发生器、以及采用固体火箭发动机技术和固液混合火箭发动机技术的燃气发生器^{[31]~[34]}展开介绍。

对于采用液体火箭发动机技术的燃气发生器，按照其推进剂组元数的不同，可分为单组元燃气发生器、两组元燃气发生器和三组元燃气发生器。

1.2.1 单组元燃气发生器

单组元燃气发生器主要用于引射系统，一般采用催化分解方案，其推进剂主要包括肼类、过氧化氢和一氧化二氮等。由于目前主要采用无毒、无污染的绿色推进剂^[35]，肼类推进剂已很少使用，目前国内外主要对过氧化氢和一氧化二氮催化分解的单组元燃气发生器^{[36]~[43]}进行研究。

迄今为止，国内外对过氧化氢催化分解的单组元燃气发生器已开展了大量研究，采用过氧化氢催化分解方案的单组元燃气发生器也已经得到了实际应用。

过氧化氢催化分解的单组元燃气发生器有很多优点：其推进剂无毒无污染，可长时间贮存，燃气组分干净清洁；常温下推进剂以液体形式存储，供应系统简单，燃气发生器系统本身重量轻、体积小。但过氧化氢催化分解的单组元燃气发生器也有许多不足之处：其燃气温度不高、焓值较低，引射能力不强；催化剂有寿命限制，工作一定时间后需要更换；催化剂床床载有限，催化前一般需要预热；燃气含氧量高，对下游管路要求苛刻；过氧化氢价格昂贵，燃气发生器运行成本高，经济性不好；高浓度过氧化氢虽然无毒，但是安全性极差，遇到杂质极易分解。因此，过氧化氢催化分解的单组元燃气发生器应用范围较窄，主要应用于车载或机载引射系统等对尺寸、重量限制苛刻的领域^[44]。

美国陆军的战术高能激光器^[1]THEL/ACTD 和美国空军的机载激光器采用过

氧化氢催化分解的单组元燃气发生器,采用 70%的过氧化氢高温催化分解产物作为射流系统的驱动工质,燃气发生器不需要特殊的防热措施、系统重量轻、体积小。

国内外研究人员对一氧化二氮催化分解的单组元燃气发生器也进行了大量研究,研究发现一氧化二氮是一种性能优越的推进剂^{[45]~[47]}。一氧化二氮常温下性质稳定,安全性较高,同时,一氧化二氮还具有独特的性质,294 K 时其饱和蒸汽压为 5.14 MPa,在此压力下一氧化二氮以气液两相形式存在,且具有自增压特性。常温液态一氧化二氮与酒精、汽油和煤油等液体燃料的密度相当,是一种高密度推进剂。常温下一氧化二氮汽化热不高,很容易通过换热器实现液态到气态的转变,从而实现以液体形式存储而以气体形式供给。一氧化二氮绝热分解温度可以达到 1640℃,燃气焓值高,以一氧化二氮作为单组元燃气发生器的推进剂,是一种很有潜力的方案。但是一氧化二氮与过氧化氢一样,催化分解后燃气含氧量高,对下游管路要求苛刻。

1.2.2 两组元燃气发生器

两组元燃气发生器广泛应用于现有的大型液体火箭发动机中,主要用于提供驱动泵压式火箭发动机涡轮泵的高温燃气,其推进剂与主发动机的推进剂相同。热力学分析可知,主发动机所用推进剂组合以恰当混合比反应时,燃烧温度一般都很高,为了使出口气体温度在材料允许范围内,两组元燃气发生器一般采用混合比极度偏离恰当混合比的低温富燃或富氧燃烧方案,即一种推进剂全部参与、另一种推进剂部分参与燃烧的方案。

迄今为止,国内外学者通过理论分析^[48]、数值计算^{[49]~[55]}和试验^{[56]~[59]}等手段,对两组元燃气发生器内部工作过程进行了大量研究。这些研究主要集中在提高燃气发生器点火性能^[60]、提高燃气均匀性^[61]和对燃气发生器进行结构优化^{[62][63]}等方面。

为了使燃气发生器出口气体温度在材料承受范围内,燃气发生器一般采用推进剂混合比极度偏离恰当混合比的富燃或富氧方案^[64],从而导致燃气发生器点火较困难。为了解决点火问题,目前常用的做法是将部分喷嘴设计为推进剂混合比接近恰当混合比的高温喷嘴,高温喷嘴喷雾燃烧后形成的高温区可以作为火焰稳定区域,能有效解决燃气发生器点火困难问题^[65],但是这种方法要考虑减轻高温喷嘴产生的高温气团的影响,燃烧室内需要设计增强混合过程的溅板、扰流环等结构。

国内外研究人员就溅板和扰流环的安装位置、结构尺寸和安装方式对燃烧过程的影响,以及混合比、推进剂总流量、燃烧室压力等参数对燃烧性能的影响,

进行了大量的研究，得到了一些有指导性的结果。关于这部分的研究结果在文献^{[66][67]}中有较为详细的介绍，文中不再赘述，只对他们没有具体介绍的研究内容与进展进行补充介绍。

童晓艳^[62]等以液体火箭发动机燃气发生器身部为研究对象，在对其进行面向设计的多学科分析的基础上，建立了燃气发生器身部的多学科优化模型，涉及流动、传热、结构强度三个相互耦合的学科。引入了一种新的多目标方法——物理规划方法处理其中的多目标优化问题，通过类别函数将设计者的偏好转化为优化目标，避免了对各个不同大小和量纲的分目标之间重要性的比较和权衡。优化结果显示，利用多学科设计优化减轻了燃气发生器的质量，改善了原有设计，能够提高发动机的设计水平。

西北工业大学的冯喜平^{[68][69]}开发了燃气发生器燃烧过程的数值计算程序，对液氧/煤油发动机的燃气发生器缩进燃烧室和主燃烧室进行了三维流动和燃烧过程的稳态模拟。结果表明燃烧室内温度分布严重不均匀，为此需要在燃气发生器尾部增加一个扰流环，加快燃气之间的掺混，提高燃气温度的均匀度。

韩俊峰^[70]根据工程实际的需要，进行了液氧/煤油发动机涡轮吹风试验用空气/酒精燃气发生器的设计。对燃气发生器的功能和结构特点、试验结果、主要性能，以及主要关键技术问题进行了介绍。对不同室压、不同混合比条件下的燃气发生器性能参数进行了计算。完成了单个喷嘴及喷注单元的冷流试验，全面、系统地分析了单个喷嘴及喷注单元的流量特性和雾化特性，为点火热试验研究奠定了基础。针对点火和转主级问题，进行了一系列的试验研究工作，试验研究结果表明，燃气发生器性能良好，满足工程应用的需要。

曹再勇等^[71]以闭式循环高压补燃液氧/煤油液体火箭发动机的燃气发生器为研究对象，采用 SIMPLEX 方法和非结构性网格技术对其燃烧室进行了三维燃烧场的稳态数值模拟。利用计算结果对燃气发生器的结构进行了讨论，结果表明虽然二次喷注破坏了燃气温度分布的均匀性，但是可以有效地降低燃气温度；扰流环可以加速燃气的掺混，改善燃气温度的均匀性，因此在结构上二次喷注孔与扰流环的存在是合理的。

总之，两组元燃气发生器在液体火箭发动机领域已经得到了广泛应用，相关研究工作也进行的比较充分，但仍存在一些技术难点亟待解决。例如，富燃燃气发生器的含碳燃料容易生成积炭和结焦^[72]，富氧燃气发生器^{[71][73]}虽然有某方面的优点，但其对下游管路的抗氧化性要求高。由于普遍采用极度富燃或富氧的方案，两种推进剂流量差别较大，如何使推进剂均匀混合，防止使用过程中由于组分分布不均匀在燃烧室局部产生高温气团，烧蚀燃气发生器喷注面板或燃烧室壁面，也是研制两组元燃气发生器的重点。

1.2.3 三组元燃气发生器

目前，三组元燃气发生器主要用于地面试验的引射系统，以模拟试验需要的低压环境，其推进剂组合为氧化剂/燃料/调温剂。

三组元燃气发生器按燃烧组织方式可分为两种，一种为先燃烧后降温方式，为叙述方便，本文称之为燃烧降温式三组元燃气发生器，其工作原理如图 1.1 所示，燃气发生器设计有燃烧室和喷雾降温室，燃料和氧化剂在燃烧室内燃烧后产生高温燃气，调温剂喷入降温室与高温燃气混合后，在降温室出口处得到所需温度的燃气。这种方案的燃气发生器工作过程可以分为两个阶段：高温燃烧阶段与掺混降温阶段。前一阶段的燃气发生器工作原理类似于两组元液体火箭发动机，推进剂在燃烧室内燃烧产生高温燃气；后一阶段则利用特殊设计的降温室来实现，在降温室中喷入调温介质对燃气进行降温，通过调节推进剂流量，可以在降温室出口得到满足要求的燃气。这种方案技术较为成熟，但是这种方案需要对燃烧室进行热防护和特殊设计的降温室，结构复杂，身部大量喷入调温介质，容易导致燃气参数不能精确控制和出口燃气温度分布不均匀。

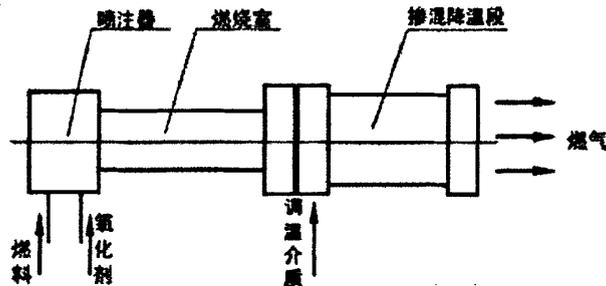


图 1.1 燃烧降温方案三组元燃气发生器原理示意图

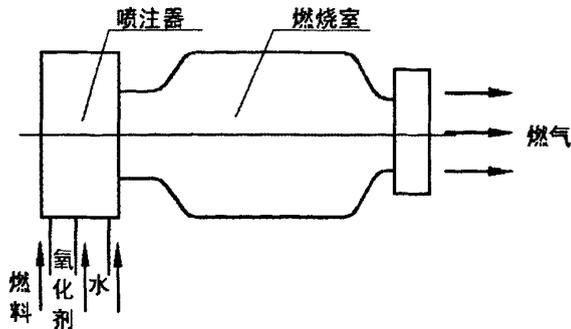


图 1.2 直接燃烧方案三组元燃气发生器原理示意图

另一种三组元燃气发生器工作原理如图 1.2 所示，其三种推进剂均通过头部喷注器进入燃烧室直接参与燃烧，本文称之为直接燃烧式三组元燃气发生器。直接燃烧式三组元燃气发生器是国防科技大学航天与材料工程学院借鉴在国内得到充

分发展的三组元火箭发动机技术而提出的一种方案。直接燃烧式方案中，燃气发生器将传统的双组元推进剂与调温介质直接混合燃烧，以形成温度和其它参数大范围可调的混合燃气，燃气发生器燃烧室内气体温度较低，热防护简单，省去了降温室，使得燃气发生器在高效、可靠工作的同时，结构更简单。

本文中的燃气发生器属于直接燃烧式三组元燃气发生器。燃气发生器以空气和氧气作为氧化剂，水作为调温介质。

目前，国内外对三组元燃气发生器的开展了一定研究，取得了一定成果和进展。

文献[66]指出美国研制的可移动战术高能激光器 MTHEL 采用燃烧降温方案的三组元燃气发生器，其推进剂组合为氧气-JP-8-水；俄罗斯波罗的海技术大学的燃气发生器采用燃烧降温方案的三组元燃气发生器。燃气发生器设计有一个燃烧室和一个气化室，空气和酒精从喷注器进入燃烧室进行燃烧，生成的高温燃气与水在气化室内混合形成所需要的低温燃气。

文献[67]指出“Vulcain 5”和“Vulcain 4”发动机的燃气发生器采用了“N₂O₄-UDMH-H₂O”三组元方案，燃气发生器的混合比接近化学当量混合比。水的流量约占燃气发生器流量的 1.5%，用于冷却燃气发生器和降低燃烧产物的温度。

国防科技大学的田章福和周伟勇^{[66] [67]}等人对直接燃烧方案的三组元燃气发生器进行了研究，其推进剂组合为低浓度过氧化氢/酒精。通过试验和数值模拟深入研究了低浓度酒精的雾化与蒸发、过氧化氢催化分解、低浓度酒精在过氧化氢催化分解产物中的点火和燃烧等过程，研究结果对低浓度过氧化氢/酒精燃气发生器的设计和性能改进有重要意义。

刘盛田^[46]等以引射器高温引射工质使用需求为背景，设计了单喷嘴三组元燃气发生器，并进行了试验。该燃气发生器推进剂组合为一氧化二氮/酒精/水，首先将酒精与水配成溶液，然后在燃气发生器后部注水，以调节燃气发生器出口燃气温度。

直接燃烧式三组元燃气发生器与其它燃气发生器相比，具有很多优点。

首先，直接燃烧式三组元燃气发生器结构简单。由于调温剂通过喷注器直接进入燃烧室参与燃烧，直接燃烧式三组元燃气发生器燃烧室内气体温度较低，热防护简单，省去了降温室，使得燃气发生器在高效、可靠工作的同时，结构更简单。

其次，直接燃烧式三组元燃气发生器推进剂综合性能优越。直接燃烧式三组元燃气发生器推进剂选择多样，如氧化剂可以选择氧气或空气，调温剂可以选择水等，这些推进剂使用技术成熟，贮存、操作方便，获取容易，无毒无污染，燃

烧产物清洁，价格便宜，经济性能良好。

再次，直接燃烧式三组元燃气发生器燃气参数调节方便。通过调节三种推进剂的配比，可以根据需要，方便快捷地大范围调节燃气发生器出口燃气的温度与压力。

直接燃烧式三组元燃气发生器结构简单，运行成本低、可以长时间工作，具有快速、重复起动能力，适合用于火箭发动机高空模拟试车台、冲压发动机地面试验系统，以及激光器的压力恢复系统和真空模拟系统等领域。

目前，对直接燃烧式三组元燃气发生器开展的研究还不够充分和深入。对其开展进一步研究，加深加入调温剂对燃气发生器点火性能与燃烧过程影响的规律的认识，对提高该类燃气发生器的设计和应用水平有重要意义。

1.3 直接燃烧式三组元燃气发生器工作过程分析

直接燃烧式三组元燃气发生器与典型的两组元液体火箭发动机相比，其主要特点在于调温介质直接喷入燃烧室，在降低燃气发生器燃烧室温度的同时，显著降低了燃烧室内液滴蒸发速率、火焰传播速率和化学反应速率，燃气发生器容易出现火焰稳定困难、燃烧效率不高等问题。

1.3.1 水的加入对燃气发生器点火性能的影响分析

1.3.1.1 燃气发生器点火过程

由于调温介质的加入，导致燃气发生器点火性能下降，因此，本文采用点火能力强、可重复起动的火炬点火器作为燃气发生器的点火装置。

本文所用的火炬工作在富氧工况下，其燃烧产物是富氧的，燃气发生器也在富氧工况下起动，可以假设在点火过程中，火炬点火器燃烧产物不与燃气发生器推进剂发生反应。这时燃气发生器点火过程可以采用文献[74]中的热气流点燃理论进行分析，如图 1.3 所示，设通过一直径为 d_0 的圆管，火炬点火器高温燃烧产物喷入燃气发生器燃烧室，其温度、速度分别为 T_m 和 u_0 。而周围是燃气发生器可燃混气，它的温度、速度分别是 T_∞ 和 u_∞ ，它们之间的温度比 $T_m/T_\infty < 1$ 。由射流混合规律可以知道：外边界 01 线上温度是燃气发生器推进剂的温度 T_∞ ，浓度是燃料浓度 $f_{F\infty}$ ，内边界 02 线上温度是点火热气流温度，燃料浓度为零。在外边界处燃料浓度很高，但温度很低，因此化学反应速率趋于零，在内边界处温度很高，但燃料浓度为零，化学反应也不能发生。化学反应首先在温度和浓度最有利的区域发生，这个区域只能是图 1.3 中的阴影区域。图 1.3 中温度分布的虚线表示由于化学反应使温度分布发生了变形。

当热气流温度足够高时,在某个位置的断面上,温度分布将出现局部突起,也就是局部混气发生了着火,产生了图 1.4 中的初始火焰,由于初始火焰的存在使温度分布变形加剧,火焰穿出混合区,最后在低温混气中形成了传播火焰,使火焰传播到整个燃烧室内,点火过程完成。 x_i 称为着火距离。如果点火热气流温度不够高,则 x_i 将大于射流初始段长度 x_b , 这时燃气发生器燃料将不能被点燃,因为超过射流初始段后温度分布将普遍下降。当着火距离 x_i 小于射流初始段长度 x_b 时,则认为点火成功。

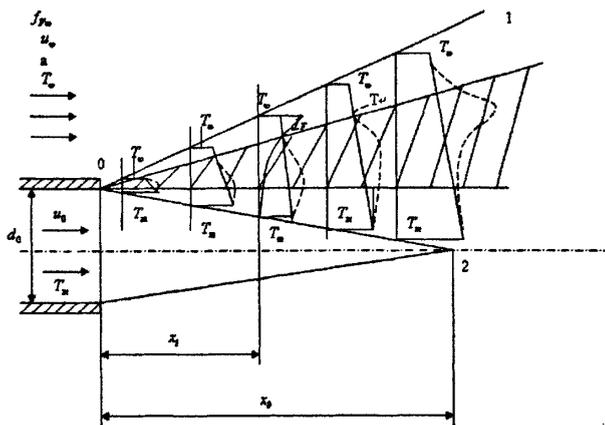


图 1.3 热气流点火过程示意图

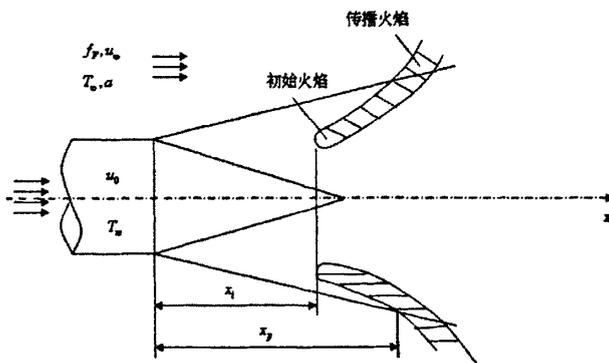


图 1.4 点火过程中火焰传播示意图

1.3.1.2 燃气发生器点火特性分析

由以上分析可知,燃气发生器的点火过程包括局部着火、火焰传播和火焰稳定这三个阶段。首先,通过物理和化学作用,使得在点火热气流表面,燃气发生器推进剂化学反应加剧,形成初始火焰;然后,在合适的条件下,初始火焰向未燃混气传播;最终,在整个燃烧室形成稳定的火焰,点火过程完成。可见,首先必须有足够的点火能量,点燃可燃混合物,生成足够尺寸和温度的初始火团,

而后上述火团向整个燃烧室传播，并维持稳定燃烧。

对于本文中的燃气发生器，点火困难的原因在于调温介质通过头部喷注器直接喷入燃烧室。首先，着火燃烧发生在燃料蒸发后，水的比热容较大，并且其蒸发潜热也很高，这使得其从常温水蒸发为较高温度水蒸汽时需要吸收大量热量，特别是当这种热量吸收集集中于点火火焰区时，会限制了燃料的蒸发，降低燃料蒸汽的浓度和火焰区的温度，不利于初始火焰的形成；其次，水的存在降低了火焰传播速度，不利于火焰稳定与传播。可见水的存在对于局部着火、火焰传播和火焰稳定这几个过程都不利，是导致燃气发生器点火困难的主要原因。尤其是当采用空气作为氧化剂时，对于相同流量的燃料，所需空气流量比氧气流量大很多，燃烧室内气体流速明显增加，加速了点火热气流表明热量的散失，降低了火焰稳定能力，对点火过程更加不利。

1.3.2 水的加入对燃气发生器燃烧性能的影响

大量水作为调温介质喷入燃气发生器燃烧室，对燃气发生器燃烧性能影响很大。水的加入对燃烧性能的影响，是通过降低燃烧室温度、液滴蒸发速率、火焰传播速率和化学反应速率起作用的。与液体火箭发动机相同，燃气发生器的内部燃烧过程主要有以下几个典型过程：液体推进剂的喷射雾化、液滴蒸发、推进剂组分混合和化学反应过程。这些过程并不是孤立的，而是相互作用相互影响的，例如，液体推进剂雾化质量对液滴蒸发和推进剂组分混合有很大影响，而蒸发和混合过程对化学反应过程又有很大影响。

1.3.2.1 水的加入对燃烧室温度的影响

由于水的比热容和蒸发潜热很大，从常温水蒸发为较高温度的水蒸汽需要吸收大量的热，因此，水作为调温介质直接喷入燃气发生器燃烧室，会显著降低燃烧室温度。通过水的降温作用，在设计工况下，文中的氧气/Lf80 燃气发生器燃烧室温度为 919K。

1.3.2.2 水的加入对液滴蒸发速率的影响

蒸发速率主要与推进剂物性、燃烧室温度、液滴尺寸和燃烧室内组分浓度等因素有关。

对于文中的燃气发生器，在喷嘴雾化性能相同的条件下，液滴蒸发主要与燃烧室温度和燃烧室内水蒸汽浓度有关。研究表明，燃烧室温度对液滴蒸发速率影响很大^[75]，低燃烧室温度，非常不利于液滴的蒸发。由于燃烧过程和液滴蒸发过程均产生了大量的水蒸汽，燃气发生器燃烧室内水蒸汽的浓度很高，这对于水的进一步蒸发有较大的抑制作用。

1.3.2.3 水的加入对火焰传播速率的影响

要保持燃烧过程的持续，必须保证已经着火的燃料不再熄火，即要求火焰前沿能够稳定在某一位置。火焰前沿稳定在某一位置的必要条件是：可燃物流动速度等于火焰传播速度，这两个速度大小相等，方向相反，这样火焰前沿就静止在某一位置上，就能使燃烧过程继续下去。如果火焰传播速度低于燃烧室内气体流速，则火焰无法在燃烧室内稳定，即使燃料已经着火，火焰前沿也会被吹出燃烧室，导致熄火。文献^[67]分析了水的加入对火焰传播速度的影响，研究表明，水的加入会显著降低火焰传播速度。火焰传播速度的降低，不利于火焰的稳定。

1.3.2.4 水的加入对化学反应速率的影响

假设燃料与氧气的反应为完全燃烧时的单步反应，文献^[76]给出了以燃料物质的量浓度变化表示的化学反应速率表达式。

$$\frac{dC_R}{dt} = -A \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) (C_R)^m (C_{O_2})^n \quad (1.1)$$

C_R 、 C_{O_2} 为燃料和氧气的物质的量浓度； A 为指前因子， R 表示通用气体常数， T 表示温度， E_a 表示化学反应活化能。

由公式 1.1 可以看出，温度对化学反应速率影响很大，为指数规律，水的降温作用使得燃烧室温度较低，较低的燃烧室温度使得推进剂的化学反应速率也较低。根据文中燃料与氧气进行总包反应时的化学反应活化能计算，当燃气发生器燃烧室温度由 2000K 降至 1000K 时，化学反应速率下降了三个数量级。

由于调温介质不参与化学反应，等压条件下加入调温介质后，会降低氧气和燃料蒸汽的物质的量浓度，从而进一步降低化学反应速率。

可见水的加入会导致液滴蒸发速率、火焰传播速率和化学反应速率显著降低，进而影响燃气发生器点火与燃烧性能，提高点火与燃烧性能是直接燃烧式三组元燃气发生器研究的重点和难点。针对该类燃气发生器的点火特性和燃烧性能开展深入研究，深化对其内部工作过程的理解认识，对提高该类燃气发生器设计和应用水平具有重要意义。

1.4 本文研究的主要内容

本文中的燃气发生器热防护结构简单，所用燃料和氧化剂无毒、廉价、安全，不需要专门的冷却措施和结构，燃气发生器本身及其供应系统均得到了简化。但由于直接将大量水喷入燃烧室，这样在降低了燃烧室温度的同时，也使得液滴蒸发速率、火焰传播速度和化学反应速率显著降低，导致燃气发生器点火与燃烧性能显著下降，因此提高点火与燃烧性能是燃气发生器研究的重点和难点，也是本

文的工作重点。

现阶段，针对直接燃烧式三组元燃气发生器的特点进行的研究并不多见，对其点火特性、燃烧性能以及燃烧室内部燃烧过程理解还不够深入。针对直接燃烧式三组元燃气发生器的特点进行有针对性的研究十分必要，本文主要对其点火特性和燃烧性能开展研究，研究内容主要包括两方面：一是通过理论分析和热试验，研究各种因素对燃气发生器点火特性的影响及其规律，得到提高其点火性能的方法与措施，以提高燃气发生器点火可靠性，保证燃气发生器可靠迅速点火；二是通过理论分析、数值模拟和热试，分析燃气发生器燃烧过程的特点，研究各种因素对燃气发生器燃烧性能的影响及其规律，得到提高燃烧性能的方法与措施。全文主要内容如下：

第一章介绍了论文的研究背景和意义，综述了燃气发生器的分类，以及各类燃气发生器的特点，重点分析了水的加入对直接燃烧式三组元燃气发生器点火与燃烧性能的影响，得到了燃气发生器的研究重点和难点及其原因。

第二章首先介绍了燃气发生器的结构和各部件的设计思路和方法；其次，介绍了试验系统的组成；最后，结合试验研究的目标，重点介绍了试验研究的内容与方法。

第三章首先介绍了燃气发生器点火方法与火炬试验结果；然后结合试验结果，对影响氧气/Lf80 燃气发生器和空气/Lf80-01 燃气发生器点火性能的因素进行了分析，指出了提高燃气发生器点火性能的方法与措施。

第四章主要研究了影响氧气/Lf80 燃气发生器燃烧性能的因素及其影响规律。通过试验得到了推进剂流量、余氧系数、喷嘴结构、喉部尺寸、燃料含水量和扰流环及其安装位置等因素对燃气发生器燃烧性能的影响，指出了影响燃烧效率的关键因素，通过多种手段提高了燃气发生器的燃烧性能。

第五章首先介绍了文中数值模拟中用到的基本假设、控制方程、物理模型以及数值计算方法等；然后结合数值计算结果，分析了燃气发生器燃烧过程的特点，以及扰流环的存在对燃烧过程的影响。

第六章对全文工作进行了总结。总结了本文研究取得的主要成果，分析了本文研究工作中的不足之处，并指出有待于进一步深入研究的内容。

第二章 试验研究基础

燃气发生器的工作过程复杂，涉及到多个学科和领域，理论分析难度很大。试验是燃气发生器研制过程中的主要方法。为了研究燃气发生器的实际点火与燃烧性能，对燃气发生器进行了大量热试验。

2.1 燃气发生器

燃气发生器采用液体火箭发动机技术。如图 2.1 所示，燃气发生器主要由点火器、喷注器、燃烧室和喷管组成。但由于燃气发生器将水作为调温介质直接喷入燃烧室，燃烧室内温度较低，导致点火性能下降，化学反应速率、火焰传播速率和液滴蒸发速率均有显著降低，为了提高点火与燃烧性能，燃气发生器的部分部件在设计参数选择上与典型的液体火箭发动机有一定差别。

为了研究燃气发生器结构对点火特性和燃烧性能的影响，设计、加工了多种对比结构以进行对比试验。

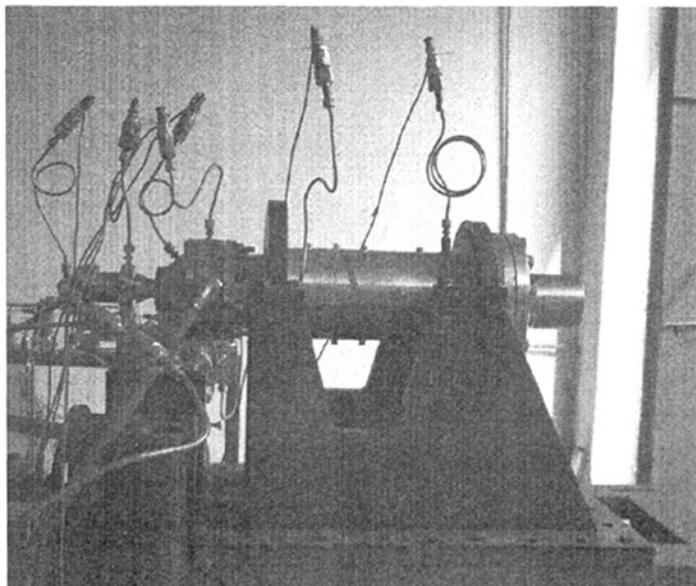


图 2.1 燃气发生器安装示意图

2.1.1 点火器

水作为调温剂直接喷入燃气发生器燃烧室参与燃烧，导致燃气发生器点火性能下降，燃气发生器需要采用具有较大点火能量的点火器作为点火源。同时考虑

燃气发生器需要频繁重复起动，本文采用点火能力强、可重复起动的火炬点火器作为燃气发生器的点火装置，火炬点火器结构如图 2.2 所示。

火炬点火是航空、航天领域广泛应用、成熟的点火技术^{[77][78]}。文中的火炬点火器采用成熟的液体火箭发动机技术，以氧气/自制火炬燃料为推进剂，用高能火花塞点火，采用富氧工作方案，出口热气流温度高、能量大，同时，具有体积小、使用维护方便和工况可以大范围调节的优点，试验中将火炬点火器安装在燃气发生器喷注器的顶部，通过点火连接杆将火炬点火器出口热气流导入燃烧室。

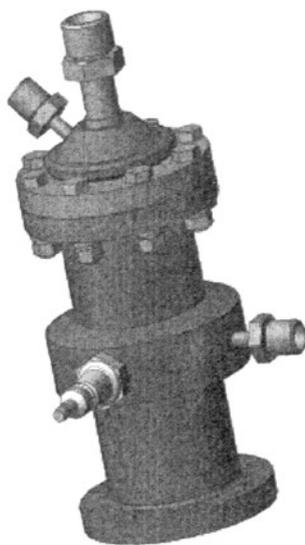


图 2.2 火炬点火器示意图

2.1.2 喷注器

喷注器将推进剂以适当的比例和状态喷入燃烧室，以产生一个有效、稳定的燃烧过程。喷注器是燃气发生器的核心组件，对燃烧性能有很大影响。

液体推进剂的燃烧过程包括推进剂的雾化、蒸发、混合和化学反应等几个过程，这个过程并不是孤立的，而是相互作用相互影响的。例如，推进剂的雾化性能对蒸发过程、推进剂组元之间的混合和化学反应过程都有较大影响。在液体火箭发动机和燃气发生器中，雾化、混合和化学反应等过程一般较快，燃烧过程所需时间主要由蒸发时间决定^[79]。液体的蒸发过程是一个表面过程，在其它参数相同的条件下，相同质量的液体表面积越大则蒸发速率越大，因此，雾化性能是影响液滴蒸发速率的主要因素。

液体推进剂的雾化通过喷嘴来实现，雾化性能是评价喷嘴性能的核心指标。液体燃料雾化形成的液滴大小及分布直接影响到液滴的蒸发和混合过程，并进一

步影响到燃气发生器的燃烧效率和燃烧稳定性^{[80][81]}，是影响燃气发生器燃烧过程的关键因素。

喷嘴的雾化性能与其结构和工作参数密切相关。迄今为止，国内外学者通过大量试验，对喷嘴结构和工作参数对雾化与燃烧性能的影响进行了大量研究，得到了一些比较成熟、可靠的设计理论，但在喷嘴缩进等因素对雾化性能和燃烧效率的影响规律的认识方面还存在分歧，相关试验结果也相差很大^{[82]~[83]}。

在设计文中喷嘴时充分参考了以前的研究成果，并结合实际应用需要，形成了自己的设计思路。下面对试验时所采用的喷嘴进行简要介绍。

试验时采用的喷嘴全部为同轴式喷嘴。喷嘴冷态雾化试验表明，同等条件下，同轴离心式喷嘴的雾化性能优于同轴直流式喷嘴^[66]。因此，在条件允许的情况下，试验时尽可能采用同轴离心式喷嘴，文中离心式喷嘴的典型结构如图 2.3 所示。

研究表明，同轴式喷嘴的雾化性能与气液速度比、动量比密切相关，气液速度比、动量比越大，喷嘴雾化性能越好。因此文中喷嘴出口设计有一定扩张角，在不改变内喷嘴直径情况下，可以增加液体推进剂出口面积，降低液体流动速度，提高气液速度比，改善雾化性能。而且内喷嘴设计有一定扩张角时，喷嘴出口处壁厚减小，可以增强气液间相互作用，另外液体可以在喷嘴出口处产生一定的径向速度分量，使液滴分布更均匀，有利于推进剂组元间的混合。

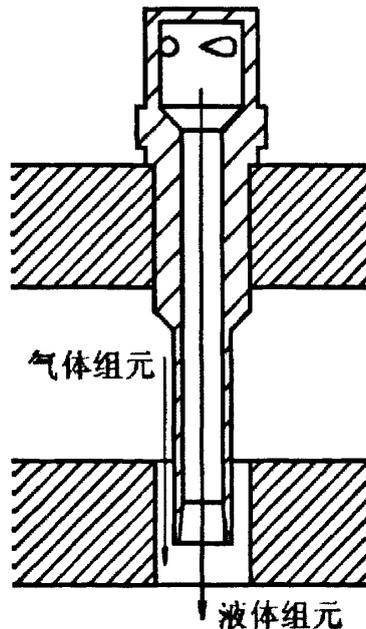


图 2.3 离心式喷嘴示意图

为了研究推进剂喷注压降、喷嘴缩进、喷嘴数量等因素对氧气/Lf80 燃气发生

器燃烧效率的影响,共使用了 No1~ No7 七套离心式喷嘴,具体参数见表 2.1。表中喷嘴设计压降采用的是无量纲单位,喷嘴的无量纲喷注压降为其喷注压降与燃气发生器设计工况下理论燃烧室压力的比值,无量纲化的方法在燃气发生器工作参数一节中具体介绍。

在研究空气/Lf80-01 燃气发生器点火性能时,共使用了 No8~No10 三套喷嘴,均无缩进,喷嘴数量为单倍,其它参数见表 2.2。

表 2.1 氧气/Lf80 燃气发生器喷嘴设计说明

编号	氧气无量纲设计压降	燃料无量纲设计压降	缩进深度 (mm)	数量
No1	0.333	0.381	0	单倍
No2	0.333	0.714	0	单倍
No3	0.476	0.714	0	单倍
No4	0.179	0.714	0	单倍
No5	0.333	0.714	5	单倍
No6	0.333	0.714	10	单倍
No7	0.333	0.714	0	加倍

表 2.2 空气/Lf80-01 燃气发生器喷嘴设计说明

编号	喷嘴形式	空气无量纲设计压降	燃料无量纲设计压降
No8	离心式	0.231	0.218
No9	直流式	0.139	0.782
No10	离心式	0.147	0.441

2.1.3 燃烧室与喷管

燃烧过程主要在燃烧室内完成,燃烧室的设计需要考虑两方面的因素,燃烧室容积和燃烧室形状。为了完成蒸发与化学反应过程,推进剂需要具有足够的停留时间。

公式 2.1 给出了燃烧室内燃气停留时间的计算方法。由于燃气发生器燃烧室压力不是很高,燃烧室内气体满足理想气体公式,公式 2.1 可以化为公式 2.2。由公式 2.2 可以看出,推进剂的停留时间与燃烧室容积和燃烧室压力为成正比关系。在其它参数相同的条件下,燃烧室压力和喷管喉部面积为反比关系;因此,推进剂的停留时间与燃烧室容积为成正比关系,与喷管喉部面积为反比关系。

$$t_s = \frac{\rho V_c}{\dot{m}} \quad (2.1)$$

$$t_s = \frac{P_c V_c}{\dot{m} R T_c} \quad (2.2)$$

式中: t_s 为燃烧室内燃气停留时间;

P_c, V_c, T_c 分别为燃烧室总压、容积和总温；

\dot{m} 为燃气发生器推进剂总流量；

\bar{R} 为燃烧内燃气气体常数。

由于液滴蒸发速率和化学反应速率较低，燃气发生器推进剂需要更长的停留时间，以完成燃烧过程。本文通过改变喷管喉部面积来调整推进剂的停留时间，为此设计了两个喷管，分别命名为 1#、2# 喷管，其中 2# 喷管喉部面积为 1# 喷管喉部面积的 0.65 倍。如图 2.4 所示，喷管采用标准的拉伐尔喷管。

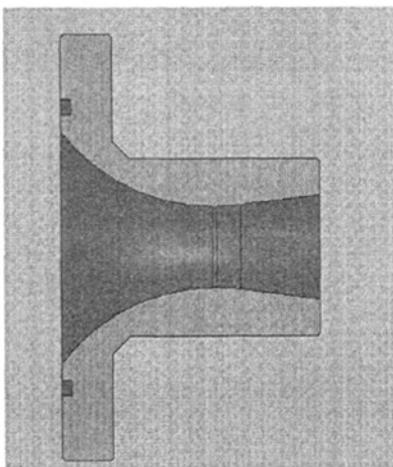


图 2.42# 喷管示意图

2.1.4 火焰稳定器

当燃烧室内气体流速大于火焰传播速率时，火焰将无法在燃烧室内稳定，会被吹出燃烧室，造成燃气发生器的非正常熄火。为了在燃烧室内气体流速大于火焰传播速率的情况下，保证燃烧过程持续进行，不发生非正常熄火现象，必须提供一个连续的点火源或者在燃烧室内形成一个低速流动区，低速流动区内气体流速应小于火焰传播速率，以满足火焰稳定条件。考虑到文中火炬点火器工作时燃烧室温度高，长时间工作热防护难度大，不适合作为长时间工作的点火源，本文采用在燃烧室内安装火焰稳定器，在火焰稳定器后形成回流区的方法来稳定火焰。回流区内总是存在低速流动区，这样就具备了火焰稳定的必要条件。

目前，火焰稳定主要有实体火焰稳定器和气动火焰稳定器两种。考虑性能可靠和系统简单性的要求，本文选择采用实体火焰稳定器来建立回流区，实体火焰稳定器有很多种，本文选择采用 V 形槽和扰流环。图 2.5 给出了文中采用的火焰稳定器示意图。

表 2.3 给出了文中火焰稳定器尺寸说明，扰流环无量纲高度是指扰流环内外径

之差与燃烧室内径的比值；V形槽无量纲宽度是指V形槽宽度与燃烧室内径的比值。

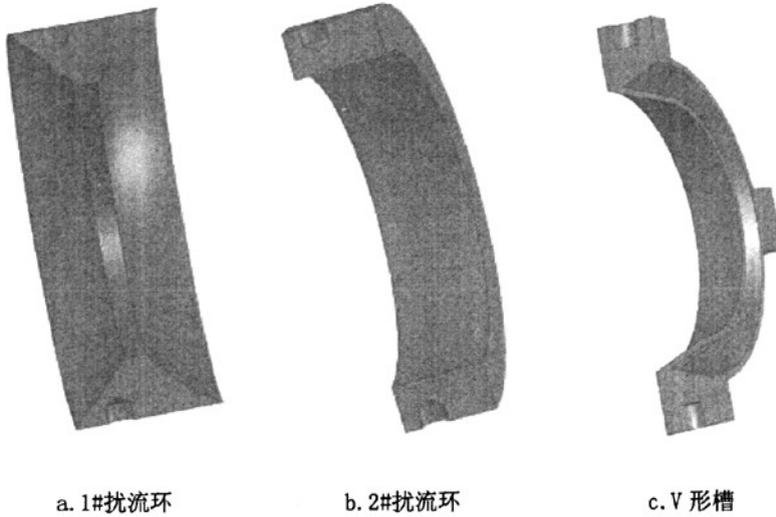


图 2.5 火焰稳定器示意图

表 2.3 火焰稳定器尺寸说明

火焰稳定器	无量纲高度或宽度
1#扰流环	0.154
2#扰流环	0.115
V形槽	0.115

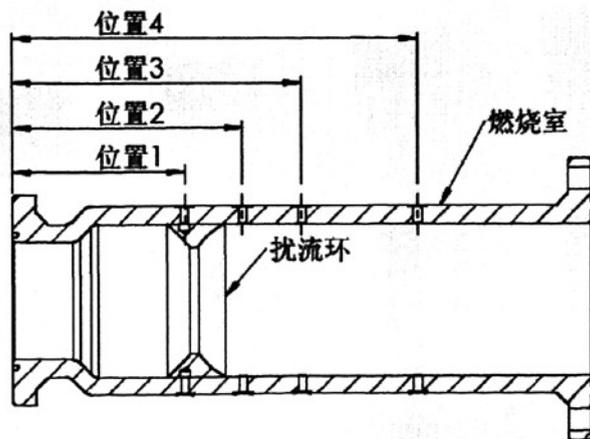


图 2.6 扰流环安装示意图

如图 2.6 所示, 为了研究火焰稳定器安装位置对燃气发生器燃烧性能的影响, 在燃烧室内设计了 4 个安装位置。表 2.4 给出了各个安装位置与喷注面板的无量纲距离, 无量纲距离定义为各安装位置与喷注面板的距离和燃烧室长度的比值。

表 2.4 火焰稳定器安装位置说明

位置	无量纲距离
1	0.3
2	0.4
3	0.5
4	0.7

2.1.5 燃气发生器工作参数

2.1.5.1 燃气发生器推进剂方案

文中主要对两组推进剂组合进行试验, 一组为氧气/Lf80, 另一组为空气/Lf80-01, Lf80 和 Lf80-01 均为特制含水液体燃料。为了研究燃料含水量对燃气发生器点火与燃烧性能的影响, 引入了 Lf80 的对比燃料 Lf80-2, Lf80-2 的含水量低于 Lf80。燃料含水量定义为燃料中水的折合质量占燃料总质量的百分数。

2.1.5.2 燃气发生器设计工况与参数无量纲化说明

在分析试验结果时, 为了增加直观性, 在数据处理时对余氧系数、流量和压力进行了无量纲化。参数无量纲化的具体方法如下。

在分析氧气/Lf80 燃气发生器试验结果时, 以其设计工况下的余氧系数 Eoc_{th} 、推进剂流量 \dot{m}_{th} 和理论燃烧室压力 P_{ch} 为参考基准, 试验测得的余氧系数 Eoc 、流量 \dot{m} 和压力 P 与参考基准的比值即为无量纲余氧系数 Eoc' 、流量 \dot{m}' 和压力 P' 。例如, 某次试验时测得推进剂总流量和氧气流量分别为 \dot{m}_t 和 \dot{m}_o , 燃烧室压力为 P_c , 氧气喷注压降为 ΔP , 设计工况下的推进剂总流量和氧气流量分别为 \dot{m}_{th} 和 \dot{m}_{oth} , 燃烧室压力为 P_{ch} , 则该次试验的无量纲总流量 $\dot{m}'_t = \dot{m}_t / \dot{m}_{th}$, 无量纲氧气流量 $\dot{m}'_o = \dot{m}_o / \dot{m}_{oth}$, 无量纲燃烧室压力 $P'_c = P_c / P_{ch}$, 无量纲氧气喷注压降为 $\Delta P' = \Delta P / P_{ch}$ 。无量纲余氧系数和无量纲压力的计算与流量相同, 燃烧室压力和喷嘴压降无量纲化时都以设计状态下的理论燃烧室压力为基准。

在分析空气/Lf80-01 燃气发生器试验结果时, 以其设计工况下的余氧系数、推进剂流量和理论燃烧室压力为参考基准, 无量纲方法与氧气/Lf80 燃气发生器完全相同。

采用上面的无量纲方法,在氧气/Lf80 燃气发生器设计工况下,燃烧室温度为 919K,无量纲燃烧室压力、余氧系数和推进剂总流量均为 1。在空气/Lf80-01 燃气发生器设计工况下,燃烧室温度为 1445K,无量纲燃烧室压力、余氧系数和推进剂总流量均为 1。

2.1.5.3 燃气发生器工作参数调节方法

燃气发生器工作参数调节包括推进剂总流量调节和余氧系数调节。本文试验时工作参数调节的思路是控制变量,每次只调节总流量和余氧系数中的一个。总流量与余氧系数的调节,都是通过同时调节氧化剂与燃料的流量来实现。例如,在研究余氧系数对燃烧效率的影响时,通过同时调节氧化剂与燃料的流量,控制总流量基本不变,只根据需要改变余氧系数;研究总流量对燃烧效率的影响时,通过同时调节氧化剂与燃料的流量,控制余氧系数基本不变,只根据需要改变总流量。

文中试验时,工作参数调节是通过同时调节氧化剂和燃料的流量实现的。在试验过程中,随着流量的变化,喷嘴、节流元件的流量系数和推进剂沿途管路压力损失均略有变化,精确控制流量比较困难,因此,在进行对比试验时,并不能保证多次试验时的余氧系数或流量精确相等,但这种工作参数差别一般较小,不会对试验结果产生大的影响。

2.2 试验系统

图 2.7 是燃气发生器试验系统示意图。如图所示,试验系统主要由试验台架、燃气发生器及火炬点火器、推进剂供应系统及吹除气系统、试验控制系统和数据采集及处理系统等分系统组成。

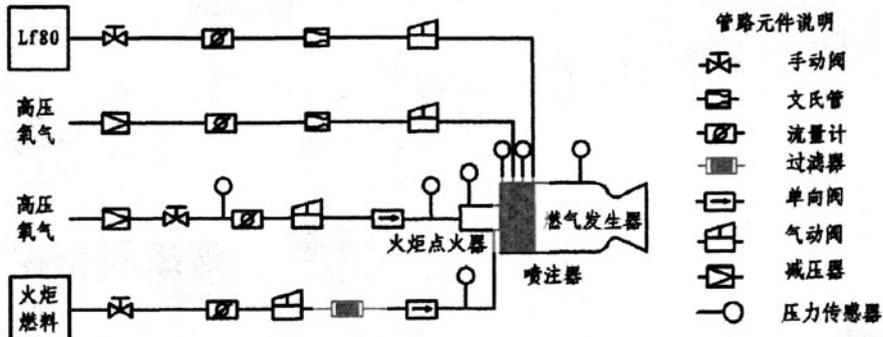


图 2.7 试验系统示意图

2.1.1 试验台架

试验台架的结构如图 2.1 所示，其主要作用是支撑和固定燃气发生器，防止燃气发生器在试验过程剧烈振动。

2.1.2 燃气发生器系统

本文中燃气发生器采用成熟的火箭发动机技术，如第一节所述，其主要部件为点火器、喷注器、燃烧室和喷管，工作过程和原理与液体火箭发动机类似。

2.1.3 供应系统

供应系统主要包括火炬点火器燃料、燃气发生器燃料、氧气、氮气和操纵气供应系统。

燃料供应系统由燃料贮箱及其增压系统、气动阀、减压器和压力表等部分组成，燃料贮箱由高压氮气增压。

氧气供应系统由高压氧气源、气动阀、减压器和压力表等部分组成，气源最高供应压力可达 15MPa。

氮气供应系统由高压氮气源、气动阀、减压器和压力表等部分组成。试验中氮气用于吹除气动阀后管路和集液腔中残余的燃料，防止其对下次试验的启动过程产生影响。

2.1.4 测控系统



图 2.8 测控中心与现场监视系统图

测量系统由压力测量系统、流量测量系统和计算机采集与处理系统等部分

组成。系统的压力测量精度为 0.5%FS，流量测量精度为 1.0% FS；数据采集频率根据可以需要调节。

试验控制系统由工控机和光耦隔离数字输入输出板及控制继电器构成，分自动控制和手动控制两种方式，时间控制精度可以达到 $\pm 50\text{ms}$ 。系统的数据采集精度和测控精确性能满足试验需求。

测控中心与现场监视系统如图 2.8 所示。

2.3 试验研究方案

2.3.1 试验研究目标

本文以提高燃气发生器点火可靠性和燃烧性能为最终目标。

可靠点火是指：燃料进入燃烧室后，迅速被点燃，不爆轰，火焰在燃烧过程中能稳定、自持，不发生非正常熄火现象。

燃烧性能主要包括燃烧效率与燃烧稳定性。良好的燃烧性能是指：燃烧效率不低于 95%，燃烧过程稳定，燃烧室压力平稳。

在实现最终目标的过程，分析影响燃气发生器点火与燃烧性能的因素及其影响规律，研究提高燃气发生器点火与燃烧性能的方法与措施，总结出提高燃气发生器点火可靠性的点火方案和改善燃烧性能的有效方法。

2.3.2 试验研究内容

本文主要对氧气/Lf80 燃气发生器和空气/Lf80-01 燃气发生器进行研究，由于这两种推进剂组合性质差异较大，因此在点火与燃烧性能的研究内容上有一定差别。

对于氧气/Lf80 燃气发生器，由于其燃烧室内温度较低，导致液滴蒸发速率、火焰传播速率和化学反应速率均较低，进而导致其点火与燃烧性能均显著下降。因此，本文计划对氧气/Lf80 燃气发生器的点火与燃烧性能进行深入研究。

氧气/Lf80 燃气发生器是一种比较成熟的方案，已经得到了实际应用。在实际应用中其流量和余氧系数等参数不需要大范围变化，影响其点火性能的主要因素是火炬点火器的工作参数。因此，在研究氧气/Lf80 燃气发生器点火性能时，主要研究点火热气流温度、流量和燃气发生器燃料含水量等参数对燃气发生器点火性能的影响，以得到提高燃气发生器点火可靠性的火炬点火器工作方案。

研究表明，影响燃烧效率的因素很多，如燃烧室温度、压力，推进剂性质，液体推进剂雾化性能，燃烧室特征长度等。本文试验时，结合氧气/Lf80 燃气发生器的工作要求和特点，主要对余氧系数、总流量、喉部尺寸、喷嘴结构、燃

料含水量和扰流环的安装位置等因素对燃烧性能的影响进行研究。

对于空气/Lf80-01 燃气发生器,其工作特点与氧气/Lf80 燃气发生器有所不同,由于空气含氧量低,对于同样流量的燃料,完全燃烧时需要空气的流量比氧气大的多,导致其燃烧室内气体流速显著增加,燃烧室内气体流速的增加会加速点火热气流表面热量的散失,不利于初始火焰的形成和传播,同时较高的气体流速也不利于火焰在燃烧室内的稳定。因此,对于空气/Lf80-01 燃气发生器而言,点火时初始火焰的形成、初始火焰的传播和火焰在燃烧室内的稳定都相当困难,其点火难度很大。

虽然点火难度很大,但与氧气/Lf80 燃气发生器相比,空气/Lf80-01 燃气发生器也有其突出优点。由于空气中的氮气也能起到降温作用,且空气流量较大,氮气的降温效果很可观,这样可以显著降低液体燃料的流量和含水量,液滴蒸发相对容易,有利于燃烧效率的提高。

综上所述,空气/Lf80-01 燃气发生器研究的关键是其点火问题,即如何可靠地生成初始火焰和增强燃烧过程中火焰稳定能力,确保燃气发生器工作过程中火焰不被吹熄或吹出燃烧室。文中主要对余氧系数、推进剂流量、喷嘴结构和火焰稳定器等因素对空气/Lf80-01 燃气发生器点火特性的影响进行了试验研究。

2.3.3 试验研究方法

2.3.3.1 基本试验过程

1. 节流件设计

稳定的推进剂流量是保证燃气发生器稳定工作的必要条件。尤其是起动过程中,燃烧室尚未完全建压,如果不采取必要措施,起动过程中燃料流量会比较大,如果不能被及时点燃,会导致爆轰,可能对燃气发生器结构和测量元件造成一定的危害。

为了保证试验过程燃气发生器推进剂流量的平稳,在氧气和空气管路中安装了音速喷嘴,在燃料管路中安装了气蚀文氏管。当这些节流元件的上下游压力满足节流条件时,推进剂的流量就只与节流元件上游压力有关,从而保证试验过程中流量的平稳。考虑到氧气/Lf80 燃气发生器和空气/Lf80-01 燃气发生器在各自设计工况下,流量差别较大,在试验时根据需要,对它们分别设计了节流元件。

通过节流元件的作用,保证了燃气发生器在整个工作过程中工况平稳,起动过程的压力超调量小。

2. 冷态调试

由于火炬点火器工作时燃烧室内温度很高,长时间工作热防护难度大,因

此火炬点火器工作时间较短,保证燃气发生器燃料喷前在火炬工作过程中建压,是保证点火可靠性和避免爆轰的必要条件。

要保证燃气发生器燃料喷前在火炬点火器工作过程中建压,需要在热试前对燃气发生器进行多次冷充填试验,以确定火炬点火器推进剂和燃气发生器推进剂充填、建压所需要的时间,为编制燃气发生器热试时序提供依据。

3. 燃气发生器启动与关机过程

点火启动、稳态燃烧和关机过程是燃气发生器工作过程中的三个重要阶段。在燃气发生器的试验过程中,启动与关机过程由于是非稳态过程,控制不好,容易出现爆轰和回火。因此,启动与关机过程在试验过程中占重要地位,平稳、快速的启动与关机过程是保证燃气发生器稳定、可靠工作的必要条件。

1) 启动过程

燃气发生器启动时,一般选择一种推进剂先进入燃烧室,另一种推进剂在火炬点火器稳定工作期间进入的方式,以保证可靠迅速地点火。由于氧化剂为气态,燃料为液态,为防止点火启动前液体推进剂的积存,本文试验时,采用富氧启动工况,即首先通入氧气,然后火炬点火器开始工作,点火热气流通过点火连接杆导入燃气发生器燃烧室,在火炬点火器工作期间,喷入燃料,燃料进入燃烧室后马上被点燃,不会积聚燃料和爆轰。

2) 关机过程

关机过程与启动过程一样,也要求推进剂不在燃烧室内积存。燃气发生器可以选择富燃工况或富氧工况关机。

富燃工况关机是先关闭氧气阀,再关闭燃料阀。这样在氧气阀门关闭后,氧气流量降低、流速减小,可能会引起火焰向前传播,造成回火;而且后关闭燃料阀,还会造成液体燃料在燃烧室内的大量积存。

富氧工况关机是先关闭燃料阀,再关闭氧气阀。由于燃气发生器采用富燃工况工作,在燃料阀门关闭后,燃料流量降低,而氧气流量不变;因此,富燃工况关机过程中存在富燃工况向恰当化学当量比工况转变过程,燃烧强度和燃烧室温度会升高,但考虑到燃料中含有水,可以起到控制温度的作用,而且燃料阀门关闭后,火焰无法在燃烧室内稳定,迅速被高速氧气吹出燃烧室,不会对燃烧室产生烧蚀。

综合比较两者,本文采用富氧工况关机,即先关闭酒精阀,在燃气发生器熄火后再关闭氧气阀。试验发现,富氧关机过程平稳,燃烧室压力迅速下降,经过多次试验,未发现燃气发生器燃烧室的烧蚀。

关机后,如不采取吹除措施,集液腔内残留的液体会慢慢流入燃烧室,对下次启动产生影响。因此,每次试验完后,对燃气发生器燃料阀后管路、集液

腔、燃烧室和火炬点火器燃烧室进行吹除，防止液体燃料积存，影响下次起动。

火炬点火器单独试验时，同样采用富氧工况起动与关机。

4. 时序编制

时序通过控制推进剂进入燃烧室的先后顺序及时间差来控制燃气发生器的点火起动与熄火关机过程，合理的时序是燃气发生器安全、平稳工作的重要保证。

本文根据冷态调试得到的火炬点火器燃料和燃气发生器燃料充填时间，分别编制了火炬点火器和燃气发生器的工作时序，具体时序见图 2.9 和图 2.10，图中向上箭头表示打开阀门，斜向上箭头表示喷前压力开始上升，向下箭头表示关闭阀门，斜向下箭头表示喷前压力开始下降。火炬点火器时序中 T2 时刻与 T1 时刻之间的时间间隔为火炬点火器点火工作时间，也就是燃气发生器时序中的火炬工作段。

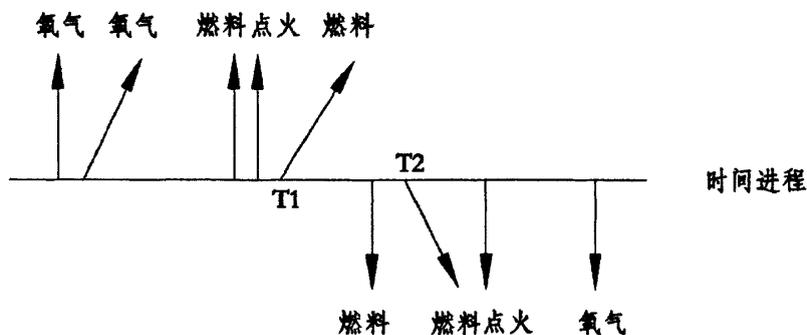


图 2.9 火炬点火器工作过程控制时序

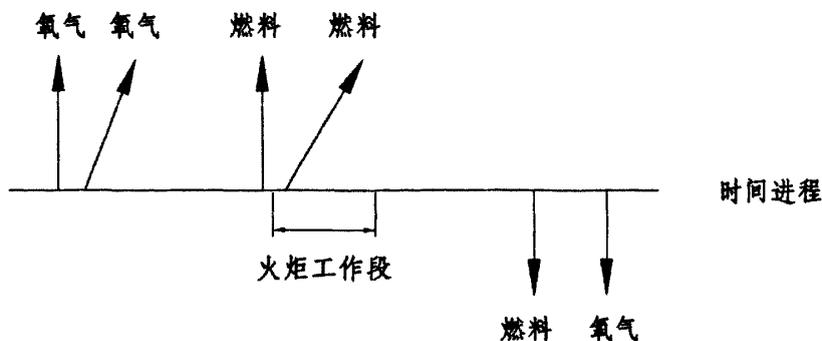


图 2.10 燃气发生器工作过程控制时序

如图 2.11 所示，采用合理的点火时序，可以保证平稳的起动与关机过程，起动与关机过程响应迅速，压力超调量小。燃气发生器起动时燃烧室压力迅速上升，稳态工作时压力平稳，关机时压力迅速下降，有效避免了爆轰和回火现象。

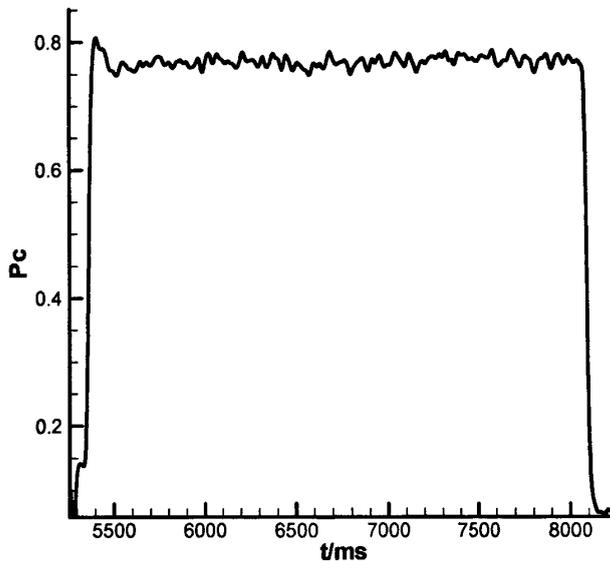


图 2.11 典型燃烧室压力曲线图

2.3.3.2 对比试验方法

本文试验时主要采用控制变量法进行对比试验。在文中试验条件下，首先分析影响试验结果的所有因素，在对比试验过程中，对影响试验结果的因素进行控制，每次试验，只改变一个影响因素，而保持其它条件均不变。通过该方法得到的试验结果可以认为只与这一个因素有关，经过多次试验结果的对比，可以得到该因素对试验结果的影响及其规律。

文中在研究各种因素对氧气/Lf80 燃气发生器燃烧效率的影响时，认为在文中试验条件下，影响试验结果的主要因素是：扰流环的安装位置、喷嘴结构、喉部尺寸、燃料含水量、余氧系数和推进剂总流量。因此，在研究扰流环的安装位置对燃气发生器燃烧效率的影响时，在多次试验过程中，采用相同燃料、喷嘴和喷管，保持推进剂总流量和余氧系数不变，这样可以认为，试验得到的燃烧效率只与扰流环的安装位置有关，根据多次试验结果对比，就可以得到扰流环的安装位置对燃烧效率的影响及其规律。

2.3.3.3 性能评价与数据分析方法

1. 点火性能评价方法

由于研究重点与研究方法不同，文中氧气/Lf80 燃气发生器与空气/Lf80-01 燃气发生器点火性能评价方法不同。

氧气/Lf80 燃气发生器的点火性能主要通过点火延迟时间来评价，点火延迟时

间是指从两种组元接触（两种组元进入燃烧室或燃气发生器）到压力开始急剧升高（火焰传播到整个燃烧室内）为止的这段时间间隔^[84]。点火延迟时间越短，则燃气发生器点火越迅速，点火性能越好。

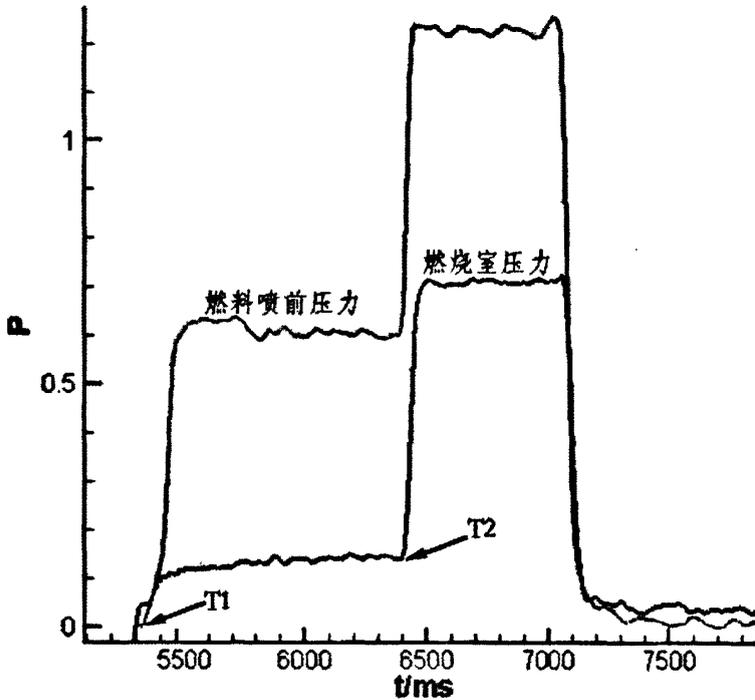


图 2.12 点火延迟时间计算示意图

如图 2.12 所示，根据定义，某次试验点火延迟时间为：

$$\tau_c = T_2 - T_1 = 6380 - 5370 = 1010ms \quad (2.3)$$

式中：

T_1, T_2 分别为某次试验过程中燃料喷前压力和燃烧室压力开始上升的时刻。

空气/Lf80-01 燃气发生器的点火性能主要通过其火焰稳定能力来评价，火焰能稳定在燃烧室内，不非正常熄火，就认为点火性能好。

2. 燃烧性能评价方法与燃烧效率计算

燃气发生器的燃烧性能主要通过燃烧效率和燃烧稳定性来评价。燃烧效率是燃烧过程进行的完善程度的体现。燃烧稳定性通过试验中测得的燃烧室压力曲线来体现。在燃气发生器正常的工作过程中，燃烧效率越高，燃烧室压力越平稳，则认为燃烧性能越好。

燃烧效率定义为推进剂实际燃烧释放能量与推进剂可释放能量的比值，它反映了能量释放的程度。燃烧效率越高，能量释放越完全，燃烧室燃烧性能越

好。文中燃烧效率是指特征速度燃烧效率，如下式，特征速度燃烧效率定义为特征速度的实际值与理论值之比。

$$\eta_c = \frac{C_{\text{exp}}^*}{C_{\text{th}}^*} \quad (2.4)$$

式中： C_{exp}^* 为试验得到的实际特征速度；

C_{th}^* 为相同工况参数下通过热力计算得到的理论特征速度。

根据热试验时测量的推进剂流量、燃烧室压力等参数，由下式计算实际特征速度 C_{exp}^* ：

$$C_{\text{exp}}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (2.5)$$

式中： P_c 为燃烧室试验压力；

A_t 为燃烧室喉部面积；

\dot{m} 为试验中推进剂总流量。

已知燃烧室的喉部面积和推进剂的流量，通过热力计算可以得到理论燃烧室压力 p'_c ，则理论特征速度 C_{th}^* 为：

$$C_{\text{th}}^* = \frac{p'_c A_t}{\dot{m}} \quad (2.6)$$

根据上述公式，燃烧效率可表示为

$$\eta_c = \frac{p_c}{p'_c}$$

它表示实际试验测得的燃烧室压力与通过热力计算得到的理论燃烧室压力的比值。

3. 试验数据取值与处理方法

由燃烧效率的计算方法可知，试验时需要测量燃烧室压力和推进剂流量，由于节流元件的作用，在稳态燃烧时，推进剂流量和燃烧室压力均比较稳定，波动幅度较小。但在取值计算燃烧效率时，仍尽量取压力和流量的平均值，以尽量减小误差。

4. 振荡数据分析方法

在燃气发生器试验过程中，在某些工况条件下，出现了燃烧室压力剧烈振荡的情况。文中根据燃烧室压力振荡特点并结合试验录像，对振荡现象及其原因进行分析。

2.4 小结

本章主要介绍了燃气发生器结构、试验系统组成和试验研究方案，这是文中所有试验的基础。

首先，介绍了燃气发生器的结构和各部件的设计思路与方法。根据试验内容的需要，设计了多套喷嘴、喷管和火焰稳定器，以进行对比研究分析，文中对这些试验件进行了编号，并介绍了它们的主要参数；介绍了燃气发生器的工作参数、工况调节方法和分析试验结果时参数无量纲化的方法。

其次，介绍了试验系统的组成。对试验系统中的试验台架、燃气发生器及火炬点火器、推进剂供应系统及吹除气系统、试验控制系统和数据采集及处理系统等分系统分别进行了简要介绍。

最后，介绍了论文的试验研究方案。结合试验研究的目标，重点介绍了试验研究的内容与方法，确定了氧气/Lf 80 燃气发生器的研究内容为其点火与燃烧性能，空气/Lf 80 燃气发生器的研究内容为其点火特性。

第三章 点火特性试验研究

本章通过试验研究了各种因素对燃气发生器点火特性的影响规律，得到了提高燃气发生器点火性能的方法与措施。

3.1 火炬点火器研究

水的加入导致文中的燃气发生器点火性能下降，因此，文中选择点火能力强、可重复起动的火炬点火器作为燃气发生器的点火装置。本文中的火炬点火器以氧气/自制火炬燃料为推进剂，用高能火花塞点火，采用富氧工作方案，出口热气流温度高、能量大；同时，还具有体积小、使用维护方便和工况可以大范围调节的优点。试验中将火炬点火器安装在燃气发生器喷注器的顶部，通过点火连接杆将火炬点火器出口热气流导入燃气发生器燃烧室。

3.1.1 火炬点火器试验结果

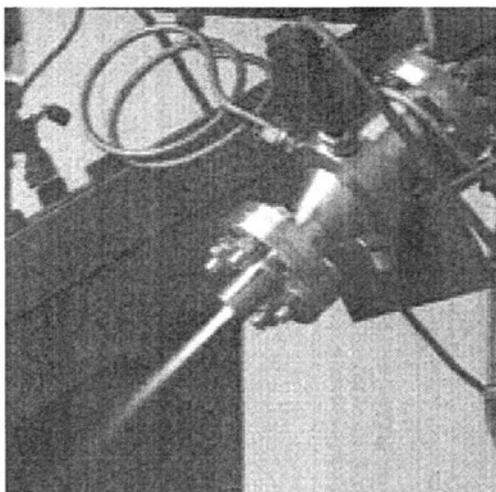


图 3.1 火炬点火器热试验图

在燃气发生器点火试验前，对火炬点火器进行了大量的单独点火试验。表 3.1 给出了部分火炬点火器热试验结果，可以看出，在大范围的总流量与点火热气流温度调节过程中，火炬点火器的特征速度燃烧效率均接近与 1.0，试验验证了火炬推进剂着火极限宽，流量和出口热气流温度可以大范围变化。如图 3.1 所示，火炬点火器出口热气流稳定、明亮、有力。

表 3.1 火炬点火器试验结果

总流量 (g)	点火热气流温度(K)	燃烧效率
40.3	1764	0.979
59.1	1815	0.980
64.6	1974	0.954
37.6	2026	0.984
37.7	2301	0.962
35.5	2422	0.970
52.4	2439	0.959
33.3	2837	0.983

图 3.2 给出了火炬点火器热试时典型的无量纲燃烧室压力曲线图, 由图可以看出, 火炬点火器室压平稳。

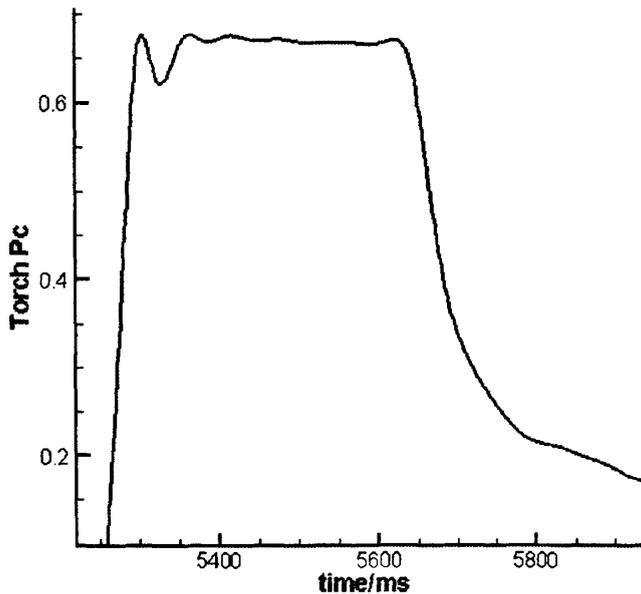


图 3.2 火炬点火器热试燃烧室压力曲线图

3.1.2 点火能量计算

如表 3.1 所示, 火炬点火器在很宽的工况范围内的特征速度燃烧效率都接近 1, 认为通过热力计算得到的火炬点火器出口气流实际参数接近理论参数。考虑到测温困难及误差, 本文采用热气流理论温度代替点火热气流实际温度, 由下式计算点火能量。

$$Q = \dot{m} C_p T \Delta t \quad (3.1)$$

式中: \dot{m} 为燃料与氧气流量之和;

C_p 为火炬点火器出口热气流定压比热，由热力计算得到，其随温度的升高而增大；

T 为火炬点火器出口热气流静温；

Δt 为火炬点火器工作时间。

理论分析与实验表明，火炬点火器出口热气流温度和流量对点火过程有重要影响，由它们组合得到的点火能量在一定程度上反映了火炬点火器的点火能力。为了便于比较点火能量的相对大小对燃气发生器点火性能的影响，本文引入了无量纲点火能量。以火炬点火器设计工况为参考点火工况，该工况下火炬点火器出口热气流温度为 2558K，总流量为 33.4g，取该工况下的点火能量作为参考点火能量，无量纲点火能量定义为通过公式 3.1 计算的点火能量与参考点火能量的比值。

由点火能量计算公式可见，要得到准确的点火热气流温度和能量，需要得到准确的火炬氧气与火炬燃料流量；因为理论温度由火炬推进剂的混合比确定，同时点火热气流能量与推进剂总流量成正比。因此，试验前对火炬点火器的氧气和燃料流量计分别进行了标定，采用标准的音速喷嘴标定火炬氧气流量计，采用称重法标定火炬燃料流量计，并根据标定结果对流量计的转换系数进行了修正，以保证流量测量的准确性。

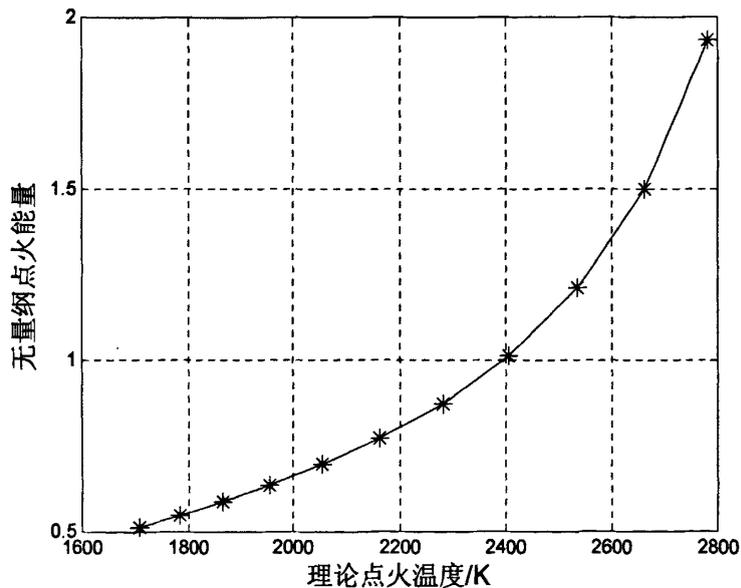


图 3.3 无量纲点火能量与温度的关系

3.1.3 提高点火能量的措施与分析

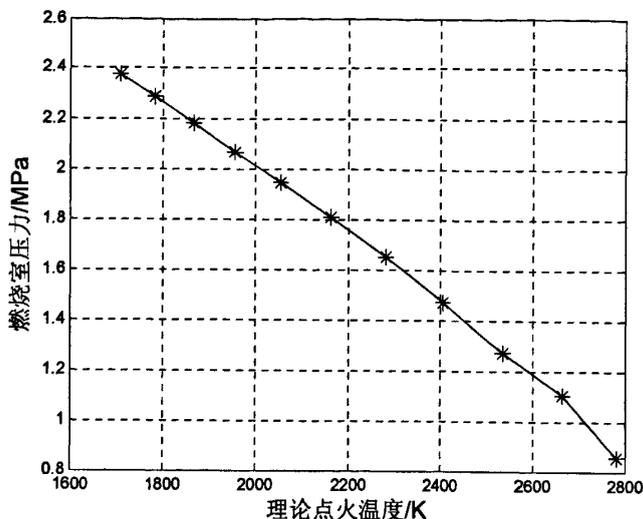


图 3.4 点火能量恒定时，室压与温度的关系

本文试验时，保持火炬点火器工作时间不变，由公式 3.1 可知，提高温度或增加流量均可以增加点火热气流能量。

图 3.3 给出了火炬点火器流量恒定时，理论计算的无量纲点火能量与温度的关系。由图可以看出，流量恒定时，随着温度的升高，点火能量的增幅越来越大，这是因为气流定压比热随温度的升高而增大；由于定压比热与燃烧室压力等无关，故当温度不变时，点火能量与推进剂总流量成正比。火炬点火器流量恒定时，将热气流温度从 2400K 提高到 2800K，仅仅增加 400K，点火能量就可以提高到两倍，而如果将热气流温度从 2800K 降低到 2400K，要保持相同的点火能量，推进剂总流量需要增加到 2 倍；因此，如果要提高点火能量，提高点火温度比增加推进剂总流量更有效。

图 3.4 给出了热气流点火能量恒定时，通过理论计算得到的燃烧室压力与温度的关系。由图可以看出，将热气流温度从 2800K 降低到 1700K，如果通过增加推进剂总流量来保持点火能量不变，燃烧室压力将增加到三倍。故对于能量相同的点火热气流，提高其温度可以有效降低燃烧室压力，低燃烧室压力有利于火炬点火器的热防护和结构可靠性。

3.2 氧气/Lf80 燃气发生器点火性能试验研究

为了保证燃气发生器的可靠工作，点火起动时，一般要求燃料进入燃烧室后

迅速被点燃，尽量减少点火延迟时间，避免燃料的积聚和爆轰。

影响点火性能的因素可分为化学动力学因素和流体力学因素^[74]，主要包括燃料性质，推进剂混合比、燃烧室压力与温度、燃烧室内气体速度、燃烧室尺寸、火炬点火器工作参数和点火时序等。由于氧气/Lf80 燃气发生器主要在设计工况附近，其推进剂流量和余氧系数变化范围较小，燃烧室内气体流量和流速变化不大，影响其点火性能的因素主要是燃料性质和火炬点火器工作参数。因此，在对氧气/Lf80 燃气发生器点火性能进行研究时，不改变燃气发生器结构和点火时序，并保持燃气发生器工况基本不变，只改变火炬点火器推进剂流量和燃气发生器燃料含水量，研究点火热气温、流量、点火能量和燃气发生器燃料含水量对燃气发生器点火性能的影响。

3.2.1 点火结果介绍

如图 3.5 所示，在火炬点火器正常工作的情况下，燃气发生器点火结果有三种：一、燃气发生器燃料进入燃烧室后立即被点燃，基本没有点火延迟；二、燃气发生器燃料在进入燃烧室一段时间后被点燃，有明显点火延迟；三、燃气发生器燃料没有被点燃，点火失败。为了保证系统运行安全、可靠，燃料进入燃气发生器燃烧室后必须迅速被点燃，在实际应用中，要避免第二、三种结果的出现。

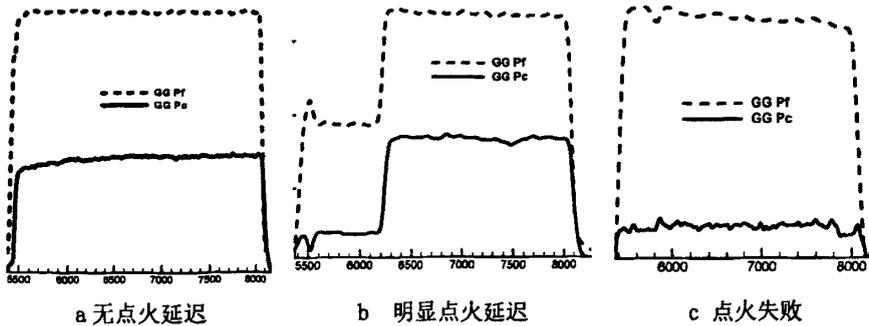


图 3.5 典型点火曲线

上图中，虚线 (GG Pf) 代表燃气发生器燃料喷前压力，实线 (GG Pc) 代表燃气发生器燃烧室压力，横坐标为时间轴，单位是 ms，纵坐标为压力。

3.2.2 点火温度、流量和能量对燃气发生器点火性能的影响

表 3.2 给出了火炬点火器出口热气流温度、流量和能量对燃气发生器点火性能的影响。从 1、2 组数据可以看出，在点火温度基本相等的情况下，通过增加流量来增加点火能量，可以提高燃气发生器点火性能。从 3、4 组数据可以看出，在流量基本相等的情况下，通过提高温度来增加点火能量，也可以提高燃气发生器点

火性能。由以上分析可以看出,保持点火热气流温度或流量基本相等时,点火能量越大,火炬点火器点火能力越强。

从 5、6 组数据可以看出,大范围改变点火热气流温度和流量,即使保持点火能量基本相等,燃气发生器的点火结果也会有很大差别。说明点火温度和流量对燃气发生器点火性能的影响程度不同,在相同的点火能量条件下,提高点火热气流温度对提高燃气发生器点火性能十分有利。本文认为,点火温度在很大程度上决定了火炬点火器的点火能力,是影响燃气发生器点火性能的决定性因素。

表 3.2 点火热气流温度、流量和能量对燃气发生器点火性能影响

组别	无量纲点火能量	点火温度(K)	总流量(g)	点火结果
1	0.616	1909	40.5	失败
	1.035	1974	64.6	延迟 995ms
2	0.815	2397	32.7	延迟 240ms
	1.266	2372	53.5	无延迟
3	0.719	2221	35.2	延迟 1010ms
	0.914	2422	35.5	无延迟
4	0.636	2026	37.6	延迟 1470ms
	0.836	2301	37.7	延迟 840ms
5	0.825	1815	59.1	失败
	0.815	2397	32.7	延迟 240ms
6	1.035	1974	64.6	延迟 995ms
	1.000	2558	33.4	无延迟

3.2.3 燃料含水量对燃气发生器点火延迟的影响

表 3.3 燃料含水量对点火延迟的影响

燃料	无量纲点火能量	点火温度(K)	总流量(g)	点火结果
Lf80	0.616	1909	40.5	失败
	0.836	2301	37.7	延迟 840ms
Lf80-2	0.582	1854	40.2	延迟 830ms

燃料含水量对点火性能的影响很大,因为含水量越低,燃料蒸发后形成的燃料蒸汽中水含量相应较低,点火区域的燃料蒸汽浓度就越高,有利于初始火焰的形成和火焰向整个燃烧室的传播。由表 3.3 可见,在点火能量、温度相当的情况下,Lf80-2 对应的可燃区域更宽;在点火延迟时间基本相同的条件下,Lf80-2 对应的点火能量和温度均较低。可见,降低燃料含水量可以提高燃气发生器的点火性能。

3.2.4 点火策略

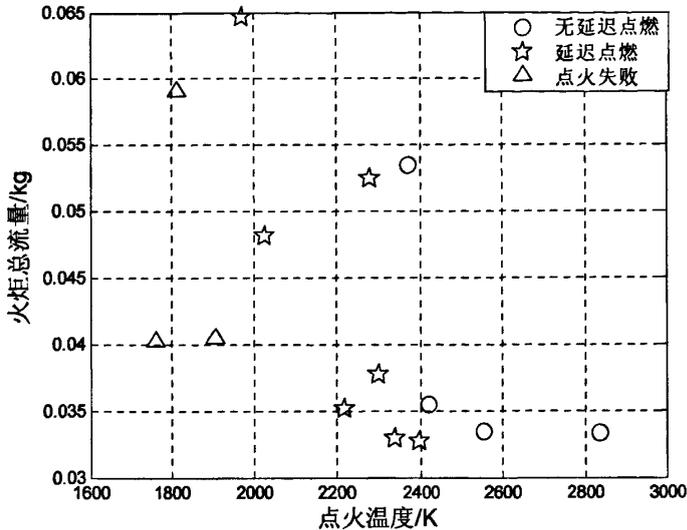


图 3.6 点火温度、流量对点火结果的影响

图 3.6 给出了燃气发生器点火结果与点火温度和流量的关系。由图可见，点火热气流温度较高时，小流量就可以实现无延迟点火；点火热气流温度稍低时，只要流量合适，也可以实现无延迟点火；点火热气流温度较低时，即使流量较大，也无法实现无延迟点火；当点火热气流温度继续降低时，大流量也无法点燃燃气发生器。

综上，点火时应选择高点火温度，主要原因如下：1、点火能量相同时，提高点火温度可以提高火炬点火器的点火能力，更容易实现燃气发生器的无延迟点火；2、要得到相同的点火能量，提高点火温度比增加流量更有效；3、点火能量相同时，采用高的点火温度，可以显著降低火炬点火器推进剂总流量和燃烧室压力，有利于减小火炬点火器结构尺寸，简化供应系统。

与高燃烧室压力相同，高点火温度也容易引起火炬点火器烧蚀，通过缩短火炬点火器工作时间，可以有效避免烧蚀^[85]。因此，本文推荐的点火策略是：高温、小流量、短时间，采用该点火策略，在多次的氧气/Lf80 燃气发生器热试验中，均实现了燃气发生器的无延迟点火，且火炬点火器各组件无明显烧蚀，结构可靠。采用该点火策略，在较大的流量和余氧系数调节范围内均实现了燃气发生器的可靠点火，这也证明了该点火策略虽然是在氧气/Lf80 燃气发生器设计工况下得到的，但是在较大的流量和余氧系数调节范围内都是可靠与适用的。

3.3 空气/Lf80-01 燃气发生器点火特性研究

3.3.1 点火特性简要介绍

如前文所述,空气/Lf80-01 燃气发生器的点火过程主要包括初始火焰的形成,火焰传播和火焰在燃烧室内稳定几个阶段。由于空气中含氧量低,对于同样流量的燃料,需要的空气流量比氧气大很多,这就使得采用空气做氧化剂时,燃烧室内气体流速显著增加,这对于燃气发生器的可靠点火十分不利。

燃烧室内气体流速的增加会加速点火热气流表面热量的散失,不利于初始火焰的形成和传播,同时较高的气体流速也不利于火焰在燃烧室内的稳定。可见,对于空气/Lf80-01 燃气发生器而言,点火时初始火焰的形成、传播和火焰在燃烧室内的稳定都相当困难。

由以上分析可知,采有空气作为燃气发生器氧化剂时,点火难度很大。但与氧气相比,采有空气作为氧化剂也有其突出优点,由于空气中的氮气也能起到降温作用,而且空气流量较大,氮气降温效果很可观,这样可以显著降低液体燃料的流量和含水量,液滴蒸发相对容易,有利于燃烧效率的提高。因此,空气燃气发生器研究的关键问题是其点火问题,即如何增强其火焰稳定能力,确保燃气发生器工作过程中火焰不被吹熄或吹出燃烧室。

3.3.2 点火特性试验结果分析

对于空气/Lf80-01 燃气发生器,点火的重点是要完成两个过程,一是初始火焰的形成;二是火焰的传播与稳定。第一个过程要求点火热气流温度足够高、能量足够大。火焰传播速率与化学反应速率、推进剂组元蒸汽浓度和混合比等因素密切相关,因此第二个过程要求喷嘴雾化性能好,推进剂组元混合性能好,燃烧室温度合适,以有利于燃料的持续蒸发。

分析认为,影响空气/Lf80-01 燃气发生器点火性能的因素主要包括火炬点火器工作参数、喷嘴结构、喉部尺寸、燃料含水量、余氧系数、推进剂流量和火焰稳定器。在对氧气/Lf80 燃气发生器点火性能的研究中,已经对火炬点火器工作参数和燃料含水量对点火性能的影响进行了研究,因此,本节主要研究喷嘴结构、喉部尺寸、火焰稳定器、余氧系数和推进剂流量等因素对空气/Lf80-01 燃气发生器点火性能的影响。

在火炬点火器正常工作的条件下,空气/Lf80-01 燃气发生器点火试验可能出现以下三种结果。一是燃气发生器燃料没有着火,点火失败,表现为燃烧室压力没有上升,这种情况也包括燃料在进入燃烧室的瞬间,发生了爆轰,但随即熄火的情况;二是燃气发生器燃料着火,但是在火炬点火器熄火后,迅速熄灭,火焰

没有自持能力，燃气发生器非正常熄火；三是火炬点火器熄火后燃烧室火焰仍能自持，火焰在燃料阀门关闭后正常熄灭，点火成功。可见，第一种情况时，即使是在火炬点火器持续工作过程中，火焰也无法在燃烧室内持续传播，火焰传播能力差；第二种情况时，火焰没有自持能力，但在有连续点火源的情况下，火焰可以在燃烧室内持续传播；第三种情况时，火焰本身有自持能力，可以在燃烧室内稳定传播。

影响空气/Lf80-01 燃气发生器点火试验结果的因素很多，定量分析难度大，因此，只对试验结果进行定性分析，通过多次试验之间的对比，分析各种因素对点火性能的影响及其影响规律。根据每次点火试验结果来评价点火性能的优劣，分析时认为第三种结果最好，第一种结果最差。

试验主要分两个阶段进行。第一阶段主要采用试验对比的方法，在对比试验过程中，保持工况参数基本不变，每次改变喷嘴、火焰稳定器或喷管中的一个，保持燃烧室其它结构不变，研究喷嘴结构、火焰稳定器种类或喉部尺寸对点火性能的影响。第二阶段是在第一阶段研究结果的基础上，选择对点火性能最有利的燃烧室结构，研究工况参数对点火性能的影响。

3.3.2.1 喉部尺寸对点火性能的影响

为了研究喉部尺寸对点火性能的影响，对 1#和 2#喷管在表 3.4 中的工况条件下进行了对比试验，试验时选择 No8 喷嘴，未安装火焰稳定器。试验结果如表 3.4 所示。

表 3.4 喉部尺寸对点火性能的影响

喷管	无量纲余氧系数	无量纲总流量	点火结果
1#	0.504	0.565	失败
1#	0.500	0.614	失败
2#	0.527	0.624	非正常熄火
2#	0.465	0.572	非正常熄火

从试验结果，可以看出，采用 2#喷管比 1#喷管更有利于燃气发生器的点火。虽然火焰仍然没有自持能力，但在有连续点火源的情况下，燃烧过程可以持续。分析认为，缩小喉部尺寸可以增强火焰稳定能力，这主要是因为，在相同的流量和余氧系数条件下，采用 2#喷管时，燃烧室内压力较高，空气喷注压降和燃烧室内气体流速较低，有利于火焰的稳定。

3.3.2.2 喷嘴结构对点火性能的影响

为了研究喷嘴结构对点火性能的影响，对 No8~No10 喷嘴在表 3.5 中的工况条件下进行了对比试验，试验时采用 2#喷管，V 形槽安装在位置 1，试验结果如表 3.5 所示。

由试验结果可以看出,在近似相同的工况条件下, No9 喷嘴试验结果最差, No10 喷嘴试验结果最好。分析认为, No8 和 No9 喷嘴试验结果差时因为其雾化性能不好,由表 2.2 可以看出, No8 喷嘴燃料设计喷注压降较低,而 No9 喷嘴空气设计喷注压降较低,而且 No9 喷嘴燃料喷注孔直径较大,导致它们的雾化效果不好,进而影响了推进剂组元的混合和化学反应速率,降低了火焰传播速度,不利于火焰的稳定与传播。在设计 No10 喷嘴时充分考虑了雾化问题,采用离心式喷嘴,选择了较高的燃料压降和略偏低的空气压降,在保证较好的雾化性能的基础上,降低了空气压降,试验证明, No10 喷嘴的设计方案是切实可行的。

表 3.5 喷嘴结构对点火性能的影响

喷嘴	无量纲余氧系数	无量纲总流量	点火结果
No8	1.005	0.924	非正常熄火
No9	0.913	0.873	失败
	0.953	0.785	失败
No10	0.905	0.894	成功
	0.962	1.047	成功

3.3.2.3 火焰稳定器对点火性能的影响

为了研究火焰稳定器对点火性能的影响,在表 3.6 中的工况条件下分别对 V 形槽、2#扰流环安装于位置 1 和不安装火焰稳定器进行了对比试验,试验时采用 2#喷管和 No10 喷嘴,试验结果如表 3.6 所示。由表 3.6 可以看出,在进行 V 形槽试验时的流量和余氧系数与其它两次试验有一定差别,是因为点火成功后,燃料喷前压力较高,文氏管没有达到节流条件,导致点火成功后燃料流量略有降低,但空气流量基本相同,三次试验时空气减压器出口压力和燃料储箱压力相同,认为在燃烧室建压之前,点火工况条件是基本相同的,点火结果的差异主要与火焰稳定器有关。

表 3.6 火焰稳定器对燃烧效率的影响

火焰稳定器	无量纲余氧系数	无量纲总流量	点火结果
无	0.795	1.181	失败
DN100 扰流环	0.771	1.178	失败
V 形槽	0.911	1.061	成功

由试验结果可以看出,在燃烧室内安装合适的火焰稳定器可以显著提高火焰的稳定能力,避免了非正常熄火,点火成功时典型的燃烧室压力曲线如图 3.7 所示,图中无量纲燃烧室压力高于 1,是因为该次试验的余氧系数和总流量均高于设计工况。由试验结果可知,不同火焰稳定器对点火性能的影响差别很大, V 形槽的火焰稳定效果显著优于扰流环。分析认为,这可能与火焰稳定器形成的低速回流区

位置有关，扰流环安装于壁面，形成的回流区靠近壁面，而燃气发生器采用中心点火方式，当燃烧室内气体流速很大时，点火热气流无法将足够的能量输送到扰流环后的低速回流区，在回流区内没有形成初始火焰，因此点火失败；而 V 形槽后部的低速回流区靠近燃烧室中心，有利于被点火热气流点燃，故能够点火成功。

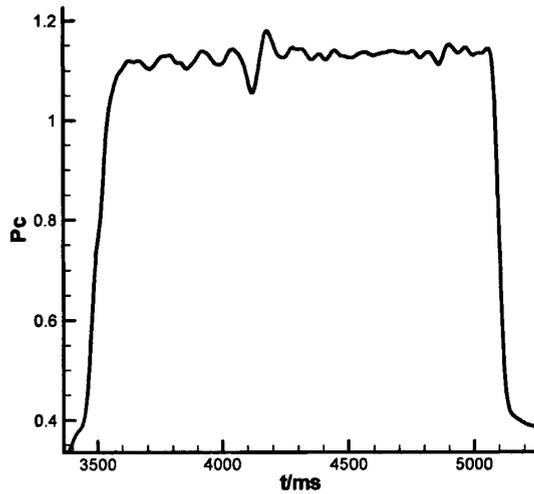


图 3.7 点火成功时的燃烧室压力曲线

3.3.2.4 余氧系数和流量对点火性能的影响

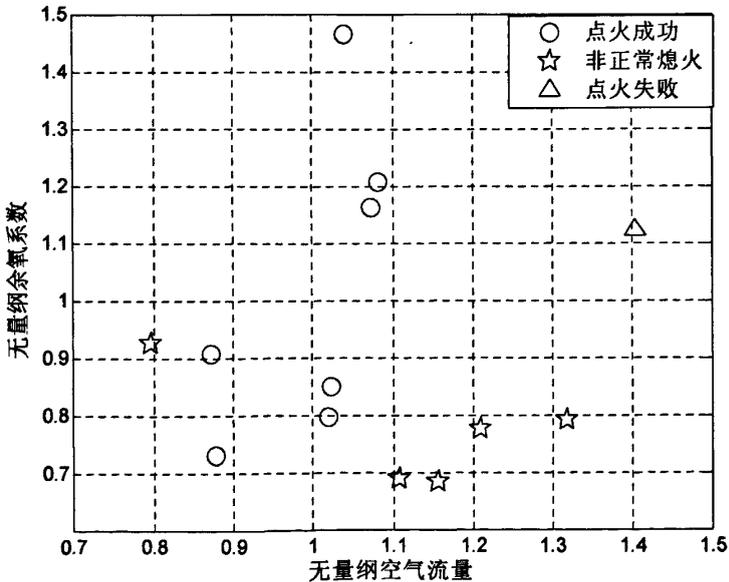


图 3.8 余氧系数与空气流量对点火结果的影响

为了研究余氧系数和推进剂流量对点火性能的影响，通过调节空气和燃料的流量进行了多次试验，试验时选择 No10 喷嘴、2# 喷管和 V 形槽安装于位置 1。试验结果如图 3.8 所示。

从试验结果可以看出，在不改变燃烧室结构的条件下，影响火焰稳定的主要因素是余氧系数和空气流量。从图中主要可以总结出如下规律：

1. 在设计空气流量附近，较大的余氧系数范围内均可以成功点火；
2. 当空气流量较小时，即使余氧系数合适，也难以成功点火；
3. 当空气流量较大时，较高的余氧系数比低余氧系数更容易实现点火；
4. 当空气流量很高时，即使余氧系数合适，也无法成功点火。

这主要因为空气流量影响燃烧室内气体流速和喷嘴雾化性能，当空气流量太大时，燃烧室内气体流速很大，火焰无法稳定，导致点火失败或非正常熄火。当空气流量较小时，虽然燃烧室内气体流速较小，但当燃料流量也较小时，会导致喷嘴的雾化性能变差，不利于推进剂组元的混合与反应，火焰传播速度较低，不利于火焰稳定；当燃料流量较大时，余氧系数会降低，燃烧室温度低，酒精蒸发速率较低，点火区域酒精蒸气浓度低，化学反应速率和火焰传播速度较低，也不利于火焰稳定。

3.3.3 点火问题解决方案

火焰稳定的必要条件是火焰传播速度大于或等于未燃混气流速。否则，火焰将会被吹出燃烧室，造成熄火。因此，提高火焰稳定能力的措施有两种，一是在燃烧室内形成低速流动区；二是提高火焰传播速度。考虑到空气/ Lf80-01 燃气发生器点火难度较大，本文认为应该两种措施并用。通过在燃烧室内安装火焰稳定器，可以在燃烧室内形成低速回流区。火焰传播速度与化学反应速率、推进剂组元蒸汽浓度和混合性能等因素密切相关，因此，可通过改善喷嘴雾化性能和提高余氧系数来提高火焰传播速度，但考虑燃气发生器要求燃烧室温度不能太高，通过提高余氧系数来提高火焰传播速度不可取，但可以通过改善雾化性能来提高火焰传播速度。

本文认为，以下几种措施是提高空气/ Lf80-01 燃气发生器点火性能的关键，也是本文推荐的点火方案。

1. 选择合理合适的工况参数；合适的空气流量和余氧系数是保证燃气发生器成功点火的必要条件；
2. 在燃烧室内安装火焰稳定器；但是要注意不同形式的火焰稳定器在稳定火焰能力方面差别很大，受很多因素影响，使用时应结合实际情况，具体分析；

3. 保证良好的喷嘴雾化性能：喷嘴雾化性能对混合性能和蒸发过程影响很大，进而影响到火焰传播速度。

通过试验验证，该点火方案合理，能有效解决空气/ Lf80-01 燃气发生器点火问题，可以保证很高的点火可靠性。

3.4 小结

点火过程是一个涉及到流动、传热的复杂的非稳态过程，影响因素众多。本章主要通过理论分析和试验对燃气发生器点火性能进行了研究，主要研究影响燃气发生器点火性能的主要因素及其影响规律，得到了提高燃气发生器点火性能的方法与措施。

首先，对火炬点火器进行了研究。研究表明点火热气流温度是影响火炬点火器点火能力的决定性因素。提高点火温度或火炬点火器流量均可以提高火炬点火器点火能力，与增加流量相比，通过提高点火温度来增加点火能量更有效。

其次，对氧气/Lf80 燃气发生器点火性能进行了理论分析与试验研究。研究表明，影响氧气/Lf80 燃气发生器点火性能的因素主要包括火炬点火器工作参数和燃料含水量，余氧系数和推进剂流量等因素对点火性能影响较小。采用合适的点火策略可以保证非常高的点火成功率。

最后对空气/ Lf80-01 燃气发生器点火性能进行了理论分析与试验研究。对影响其点火性能的因素及其规律进行了简要分析，指出空气/ Lf80-01 燃气发生器点火难点在于燃烧室内火焰的稳定，点火的关键是在控制燃烧室内气体流速的基础上，提高火焰传播速度。研究并据此提出了点火方案：选择合适的空气流量和余氧系数等工况参数，在燃烧室内安装合适的火焰稳定器，提高喷嘴的雾化性能。通过试验验证，该点火方案合理，能有效解决空气/酒精燃气发生器点火问题，实现了空气/ Lf80-01 燃气发生器的成功点火，为空气/酒精燃气发生器的实际应用打下了坚实的基础。

通过本章的研究，加深了对燃气发生器点火过程的认识与理解；提高了燃气发生器的点火可靠性；对确保燃气发生器的可靠点火和系统的安全稳定运行具有重要意义。

第四章 氧气/Lf80 燃气发生器燃烧性能试验研究

本章通过大量试验研究了影响氧气/Lf80 燃气发生器燃烧性能的主要因素及其影响规律，通过多种方法提高了燃气发生器的燃烧性能。

4.1 燃烧性能评价与改进方法

4.1.1 燃烧性能评价方法

燃气发生器燃烧性能主要指燃烧效率和燃烧稳定性。燃烧效率为推进剂实际燃烧释放能量与推进剂可释放能量的比值，它反映了推进剂能量释放的完全程度。燃烧效率的计算公式可参见本文第三章。燃烧稳定性通过试验中测得的燃烧室压力曲线来体现，燃烧室压力越平稳，则认为燃烧稳定性越好。

在实际应用中，首先要求燃气发生器具有良好的燃烧稳定性，这是保证其安全稳定工作的必要条件；其次要求燃气发生器具有较高的燃烧效率，这样可以保证燃气发生器出口热气流的温度和压力尽可能地接近设计值。

4.1.2 提高燃烧效率的方法

燃烧效率越高，燃气发生器出口气流参数越容易精确控制，但由于燃气发生器燃烧室温度较低，导致液滴蒸发速率和火焰传播速率也较低，容易引起燃烧效率降低，提高燃烧效率是燃气发生器研究的重点和难点。

与液体火箭发动机相同，燃气发生器内部燃烧过程主要有以下几个典型过程：液体推进剂的喷射雾化、推进剂液滴蒸发、组分混合与化学反应，这些过程并不是孤立的，而是相互作用、相互影响的。从理论上讲，改善任何一个过程都可以提高燃烧性能。

燃气发生器燃烧效率的影响因素很多，如燃烧室温度与压力、喷嘴结构、燃料含水量、余氧系数和总流量等。理论分析与数值计算结果表明，文中燃气发生器燃烧效率与液滴蒸发过程密切影响，燃烧效率不高的主要原因是液滴蒸发不完全。因此，提高燃烧效率的关键在于改善液滴的蒸发。

液滴的蒸发速率与燃烧室温度与压力、液滴直径大小、燃料性质和燃气均匀性等因素密切相关，在燃气发生器的实际应用中，对燃烧室温度和压力要求很严格，无法通过提高燃烧室温度来改善蒸发，这种情况下，蒸发过程主要与喷嘴雾化性能、燃烧室内燃气均匀性和燃料性质等有关。文中在不改变推进剂流量的条

条件下,通过改变喷嘴结构,研究液体与气体压降、喷嘴缩进和喷嘴数目等因素对燃烧效率的影响,同时研究,在燃烧室内安装扰流环以及降低燃料含水量等措施对燃气发生器燃烧效率的影响。

4.1.3 提高燃烧稳定性的方法

由于燃气发生器中火焰传播速率低,当燃烧室内气体流量和流速较大时,容易出现不稳定燃烧,不稳定燃烧的原因是燃烧室内气体流速大于火焰传播速率,火焰无法在燃烧室内稳定。

因此,抑制燃气发生器不稳定燃烧的主要方法是提高火焰的稳定能力。本文采用的方法是在燃烧室内的合适位置安装火焰稳定器,在火焰稳定器后形成一个低速回流区,以增强火焰稳定能力。

4.2 余氧系数和推进剂总流量对燃烧效率的影响

4.2.1 余氧系数对燃烧效率的影响

在保持推进剂总流量基本为设计值,燃烧室结构不变的条件下,研究了余氧系数对燃烧效率的影响。试验时选择 No7 喷嘴、1#喷管和 1#扰流环安装于位置 4,燃料为 Lf80,试验结果如图 4.1 所示。

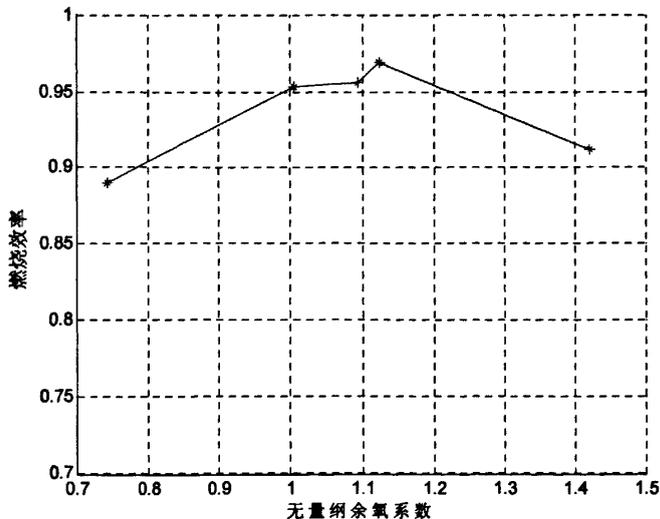


图 4.1 余氧系数对燃烧效率的影响

由图 4.1 可以看出,大范围调节余氧系数时,随着余氧系数的增加,燃烧效率先增加后减小。

在余氧系数较低的情况下，随着余氧系数增加至设计工况附近，燃烧效率明显增加。分析认为，这主要是因为增加余氧系数对燃烧过程产生了两方面的影响，一是氧气流量和流速增加，喷嘴雾化效果变好；二是燃烧室温度增加。这两方面的影响均有利于提高液滴蒸发速率和化学反应速率，使燃烧效果变好，表现为燃烧效率的提高。

在余氧系数较高的情况下，继续增加余氧系数时，燃烧效率反而明显降低。分析认为这可能与两方面的因素有关，一是余氧系数较高时，推进剂经过较充分反应后，在燃烧室内的浓度均显著降低，不利于剩余推进剂的进一步反应；二是与文中燃气发生器的燃料的蒸发特点有关，在燃烧过程中，部分燃料先蒸发出来，与氧气反应放出大量热，然后剩余液滴吸热继续蒸发，由于燃烧室温度低且液滴流量较大，液滴完全蒸发比较困难，认为在喷管出口仍有部分液滴没有完全蒸发，因此，当余氧系数较高时，由于液滴蒸发不完全，推进剂并没有完全反应，表现为燃烧效率降低。

从图 4.1 可以看出，无量纲余氧系数在 0.7 到 1.5 之间变化时，燃烧效率均比较高，尤其是余氧系数在设计工况附近时，燃烧效率达到了 95% 以上，说明燃气发生器实现了大范围余氧系数下的高效稳定燃烧，可以满足较大范围内调节工作参数的应用需求。

4.2.2 推进剂总流量对燃烧性能的影响

本文在保持余氧系数基本不变的条件下，研究在设计工况附近调节总流量对燃烧效率的影响，试验时采用 1# 喷管，燃料为 Lf80，分别对 No1 和 No7 喷嘴进行了试验。采用 No1 喷嘴的试验结果如表 4.1 所示。采用 No7 喷嘴时，无量纲余氧系数取为 0.8 左右，试验如图 4.2 所示。由表 4.1 和图 4.2 可以看出，在设计工况附近，随着总流量的增加，燃烧效率有所提高，但变化幅度不大。因此，在设计工况附近一定范围内改变推进剂流量对燃烧效率的影响不大，这对于燃气发生器的流量调节是有利的，可以根据实际需要在一定范围内适当调节流量。

由于文中试验时总流量变化范围较小，试验结果并不能充分反应总流量对燃烧效率的影响，与总流量大范围变化时的规律不太相同。研究认为^[67]，在大范围调节总流量的过程中，随着总流量的增大，燃烧效率会先升高后降低。这是因为余氧系数不变的条件下，总流量较低时，氧气和燃料的流量均降低，氧气流速和燃料压降也随之降低，导致喷嘴雾化性能和推进剂混合效果较差，引起燃烧效率较低；当总流量增加到一定程度后，如果继续增大，则推进剂流量增大，气体流速过大，会导致液滴在燃烧室内的停留时间减小，同样不利于燃烧过程的充分进行，也会导致燃烧效率降低。因此，对于燃气发生器存在一个最佳的总流量值，

使其达到最好的燃烧效果。

表 4.1 总流量对燃烧效率的影响

无量纲余氧系数	无量纲总流量	燃烧效率
1.071	0.846	0.700
1.081	1.086	0.730
1.000	0.889	0.695
1.006	1.006	0.736

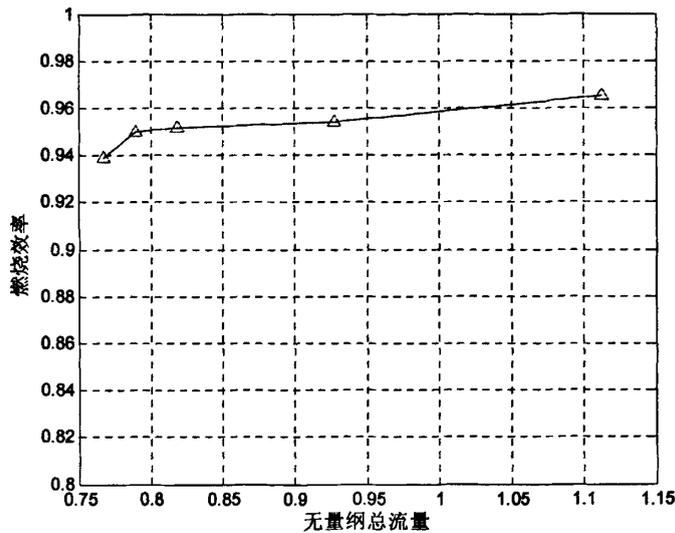


图 4.2 总流量对燃烧效率的影响

4.3 喉部尺寸对燃烧效率的影响

根据公式 2.2, 计算可得燃气发生器推进剂的停留时间。假设燃气发生器工作在设计流量和余氧系数下, 推进剂充分反应和液体燃料完全蒸发后, 采用 1#和 2#喷管时, 推进剂的停留时间分别为 6.7ms 和 10.3ms, 均高于典型的液体火箭发动机。在其它条件相同时, 提高喷管喉部尺寸可以提高燃烧室压力, 增加推进剂在燃烧室内的停留时间。表 4.2 给出了在余氧系数和总流量基本相同的条件, 喷管喉部尺寸对燃烧效率的影响。通过三组数据对比可以发现, 在其它参数基本相同的条件下, 与采用 1#喷管相比, 采用 2#喷管时的燃烧效率略高。分析认为, 燃烧效率的提高来自两个方面的作用, 一是增加了推进剂的停留时间, 有利于推进剂的充分反应和蒸发; 二是提高了燃烧室压力, 高燃烧室压力有利于燃烧效率的提高。

同时发现, 通过采用 2#喷管增加燃烧室压力和推进剂停留时间来提高燃烧效率, 效果并不显著。分析认为, 这主要是因为相同的总流量和余氧系数条件下,

通过采用小喉部喷管提高燃烧室压力，会降低氧气喷注压降和燃烧室内气体流速，氧气压降降低导致喷嘴气流速度比的降低，进而导致雾化效果下降，虽然增加了液滴在燃烧室内的停留时间，但对于提高燃烧效率却没有明显的效果。

表 4.2 喷管喉部尺寸对燃烧效率的影响

喷嘴	喷管	燃料	无量纲余氧系数	无量纲总流量	燃烧效率
No1	1#	Lf80	1.014	1.013	0.733
	2#	Lf80	1.003	1.005	0.761
No 6	1#	Lf80	1.020	0.998	0.823
	2#	Lf80	1.073	0.942	0.852
No 6	1#	Lf80-2	0.657	0.996	0.918
	2#	Lf80-2	0.680	0.932	0.951

4.4 喷嘴结构对燃气发生器燃烧效率的影响

喷嘴结构对燃烧效率的影响，主要是通过影响雾化性能和混合特性来起作用，研究表明雾化性能对燃烧效率的影响很大^{[86][87]}。

喷嘴雾化性能评价的一个重要指标是雾化细度 SMD，SMD 值越小，液滴的蒸发速率越快，越有利于燃料和氧化剂的混合与反应。

减小液滴尺寸的主要途径有以下几种：

- 1: 增加喷嘴压降，提高射流速度；
- 2: 增加喷嘴排列密度，减小喷嘴孔径；
- 3: 射流或液膜相互撞击，加速液体的破碎和细化。

通过试验，主要对氧气与燃料喷注压降、喷嘴缩进和喷嘴数目等因素对燃气发生器燃烧效率的影响进行了研究。试验时保持燃气发生器总流量不变，采用 1# 喷管，燃料为 Lf80，通过采用节流面积不同的喷嘴来改变喷注压降。

4.4.1 燃料压降

在保持总流量基本为设计值的条件下，分别对 No1 和 No2 喷嘴进行试验，研究在不同的余氧系数条件下，燃料压降对燃烧效率的影响。试验时，燃料为 Lf80，除更换喷嘴外，保持燃气发生器其它结构不变，试验结果如图 4.3 所示。

由图 4.3 可以看出，在较宽的余氧系数调节范围内，提高燃料喷注压降，可以显著提高燃烧效率。这主要是因为提高液体的喷注压降有利于改善喷嘴雾化性能，良好的雾化性能对于改善推进剂组元之间的混合、提高化学反应和液滴蒸发速率有重要意义。研究表明，喷注压降增大可以减小 SMD 值，但这种影响在开始时比较明显，当喷注压降增加到一定值后，随着喷注压降的增大，雾化粒度的减小趋于平缓^[88]。考虑到 No2 喷嘴的压降相对与燃烧室压力已经较高，本文没有进一步提

高液体喷嘴压降。

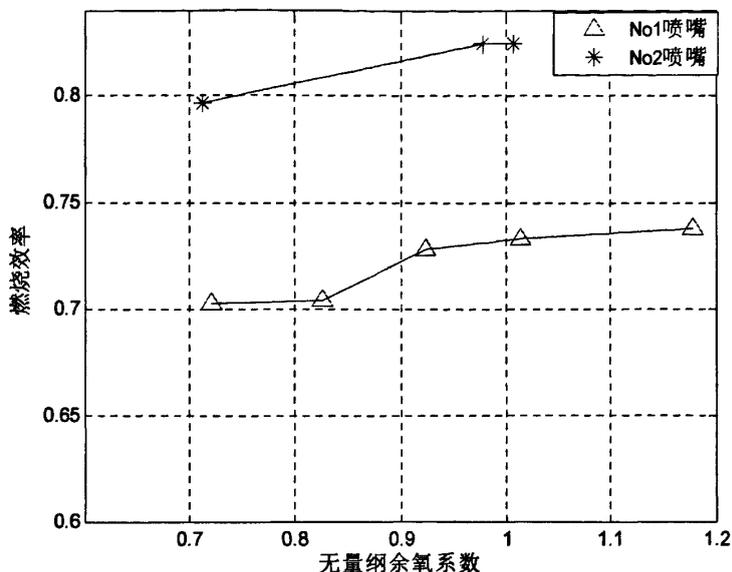


图 4.3 燃料喷注压降对燃烧效率的影响

4.4.2 氧气压降

表 4.3 氧气压降对燃烧效率的影响

喷嘴	无量纲余氧系数	无量纲总流量	氧气无量纲喷注压降	燃烧效率
No 2	1.007	1.011	0.479	0.825
	0.979	1.026	0.460	0.825
No 3	1.014	0.996	0.645	0.752
	1.003	1.000	0.616	0.759
No 4	1.016	1.008	0.364	0.709
	0.983	1.021	0.355	0.715

在保持总流量和余氧系数基本为设计值的条件下，分别对 No2、No3 和 No4 喷嘴进行了试验，研究氧气压降对燃烧效率的影响。试验时，燃料为 Lf80，除更换喷嘴外，保持燃气发生器其它结构不变，试验结果如表 4.3 和图 4.4 所示。由于燃烧效率不高，燃烧室压力较低，导致表中氧气压降普遍高于设计压降。

由试验结果可以看出，当氧气喷注压降较低时，提高氧气喷注压降，可以增加气体流速，促进推进剂的雾化和混合，进而提高燃烧效率；当氧气喷注压降较高时，继续提高喷注压降，气体流速过大，使液滴速度增加，减少了燃料液滴在燃烧室的停留与反应时间，导致燃烧效率下降。这表明在其它参数相同的条件下，存在一个最佳的气体压降，使燃气发生器的燃烧效率达到最高。

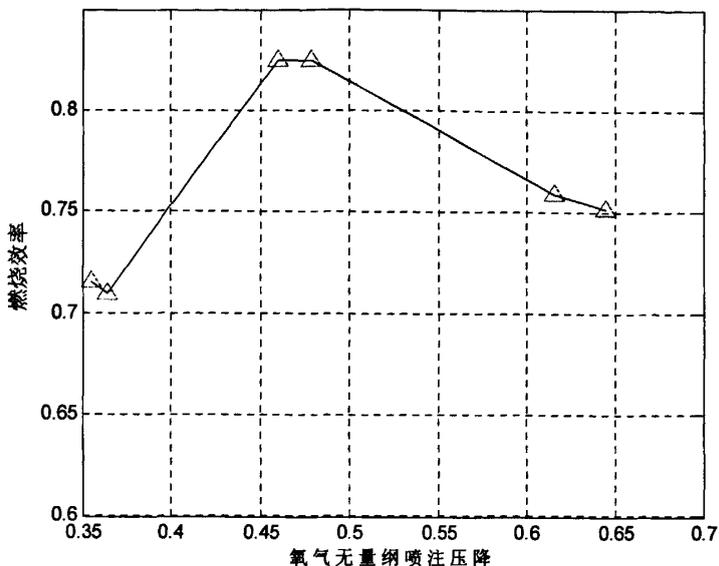


图 4.4 氧气喷注压降对燃烧效率的影响

4.4.3 喷嘴缩进

表 4.4 喷嘴缩进对燃烧效率的影响

喷嘴	无量纲余氧系数	无量纲总流量	燃烧效率
No2	1.007	1.011	0.825
	0.979	1.026	0.825
No 5	1.013	0.990	0.746
	0.976	0.998	0.738
No 6	1.020	0.998	0.823
	1.000	1.008	0.828

在保持总流量和余氧系数基本为设计值的条件下，分别对 No2、No5 和 No6 喷嘴进行了试验，研究喷嘴缩进对燃烧效率的影响。试验时，燃料为 Lf80，除更换喷嘴外，保持燃气发生器其它结构不变，试验结果如表 4.4 和图 4.5 所示。

通过 No2 和 No5 喷嘴的试验结果比较发现，喷嘴缩进 5mm 后，在其它参数相同的条件下，燃烧效率大幅度降低。同时发现，No6 喷嘴缩进 10mm，与缩进 5mm 的 No5 喷嘴相比，燃烧效率有显著提高，与无缩进的 No2 喷嘴燃烧效率基本持平。

目前，研究人员对内喷嘴缩进对雾化影响的认识还不统一，相关的试验研究结论也相差很大^{[89]~[92]}，但一般认为内喷嘴缩进有利于提高燃烧效率^{[93][94]}，文献[94]指出 LRC 的试验发现增加缩进深度可使燃烧效率提高，但增加至一定长度后，燃

烧效率反而降低。

文中试验结果与现有的文献资料提供的试验结果均不太相同，需要对缩进喷嘴进行雾化性能试验，结合喷嘴的雾化性能具体分析喷嘴缩进对燃烧效率的影响及其影响规律。

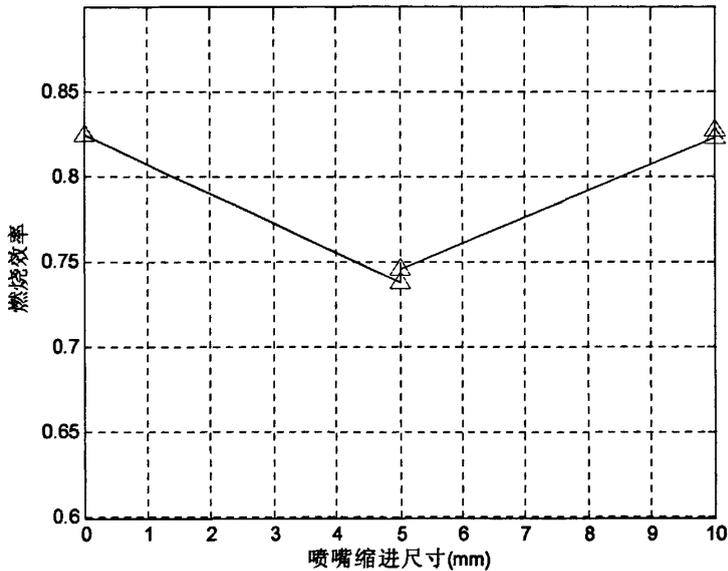


图 4.5 喷嘴缩进尺寸对燃烧效率的影响

4.4.4 喷嘴数量

表 4.5 喷嘴数量对燃烧效率的影响

喷嘴	无量纲余氧系数	无量纲总流量	喷嘴数量	燃烧效率
No7	0.801	0.928	加倍	0.954
	1.244	1.119	加倍	0.998
No1	1.006	1.007	单倍	0.736
No2	1.007	1.011	单倍	0.825
No3	1.002	1.000	单倍	0.759
No4	1.016	1.008	单倍	0.709
No5	1.013	0.990	单倍	0.746
No6	1.000	1.008	单倍	0.828

表 4.5 给出了 No1~No7 喷嘴试验时得到的典型试验结果。试验时，燃料为 Lf80，除更换喷嘴外，保持燃气发生器其它结构不变。从试验结果可以看出，即使是在余氧系数和总流量偏低的情况下，No7 喷嘴的燃烧效率也显著高于其它喷嘴。

液体火箭发动机设计理论认为，在其它参数相同的条件下，增加喷嘴数量，

可以改善雾化与混合性能^[95]，从而有效改善化学反应与蒸发过程。本文通过增加喷嘴数目，大幅提高了燃烧效率，从侧面证明了增加喷嘴数量可以显著改善燃气发生器的雾化与混合性能。

从试验结果可以看出，在基本相同的工况条件下，相对于采用 No1 喷嘴而言，采用 No2、No6 和 No7 喷嘴均大幅提高了燃烧效率，即提高燃料喷注压降和增加喷嘴数量均显著提高了燃烧效率。

4.5 燃料含水量对燃烧效率的影响

为了研究燃料含水量对燃气发生器燃烧性能的影响，分别以 Lf80 和以 Lf80-2 为燃料，进行了多次试验，试验结果如表 4.6 所示。试验时选择 1#喷管和 No6 喷嘴，燃烧室内未安装火焰稳定装置。需要说明的是，试验时，第 1 和 3 组工况的氧气和燃料流量均基本相等，由于 Lf80-2 含水量低，故第 1 组数据的余氧系数较低，在该条件下，通过热力计算知，两次试验工况的理论燃烧室温度基本相等。

表 4.6 燃料含水量对燃烧效率的影响

组别	燃料	无量纲余氧系数	无量纲总流量	燃烧效率
1	Lf80-2	0.667	1.003	0.915
		0.657	0.996	0.918
2	Lf80	0.614	1.014	0.812
3	Lf80	1.020	0.998	0.823
		1.000	1.008	0.828

由第 1、2 组数据对比可以看出，在余氧系数和总流量相当条件下，降低燃料含水量可以显著提高燃烧效率。由第 1、3 组数据对比可以看出，在氧气和燃料流量基本相等的条件下，降低燃料含水量也可以显著提高燃烧效率。

试验时保持氧气和燃料的流量均基本不变，可以认为喷嘴雾化效果基本相同，对燃烧过程的影响因素只是由于含水量的变化引起的燃料性质的改变。由表中数据可以看到，燃料含水量对燃烧效率影响很大，降低燃料含水量可以大幅提高燃烧效率，这主要是因为燃烧效率与液体燃料的蒸发、推进剂的混合及化学反应过程密切相关，燃料含水量越低，燃烧室中水蒸汽浓度越低，燃料蒸汽浓度越高，燃烧越剧烈，燃烧放出的大量热量促进了液滴的蒸发，而伴随着液滴中燃料的进一步蒸发，也会促进燃烧，这是一个正反馈过程，通过这个过程，燃烧效率得到了大幅度提高。

4.6 扰流环及其安装位置对燃烧性能的影响

4.6.1 扰流环及其安装位置对燃烧效率的影响

表 4.7 扰流环及其安装位置对燃烧效率的影响

扰流环安装位置	无量纲余氧系数	无量纲总流量	燃烧效率
无	1.000	1.008	0.828
1	0.991	0.999	0.859
2	0.981	1.000	0.877
3	0.993	0.996	0.929
4	1.004	0.996	0.953

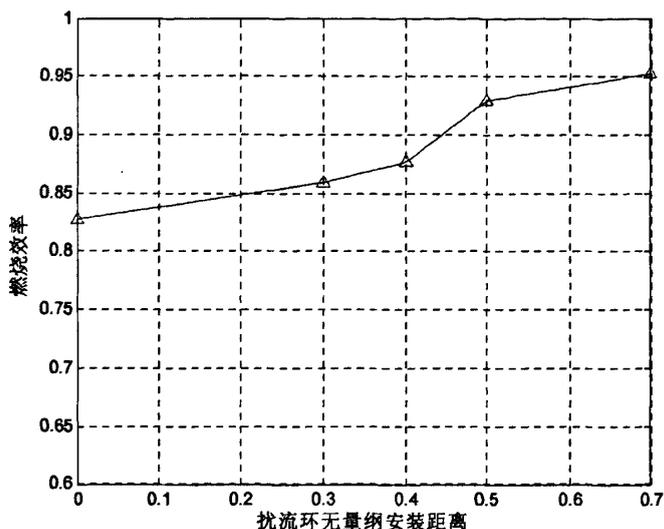


图 4.6 扰流环无量纲安装距离对燃烧效率的影响

为了研究扰流环及其安装位置对燃气发生器燃烧性能的影响，在基本相同的余氧系数和流量条件下，进行了多次试验，试验结果如表 4.7 所示，根据表 4.7 中试验结果作图 4.6，图中横坐标 0 表示未安装扰流环。试验时选择 1#喷管和 No6 喷嘴，燃料为 Lf80。

表 4.7 给出了扰流环在不同的安装位置对燃气发生器燃烧效率的影响，可以看出，随着扰流环的安装位置越来越远离喷注面板，燃气发生器燃烧效率越来越高。

研究表明，在燃烧室内安装扰流环，可以显著提高燃烧效率，但对于扰流环在燃烧室内的最佳安装位置，研究结论还存在分歧^{[51][96]-[98]}。

4.6.2 扰流环对燃烧稳定性的影响

表 4.8 No1 喷嘴燃烧不稳定时的工况

组别	无量纲余氧系数	无量纲总流量
1	1.290	1.006
2	1.297	0.995

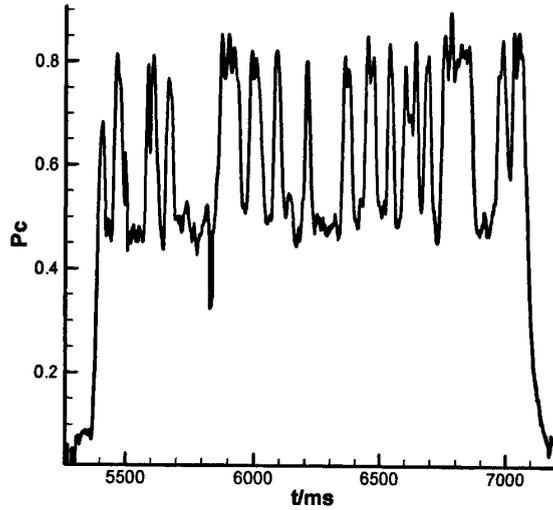


图 4.7 燃烧不稳定时燃烧室压力曲线

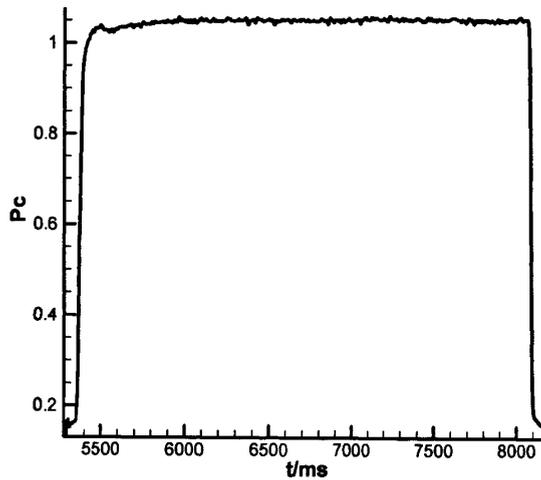


图 4.8 燃烧稳定时燃烧室压力曲线

扰流环作为火焰稳定器的一种，在燃烧室的合适位置安装扰流环可以提高燃气发生器的火焰稳定能力。在 No1 喷嘴试验过程中，在表 4.8 中的工况条件下两次发生了图 4.7 中的燃烧不稳定现象，由于推进剂供应管路中安装有节流元件，在燃烧室压力的振荡过程中，氧气和燃料流量均保持平稳。分析认为，试验振荡的原因是：余氧系数较高时，燃烧室内气体流速较大，导致火焰无法在燃烧室内稳定，在燃烧室内不停地振荡。在位置 4 安装扰流环后，在基本相同的流量和氧系数条件下，对 No1 喷嘴进行了试验，试验结果室压曲线如图 4.8 所示，图中纵坐标为无量纲燃烧室压力。试验结果表明，燃烧室压力稳定，没有发生振荡，说明

通过在燃烧室内安装扰流环，可以增强火焰的稳定能力。

可见，通过在燃烧室内合适的位置安装扰流环显著提高燃烧性能，原因将在第五章中结合数值计算结果进行分析。

4.7 小结

本章通过理论分析和试验研究了影响氧气/Lf80 燃气发生器燃烧效率的主要因素及其影响规律。

研究表明，余氧系数、总流量、喷嘴结构、喉部尺寸、燃料含水量和扰流环及其安装位置等因素对燃气发生器燃烧性能都有影响，但它们对燃烧性能的影响程度和规律不同。

研究表明，大范围改变余氧系数或总流量会对燃烧效率产生较大影响，但对于氧气/Lf80 燃气发生器而言，在设计工况一定范围内改变余氧系数和总流量对燃烧效率影响不大，这对于燃气发生器的工况调节是非常有利的；

在余氧系数和推进剂总流量相同的条件下，采用小喉部喷管能提高燃烧室压力，降低氧气喷注压降和燃烧室内气体流速。氧气压降降低导致喷嘴雾化效果下降，虽然增加了液滴在燃烧室内的停留时间，但对于提高燃烧效率却没有明显效果。

提高喷嘴燃料压降和增加喷嘴数量可以改善喷嘴雾化性能，改善推进剂组元之间的混合效果，进而提高化学反应和液滴蒸发速率，因此有利于提高燃烧效率。

降低燃料含水量可以大幅提高燃烧效率，这主要是因为低含水量燃料蒸发速率较快，燃烧室内燃料蒸汽浓度高，有利于提高化学反应速率，而燃烧放出的大量热量又进一步促进了燃料的蒸发，从而大幅提高了燃烧效率。

在燃烧室内安装扰流装置，可以显著提高燃气发生器的燃烧效率，但扰流环对燃烧效率的影响与安装位置密切相关。在燃烧室内的合适位置安装扰流环还可以增强火焰稳定能力。

通过本章的研究，加深了对燃气发生器燃烧过程的认识与理解；掌握了提高燃气发生器燃烧性能的方法及其原理，保证了燃气发生器的高效稳定工作；为燃气发生器的改进设计提供了依据，对今后燃气发生器的使用和优化设计有重要指导与参考意义。

第五章 燃烧过程数值模拟

本章首先介绍了数值模拟中用到的基本假设、控制方程、物理模型和计算方法。然后结合数值计算结果，并分析了燃气发生器的流场特点，得到了影响燃烧效率的主要因素，指出了提高燃气发生器燃烧效率的方法。随后分析了扰流环的安装对燃烧过程的影响。

5.1 基本假设

5.1.1 液滴蒸发过程基本假设

1. 液滴为球形，蒸发过程为球对称蒸发过程；
2. 液滴除蒸发引起的 Stefan 流外，无其它形式流动；
3. 忽略蒸发引起的液滴表面径向移动；
4. 液滴内部组份均匀；
5. 流场中压力恒定；
6. 气相为理想气体，气相 Le 数假定等于 1；
7. 忽略气体在液滴中的溶解；
8. 忽略表面张力对相平衡的影响；
9. 忽略液滴与环境之间的辐射换热。

5.1.2 喷雾燃烧过程基本假设

1. 燃烧室内燃烧过程为定常过程；
2. 控制体内气相物性均匀，液滴内部物性均匀；
3. 液雾中的液滴蒸发符合单液滴蒸发现律；
4. 化学反应为单步反应，不考虑高温离解过程；
5. 反应放热全部被气相吸收；
6. 连续相与离散相之间通过热传导进行热交换；
7. 不考虑液滴内部环流等组分快速输运过程。

5.2 控制方程和物理模型

5.2.1 控制方程

由流体力学、热力学、传热传质学和燃烧学出发，建立起湍流两相多组分化学反应流动的控制方程，包括气相与液相控制方程组，相间耦合由气/液相互作用项来描述。采用欧拉坐标系来描述气相方程，采用拉格朗日坐标系下的液滴轨道方法来模拟跟踪液滴的运动。

5.2.1.1 气相控制方程

采用包含多种组分带化学反应的雷诺平均、守恒型 N-S 方程作为气体湍流流动、燃烧控制方程：

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial z} = H \quad (5.1)$$

式中：

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \\ \rho Y_i \end{bmatrix} \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho uu + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(\rho e + p) \\ \rho u Y_i \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho vv + p \\ \rho vw \\ v(\rho e + p) \\ \rho v Y_i \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho ww + p \\ w(\rho e + p) \\ \rho w Y_i \end{bmatrix}$$

$$E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \\ \rho_i D_{im} \frac{\partial Y_i}{\partial x} \end{bmatrix} \quad F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \\ \rho_i D_{im} \frac{\partial Y_i}{\partial y} \end{bmatrix}$$

$$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z \\ \rho_i D_{im} \frac{\partial Y_i}{\partial z} \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} S_{d,m} \\ S_{d,u} \\ S_{d,v} \\ S_{d,w} \\ S_{d,h} \\ \omega_i \end{bmatrix}$$

式中：

$i=1, 2, \dots, N_s-1$, N_s 为总的组分数；

ρ_i —气相各组分密度；

ρ —混合气体密度;

u, v, w —沿坐标轴 x, y, z 方向的速度;

P —压力;

Y_i —组分 i 的浓度;

ω_i —组分 i 的质量生成率;

$S_{d,m}, S_{d,u}, S_{d,v}, S_{d,w}, S_{d,h}$ —气/液两相相互作用与化学反应作用源项。

$\tau_{i,j}$ —粘性应力分量:

$$\tau_{xx} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \quad \tau_{yy} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}$$

$$\tau_{zz} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \quad \tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad \tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right)$$

q_x, q_y, q_z 表示热传导与组分扩散引起的能量通量。

$$q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x} - \rho \sum_{i=1}^{N_i} D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \quad (5.2)$$

$$q_y = -k \frac{\partial T}{\partial y} - \rho \sum_{i=1}^{N_i} D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \quad (5.3)$$

$$q_z = -k \frac{\partial T}{\partial z} - \rho \sum_{i=1}^{N_i} D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial z} \quad (5.4)$$

D_{im} 是混合物组分 i 的质量扩散系数:

$$D_{im} = \frac{1 - X_i}{\sum_{j, j \neq i} (X_j / D_{ij})} \quad (5.5)$$

单位体积内能:

$$e = \sum_{i=1}^{N_i} \rho_i h_i + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) - P \quad (5.6)$$

压力:

$$P = \sum_{i=1}^{N_i} \rho_i R_i T \quad (5.7)$$

混合气体密度:

$$\rho = \sum_{i=1}^{N_g} \rho_i \quad (5.8)$$

各组分浓度:

$$Y_i = \frac{\rho_i}{\rho} \quad (5.9)$$

各组分焓值:

$$h_i = h_f^0 + \int_{T_{ref}}^T C_{p_i} dT \quad (5.10)$$

5.2.1.2 液相控制方程

燃气发生器燃烧室内, 燃料液滴在气流的作用下运动, 气液两相之间存在速度差、温度差, 液滴表面和气相之间还存在组分的浓度差, 因此气相和液滴之间存在质量、动量和热量的交换, 需要耦合求解。

在第一节基本假设条件下, 液相控制方程即为液滴控制方程。把气体作为连续介质而把液滴群作为离散系统, 将液雾分成有代表性的几组离散液滴, 并用 Lagrangian 方法跟踪这些离散液滴在全流场中的运动和输运, 通过液滴动力学方程求解液滴轨道, 耦合求解液滴与气相之间的质量、动量、能量交换来得到液滴的温度、半径等参数的变化规律与气相场。

颗粒轨道模型是通过积分 Lagrangian 坐标系下的颗粒作用力微分方程来求解离散相颗粒(液滴)的轨道。颗粒作用力平衡方程^[99](颗粒惯性力=作用在颗粒上各种力的合力)的形式为:

$$\frac{d\vec{x}}{dt} = \vec{V}_p \quad (5.11)$$

$$\frac{d\vec{V}_p}{dt} = F_D(\vec{V} - \vec{V}_p) + \frac{\vec{g}(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \vec{F} \quad (5.12)$$

$$F_D = \frac{18\mu C_D \text{Re}}{\rho_p d_p^2 24} \quad (5.13)$$

式中: \vec{V} 为气相速度, \vec{V}_p 为颗粒速度, μ 为流体动力粘度, ρ 为流体密度, ρ_p 为颗粒密度, d_p 为颗粒直径, \vec{g} 为重力加速度, \vec{F} 代表所有其他外力, 包括 stefan 流、压力梯度作用及其他体积力, $F_D(\vec{V} - \vec{V}_p)$ 为颗粒单位质量的阻力, C_D 为阻力系数, 假设液滴为圆球形, C_D 可采用如下的表达式:

$$C_D = \frac{24}{\text{Re}}(1 + b_1 \text{Re}^{b_2}) + \frac{b_3 \text{Re}}{b_4 + \text{Re}} \quad (5.14)$$

式中:

$$\begin{aligned} b_1 &= \exp(2.3288 - 6.4581 + 2.4486\phi^2) \\ b_2 &= 0.0964 + 0.5565\phi \\ b_3 &= \exp(4.905 - 13.8944\phi + 18.4222\phi^2 - 10.2599\phi^3) \\ b_4 &= \exp(1.4681 + 12.2584\phi - 20.7322\phi^2 + 15.8855\phi^3) \end{aligned} \quad (5.15)$$

式中形状系数 ϕ 定义如下:

$$\phi = \frac{s}{S} \quad (5.16)$$

其中 s 为与实际颗粒具有相同体积的球形颗粒的表面积, S 为实际颗粒的表面积。

已知气相流场和液滴半径、密度、温度变化规律, 可以直接求解常微分方程得到液滴的运动规律和运动轨迹。

5.2.1.3 相间耦合方程

燃烧室内气液两相强烈耦合, 液滴在高温燃气加热作用下, 不断蒸发为气体, 为气相加入质量、动量和能量源项; 同时, 液滴初始运动速度较慢, 对气相的流动有一定的阻碍作用, 液滴本身在气相的作用下, 不断加速向前运动, 这就造成了气相与液相之间的动量交换。

液滴与气相之间的质量、动量与能量交换都对气相控制方程产生影响, 必须建立气相 N-S 方程中的 $S_{d,m}$ 、 $S_{d,\mu}$ 、 $S_{d,v}$ 、 $S_{d,\omega}$ 、 $S_{d,h}$ 源项来描述, 以封闭方程。

对流场中任一个网格单元, 经过其间的第 i 个液滴对气相的作用源项计算如下:

质量:

$$S_{d,m} = \dot{m}_{p,0} \cdot \Delta m_p / m_{p,0} \quad (5.17)$$

动量:

$$\bar{S}_{d,v} = ((\bar{u}_p - \bar{u}) \cdot (18\mu C_D \text{Re})) / (24\rho_p d_p^2) + \bar{F}_{other} \dot{m}_p \Delta t \quad (5.18)$$

能量:

$$S_{\dot{a},h} = \left[c_p \Delta T_p \cdot \bar{m}_p / m_{p,0} + \left(-h_{fg} + \int_{T_{ref}}^{T_p} c_{p,i} dT \right) \cdot \Delta m_p / m_{p,0} \right] \dot{m}_{p,0} \quad (5.19)$$

式中： \bar{m}_p 是该网格单元内液滴的平均质量

5.2.2 物理模型

5.2.2.1 湍流模型

目前应用的湍流模型主要包括以下几类^{[100]-[102]}：零方程模型或称代数模型，单方程模型，双方程模型，雷诺应力模型，大涡模拟 (LES)，直接数值模拟 (DNS) 等。目前，还没有任何一个湍流模型对于所有的问题是通用的。DNS 和 LES 具有很好的理论依据和广泛的适用性，但对计算条件要求很高，当前在解决工程问题时主要关心的是湍流的平均效果，以及模拟这种效果的方法对应的工作量，因此现阶段工程中常常选用模拟比较准确，计算量也比较合理的双方程模型。

本文采用标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型^[103]。 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型适用性很强，广泛应用于液体火箭发动机和燃气发生器燃烧室喷雾流动数值模拟中。

标准 $k-\varepsilon$ 模型是个半经验公式，主要是基于湍流动能和扩散率。 k 方程是个精确方程， ε 方程是个由经验公式导出的方程。

湍流动能方程 k ：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (5.20)$$

扩散方程 ε ：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (5.21)$$

其中湍流速度 μ_t 由下式确定：

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (5.22)$$

$C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 C_μ 、 σ_k 、 σ_ε 为模型常量，推荐取值为： $C_{1\varepsilon}=1.44$ 、 $C_{2\varepsilon}=1.92$ 、 $C_\mu=0.09$ 、 $\sigma_k=1.0$ 、 $\sigma_\varepsilon=1.3$ 。

5.2.2.2 喷雾模型

喷雾模型作为液体火箭发动机喷雾燃烧模型的初、边界条件对燃烧性能影响很大，在很多情况下，正确地给出喷雾燃烧模型的初、边界条件是非常困难的。

液体火箭发动机燃烧室中，推进剂的雾化是在一定的喷注压降下，通过喷嘴实现。喷嘴的作用就是产生一定的喷雾尺寸分布、流强分布和混合比分布，以同时满足液体火箭发动机的性能、稳定性和相容性的要求。

雾化是一种随机过程，影响的因素很多，多种雾化机理同时存在，使得液雾中存在多种液滴尺寸，具有一定的频率分布。

喷雾尺寸分布的数学表达式有多种，在本文中采用 Rosin-Rammler 分布：

$$\frac{dR_i}{dd_i} = B_n d_i^{n-1} \exp(-Bd_i^n) \quad (5.23)$$

式中 R_i 是液雾中液滴直径小于 d_i 的所有液滴的累积质量占液滴总质量的百分数； A 、 B 、 n 为对应于一定的喷嘴及其工作条件的常数，可通过试验确定。

由于雾化过程比较复杂，有关的计算模型也比较粗糙，比较准确的液滴尺寸分布需要依靠试验来确定，通过冷试，采用 Rosin-Rammler 分布进行尺寸分布的数据整理。文中没有对喷嘴雾化性能进行试验，缺乏燃料经喷嘴雾化后液滴分布的确切数据，在给定喷雾模型的边界条件时，假定在距离喷注面板一定距离处，雾化过程已完成，通过假设，给定该处液滴的尺寸、初始位置和初始速度分布。由于缺乏文中喷嘴的雾化性能参数，通过该方法得到的燃烧效率与文中喷嘴的试验结果不好比较。文中只根据数值计算结果对燃气发生器的流场特点进行分析，以加深对燃气发生器燃烧过程的理解。

5.2.2.3 蒸发模型

气液两相耦合的重要途径是液滴的蒸发，由前面所提到的两相多组分湍流反应流场中的气相方程可看出，几乎所有的方程都包含了液滴蒸发而引入的源项。因此需要建立比较准确、合理的蒸发模型。

液滴在达到蒸发温度之前，加热规律由下式描述：

$$m_p c_p dT_p / dt = h A_p (T_\infty - T_p) \quad (5.24)$$

其中： A_p 是液滴表面积， T_∞ 是当地气体温度， h 是对流换热系数。

液滴温度达到蒸发温度后（沸点温度以前），假定液滴在对流中蒸发，液滴内部物理状态均匀，蒸发速率受液滴表面蒸汽与气相之间的浓度梯度控制：

$$N_i = k_c (C_{i,s} - C_{i,\infty}) \quad (5.25)$$

其中 N_i 是蒸汽的摩尔质量流量， $C_{i,s}$ 是液滴表面的蒸汽浓度，并假设液滴表面的蒸汽压力等于液滴温度 T_p 的饱和蒸汽压 p_{sat} ，因此有： $C_{i,s} = p_{sat}(T_p) / RT_p$ ；

$C_{i,\infty}$ 是气相的浓度, 由该气体组分的输运方程给出: $C_{i,\infty} = X_i p_{op} / RT_\infty$; k_c 是质量传导系数, 由 Nusselt 关系式得到: $Nu = k_c d_p / D_{i,m} = 2.0 + 0.6 Re_d^{0.5} Sc^{0.33}$, $D_{i,m}$ 是蒸汽的扩散系数, Sc 为 Schmidt 数 $\mu / \rho D_{i,m}$, d_p 是液滴直径。

则下一时刻的液滴质量为:

$$m_p(t + \Delta t) = m_p(t) - N_i A_p M_{w,i} \Delta t \quad (5.26)$$

另外, 液滴温度变化规律由液滴与气相之间的热力平衡方程来描述:

$$m_p c_p \cdot dT_p / dt = h A_p (T_\infty - T_p) + dm_p / dt \cdot h_{fg} \quad (5.27)$$

其中, dm_p / dt 是蒸发速率, h_{fg} 是液滴蒸发潜热。

5.2.2.4 燃烧模型

火箭发动机中, 燃烧过程引起反应物浓度的降低和生成物浓度的增加, 而且剧烈放热反应造成燃烧室内温度与压力急剧升高, 这一现象通过能量方程和组分方程的源项体现出来, 影响组分物性的变化, 特别是密度变化。燃烧模型建立的目的就是确定在湍流影响下组元的燃烧速率, 得出由化学反应而引入的源项。

本文采用 FLUENT 提供的有限速率/涡耗散燃烧模型计算燃气发生器的内部燃烧过程。

以上气相控制方程、液相控制方程、相间耦合方程与湍流模型、喷雾模型、蒸发模型和燃烧模型一起构成了完整的两相多组分燃烧流动控制方程组, 可以联立求解。

5.3 数值计算方法

在燃烧过程数值模拟中, 把燃烧室的几何形状、结构尺寸和进出口状态作为定解条件, 来求解控制微分方程组。数值方法把计算区域内的有限个位置上的因变量值作为其基本的未知数来处理。数值方法的任务就是通过对控制方程的离散化, 对这些未知数给出一组代数方程组并说明求解它的算法。

5.3.1 网格生成

网格生成^{[104][105]}是数值计算的基础。本文通过专业网格制作软件 Gambit 生成二维结构网格, 在流动变化剧烈的区域, 网格适当加密。

5.3.2 定解条件

5.3.2.1 壁面边界条件

壁面上速度采用无滑移条件： $u=0, v=0, w=0$ ；温度采用恒温壁面条件，认为壁面温度与环境温度相同， $T_w = 300K$ ；压力、组分浓度梯度为零： $\left. \frac{dP}{dn} \right|_w = 0$ ， $\left. \frac{dY_i}{dn} \right|_w = 0$ ，其中 w 表示壁面， n 代表壁面法向。

5.3.2.2 入口边界条件

给定氧气的入口流量和总温，速度方向为壁面法线方向，入口湍流模型参数给出湍流强度和湍流粘性比。

5.3.2.3 出口边界条件

喷管出口为超声速流动，无需解析边界条件，数值边界条件采用一阶外推。

5.4 数值计算结果分析

5.4.1 燃气发生器燃烧室流场分析

根据前面介绍的数值计算方法，在设计工况下对氧气/Lf80 燃气发生器进行了数值计算，计算结果及分析如下。

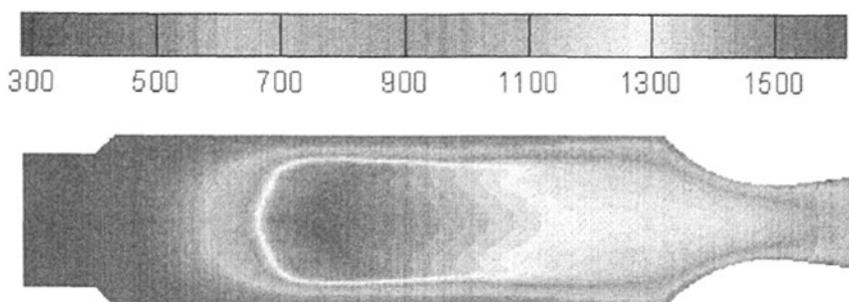


图 5.1 燃烧室温度分布

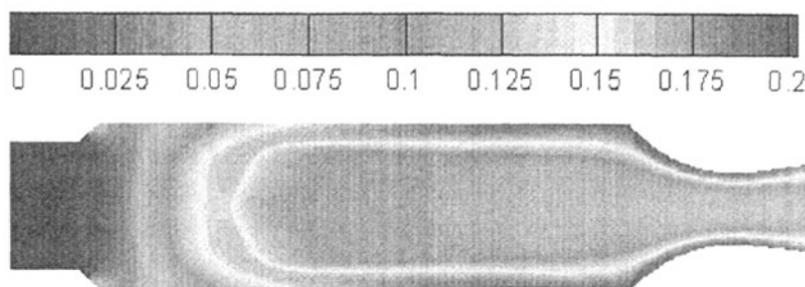


图 5.2 燃料蒸汽浓度分布

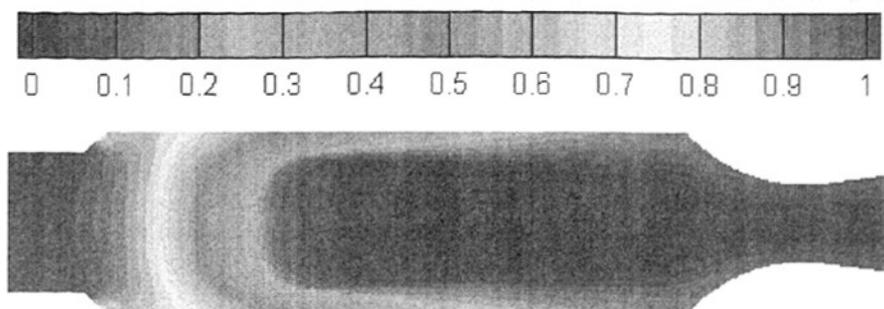


图 5.3 氧气浓度分布

图 5.1 给出了燃气发生器燃烧室内温度分布。由图 5.1 可以看到，由于氧气的高速流动与液体燃料的喷注，燃气发生器燃烧室前部温度较低。在距离喷注面板较远的位置，随着燃料的蒸发，氧气与燃料浓度合适，混合性能较好，反应速率增加，燃烧放出大量热量，燃烧室内出现相对高温区。沿流动方向，由于水的持续蒸发吸热，燃烧室温度逐渐降低。

由计算结果可以发现，与典型的液体火箭发动机相同，燃烧室前部由于液体推进剂蒸发吸热，温度较低，随着液体推进剂的蒸发和推进剂蒸汽之间的混合与反应，在燃烧室内一定位置产生高温区，但文中燃气发生器燃烧室温度分布又有自己的特点，其总体温度较低，在距离喷注面板一定距离产生高温区后，沿流动方向，燃烧室温度又逐渐降低，这主要是因为，液体火箭发动机燃烧室温度高，液滴很快蒸发，在燃烧室后部温度几乎不变或略有升高，而燃气发生器燃烧室内温度低，液滴蒸发需要更长的时间和行程。从图 5.1 可以发现，燃料中水的蒸发吸热对降低燃烧室温度起到了很大作用，通过将水直接喷入燃烧室来控制燃气温度的方案是切实可行的，燃烧室喷注面板和壁面处温度较低，燃烧室不需要特别的热防护措施，这有助于简化燃气发生器的结构。

图 5.2 和图 5.3 是燃烧室内燃料蒸汽与氧气浓度分布图。由图 5.2 和 5.3 可以看出，在燃烧室前部，随着燃料的持续蒸发，燃料蒸汽浓度逐渐升高，而氧气浓度在流动方向上持续降低；随着燃料的蒸发，在距离喷注面板一定的位置，形成了燃料蒸汽与氧气的混合比合适的区域，化学反应剧烈发生，氧气与燃料蒸汽浓度迅速下降，形成了图 5.1 中的相对高温区。由于燃气发生器采用富燃燃烧方案，经过充分反应，氧气基本消耗完毕，而燃料有剩余，尤其是在壁面附近，由于温度较低，化学反应速率较低，燃料蒸汽浓度较高。

图 5.4 和图 5.5 是燃烧室内二氧化碳和水的浓度分布图。可以看出，在燃烧室前部，由于温度较低，化学反应和蒸发作用微弱，二氧化碳与水蒸汽浓度较低；

在燃烧室中部，随着化学反应的发生，氧气与燃料蒸汽基本消耗完毕，生成了大量的二氧化碳和水，因此二氧化碳和水的浓度急剧增加；在燃烧室中后部，水蒸汽和二氧化碳占据了燃烧室内绝大部分空间。

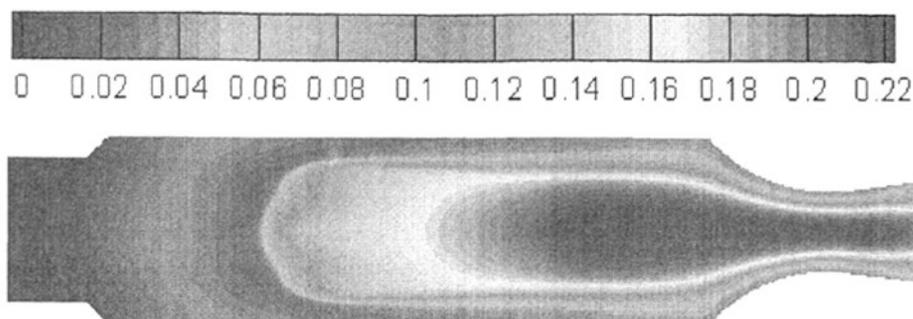


图 5.4 二氧化碳浓度分布

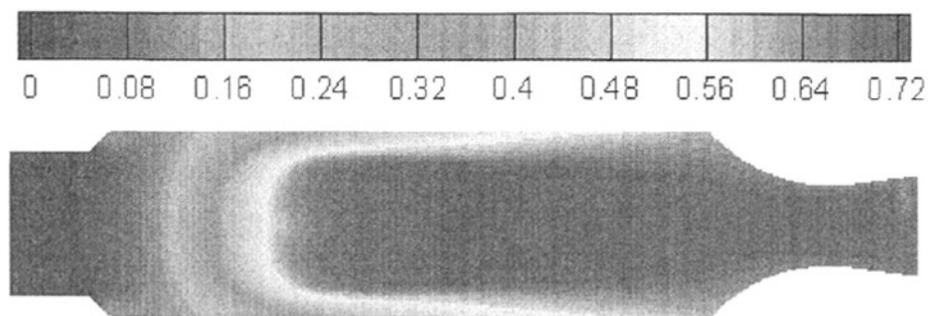


图 5.5 水蒸汽浓度分布

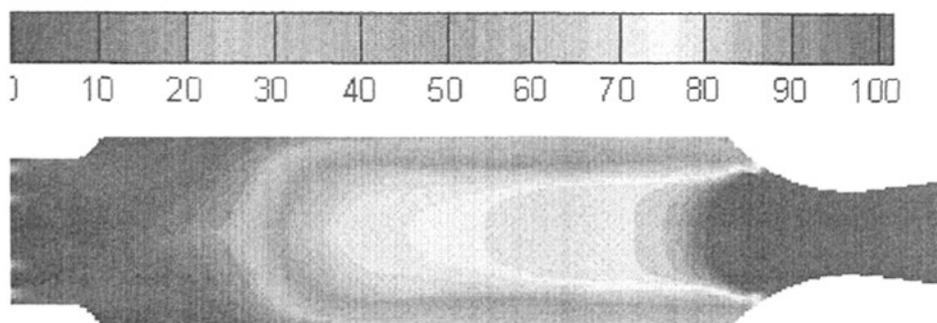


图 5.6 燃气发生器燃烧室内速度分布

通过对各组分场的分析认为，化学反应速率较快，燃烧室内推进剂反应比较

充分，而部分液滴蒸发不完全，燃烧效率不高主要是液滴蒸发不完全引起的，因为液滴的蒸发对推进剂组元之间的混合与反应有制约作用，液滴蒸发较慢，使得整个燃烧过程只能以较慢的速率进行。在试验中也发现，当燃烧效率不高时，喷管出口气体含有大量白雾，说明在燃烧室内液滴蒸发不完全，当燃烧效率较高，喷管出口气体基本透明。

综上，文中燃气发生器燃烧室内流场和燃烧过程的主要特点是：燃烧强度不高，整个燃烧室内温度较低，液滴蒸发速率低。

5.4.2 扰流环的安装对燃烧室流场的影响

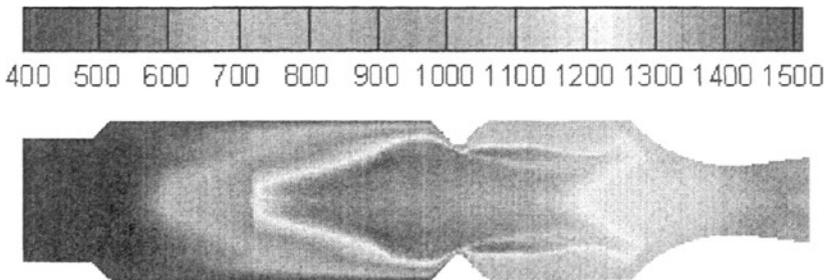


图 5.7 扰流环对燃烧室温度场的影响

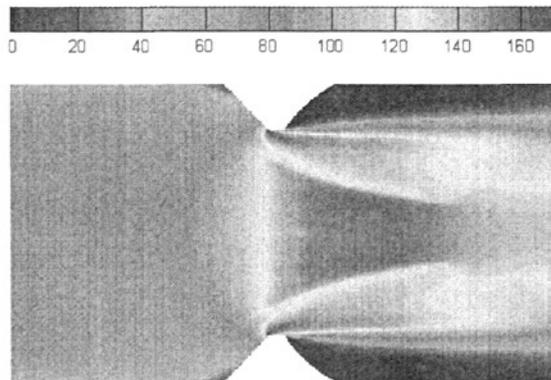


图 5.8 扰流环对速度场的影响

在氧气/Lf80 燃气发生器设计工况下，对 1#扰流环安装于位置 4 进行了数值模拟，计算结果及分析如下。

图 5.7 给出了安装扰流环后燃烧室内温度温度，由图可见，燃气流经安装在位置 4 的扰流环后，流场温度分布的均匀性迅速得到了改善，在喷管出口处，温度均匀。

图 5.8 给出了扰流环前后速度场的分布。由图可见，经过扰流环后，速度场发生了剧烈变化，主流中，燃气速度急剧增加，而扰流环后形成了一个如图 5.9 所示的低速回流区。

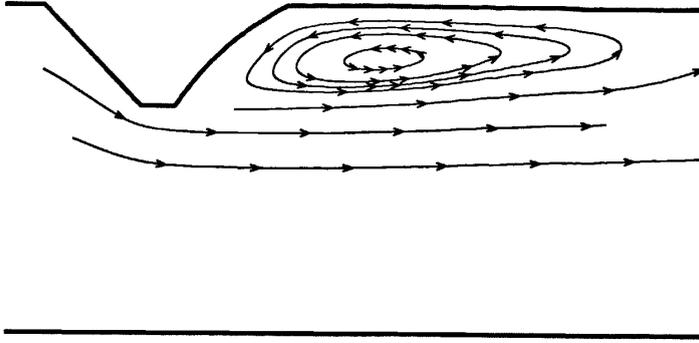


图 5.9 扰流环后回流区

第四章中试验结果表明，扰流环的存在对燃烧过程有很大影响，可以显著提高燃烧效率和燃烧稳定性。由图 5.8 和 5.9 分析认为，在燃烧室内安装扰流环可以提高燃烧效率是因为：扰流环强迫气流转向，通过扰动增加了燃烧室内气体的湍流度，促进了推进剂之间的混合，促使没有完全反应的氧气与燃料蒸汽进一步反应，从而提高了燃烧效率。

燃烧效率与扰流环的位置密切相关是因为：扰流环的扰动效果与气流速度密切相关，气流速度越大，扰动效果越明显。图 5.6 给出了在设计工况下，未安装扰流环时燃烧室内速度分布，由图可以看出，由于燃烧室内高温区靠近燃烧室中部，燃烧室内气体流速在燃烧室中部明显增加，故当扰流环安装在燃烧室中后部时，对气流的扰动作用明显增强，燃烧效率显著提高。显然，扰流环并非安装越靠后，对提高燃烧效率越有效。因为，燃气发生器燃烧室内温度低，化学反应和液滴蒸发速率较低，燃气经扰动后进一步蒸发与反应需要一定时间，扰流环安装太靠近喷管入口对燃烧效率的提高并无太大帮助。扰流环的最佳安装位置在燃烧室中部，而且扰流环应该具有一定的尺寸，以增强扰动效果。

结合试验与计算结果，分析认为，扰流环增强火焰稳定能力的原因有两个。一是通过增加燃气湍流度，促进了燃气之间的掺混，改善了燃气的均匀性，提高了化学反应和液滴蒸发速率，进而提高了火焰传播速度，从而增强了火焰稳定能力；二是在扰流环后形成了低速回流区，在低速回流区内，气体流速明显降低，满足火焰稳定需要的条件。通过这两方面因素的共同作用增强了火焰的稳定能力。

5.5 小结

本章介绍了气液两相流燃烧数值计算中的基本假设、控制方程、物理模型以及数值计算方法，定解条件。从质量守恒、动量守恒和能量守恒三大定律出发，建立起湍流两相多组分化学反应流动的控制方程组，包括气相控制方程组和液相控制方程组，相间耦合由气/液相互作用项来描述。采用欧拉坐标系来描述气相方程，采用拉格朗日坐标系下的粒子轨道方法来模拟跟踪液滴的运动。

通过数值计算，证实了文中燃气发生器燃烧室内总体温度较低，分布较为均匀；说明燃料中水的蒸发吸热对降低燃烧室温度起到了很大作用，通过在燃料中加入水来控制燃烧室温度的方案是切实可行的；燃烧室不需要特别的热防护措施，这有助于简化燃气发生器的结构。

在文中燃气发生器的燃烧过程中，推进剂反应充分。液滴蒸发过程对燃烧效率影响很大，提高燃烧效率的主要方向是提高液滴的蒸发速率，改善和促进液滴的蒸发。

通过本章的研究，加深了对燃气发生器燃烧过程与特点的认识与理解；分析了扰流环的存在对燃气发生器燃烧过程的影响；研究结果加深了对燃气发生器内部工程过程的理解与认识。

第六章 结 束 语

燃气发生器是引射系统的重要组成部分。文中的燃气发生器热防护结构简单，推进剂无毒、廉价、安全，不需要专门的冷却措施和结构，系统结构简单。由于燃料中含有水，在降低燃烧室温度的同时，也使得液滴蒸发速率、火焰传播速度和化学反应速率降低，导致燃气发生器点火困难和燃烧效率不高，因此提高燃气发生器的点火和燃烧性能是其研究的重点和难点，也是本文的主要工作。

本文采用试验、数值仿真和理论分析等方法，深入研究了影响燃气发生器点火与燃烧性能的因素及其规律，得到了提高其点火与燃烧性能的方法与措施。研究结果加深了对燃气发生器内部工程过程的理解与认识，对提高该类燃气发生器的设计水平有重要意义。

本文的主要内容和结论如下：

1. 通过理论分析和大量热试验对燃气发生器的点火特性进行了研究，结果表明：
 - A. 点火温度是影响火炬点火器点火能力的决定性因素；提高点火温度或火炬点火器流量均可以提高火炬点火器点火能力；与增加流量相比，通过提高点火温度来增加点火能量更有效。
 - B. 对于氧气/Lf80 燃气发生器而言，由于其主要工作在设计工况附近，影响其点火性能的主要是火炬点火器的工况参数和燃料含水量，采用合适的点火策略可以保证燃气发生器非常高的点火可靠性。
 - C. 空气/Lf80-01 燃气发生器点火相当困难，主要原因是空气含氧量低，导致燃气发生器燃烧室内气体流速过大，火焰难以稳定；提高其点火性能的关键是提高火焰的稳定能力；研究表明，燃气发生器的点火性能与喷嘴形式、空气流量和火焰稳定器等因素密切相关，通过选择合理的工况参数和雾化性能良好的喷嘴，配合以安装在合适位置的火焰稳定器，可以保证燃气发生器的成功点火。
2. 通过试验和数值模拟研究了各种因素对燃气发生器燃烧性能的影响及其规律。结果表明：
 - A. 燃气发生器燃烧室的总体温度较低，分布较为均匀；说明燃料中水的蒸发吸热对降低燃烧室温度起到了很大作用，通过在燃料中加入水来控制燃烧室温度的方案是切实可行的；
 - B. 液滴蒸发过程对燃烧效率影响很大，提高燃烧效率的主要方向是提高液滴的蒸发速率；

C. 通过降低燃料含水量、提高燃料喷注压降、增加喷嘴数量和在内燃烧室内安装扰流环均显著提高了燃气发生器的燃烧效率，其中，在燃烧室内安装扰流环还可以提高燃气发生器的燃烧稳定性。

3. 通过本文的研究，对燃气发生器点火特性和内部燃烧过程有了更深刻的认识；加深了对影响燃气发生器点火特性和燃烧性能的各种因素的理解与认识；得到了提高燃气发生器点火可靠性和燃烧性能的方法与措施。在实际的应用中，可以优化燃气发生器的结构，缩短研制周期，降低成本。研究结果对今后燃气发生器的使用和优化设计有重要参考与指导意义。

今后的工作可以从以下几个方面开展：

1. 测量喷嘴的雾化效果

通过冷试，测量喷嘴的雾化效果，建立喷嘴雾化性能与喷嘴压降、喷嘴数目等影响因素的关系；结合文中的试验结果，可以建立雾化性能与燃烧效率更直接、更深刻的关系；还可以为数值模拟提供准确的喷雾边界条件。

2. 深入研究在燃气发生器燃烧室较低的温度与压力条件下，液滴的蒸发规律液滴的蒸发对燃气发生器燃烧效率有重要影响，通过对液滴蒸发规律的研究，可以更加深刻地认识与理解燃气发生器内部燃烧过程。

3. 开窗观测

今后的研究中，可以结合光学测量等手段，对燃烧室内的流场进行研究，以加深对燃气发生器工作过程的认识。

致 谢

两年半的硕士研究生阶段的学习就要结束了，值此论文完成之际，向所有帮助过我的师长、同学致以诚挚的谢意。

首先要衷心感谢我的导师王振国教授，王老师思维敏锐，学识渊博，治学严谨，分析问题鞭辟入里，讲解问题深入浅出。尽管承担着繁重的科研与行政管理事务，王老师仍然坚持在课题组会议上，就科研方法和方向给予我们指导，鼓励我们要勇于创新，善于发现问题，及时总结阶段成果，多发表高水平论文。王老师勤奋踏实的工作态度无时无刻不激励着我在今后的科研道路上更加努力。

特别感谢李清廉副教授自本科毕业设计以来三年的悉心指导，回顾自己几年来的点滴进步，无不伴随着李老师的辛勤劳动与付出。李老师不仅学识渊博，经验丰富，而且工作热情饱满，但给我触动最深的还是他积极向上的生活态度，乐观豁达的心态。李老师尽管承担着繁忙的科研、教学任务，但每当我的论文工作遇到困难时，他总是于百忙之中抽出时间，耐心、细致地帮我分析问题，寻找解决问题的方法。李老师注重培养学生的独立思考能力，鼓励学生提出自己的见解和思路，从我确定论文研究内容开始，李老师就督促我深入思考论文的研究内容、方法、重点与难点，要求我制定详细的论文提纲和工作计划，使我少走了不少弯路。李老师指导学生时既有耐心，又要求严格，记得我的第一份工程图，在李老师的要求与指导下修改了七遍，在这个过程中，我学会的不仅仅是作图的技巧与方法，更重要的是对待工作的态度，这使我受益匪浅。李老师十分注重培养和锻炼学生的动手能力，在短短一年的时间内，我的理论知识水平、作图和试验能力得到了很大提高，在此期间，我发现、分析、解决和总结问题的能力得到了很大锻炼，为我今后的学习与工作打下了良好的基础。

感谢周进教授，周老师认真负责的工作态度和平易近人的工作作风给我留下了深刻的印象，他鼓励课题组内进行经常性的学术交流，为我们的学习与工作营造了良好的氛围。

感谢刘卫东教授，刘老师学识渊博，在学术问题上见解独到而深刻，同时有着丰富的工程实践经验。感谢刘老师在论文试验期间就试验方法等给予的具体指导。

感谢梁剑寒老师、徐万武老师、沈赤兵老师在论文试验期间就试验方法、试验结果分析、论文研究思路所给予的大力帮助与指导。

感谢课题组其它老师在论文开题和中期审查过程中给予的十分中肯的指导意见。

感谢陈晖老师、谢伦娅老师在试验采集系统的安装、调试及试验测量保障方

面给予的大力支持与帮助。

感谢范师傅、刘师傅、蒋师傅、胡师傅、张师傅在试验系统维护、试验条件保障等方面给予的支持和帮助。尤其是范晓滨师傅，参与了论文试验的全过程，他丰富而全面的技能为论文试验工作提供了莫大的帮助，保证了论文试验的顺利、安全完成。

感谢翟振辰师兄、潘余师兄、吴继平师兄、王翼师兄、李庆师兄、晏至辉师兄、07级硕士邓德涛、王宁、江燕平等师兄兄弟们在试验系统搭建、试验件设计和试验过程中给予的指导和帮助。

感谢周伟勇师兄、刘世杰师兄和刘娟师姐在数值模拟和论文撰写过程中给予的指导与帮助。

感谢课题组其它师兄、师姐和师弟在论文试验与撰写期间给予的关心与帮助。

感谢同级的吕辉强、王复杰、席文雄、韩旭、谢泽华、李鹏冲、张顺平、谢泽华、李鹏冲、于江飞、何继宏等同学。难忘在外场试验时互相帮助、共同讨论的时光。

感谢一起生活了多年的曹渊、李志豪、陈立辉、陈博、向阳、万雨君、丁国昊、白显宗、贺鹏博、姜志杰、张元文、王小宙、王龙、许军校、谢道成等战友，我们共同营造了良好的学习和生活氛围；经常一起运动，丰富了课余生活。

感谢各级领导和队干部，是他们的理解和支持为我们提供了良好的学习和工作环境。

感谢我的父母、姐姐、姐夫和弟弟。正是亲人在远方的默默支持才使得我能够在这里安心学习，他们的殷切期望是我前进的不竭动力。

钟 斌

2008年11月8日

参考文献

- [1] Josef S, et al. Tactical high energy laser. The SPIE Proceedings on Laser and Beam Control Technologies, Volume 4632, January 21, 2002.
- [2] D. K. McGrath, T. J. Kirschner, et al. Mars Pathfinder Airbag Gas Generator Development., the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1998
- [3] Andrews E H. Scramjet Development and Resting in the United States. AIAA 2001-1927.
- [4] Stechman R C, Allen R C, History Of Ramjet Propulsion Development At The Marquardt Company-1944 to 1970.[C], AIAA 2005-3538
- [5] 李文杰, 美国海军研制冲压发动机的历程. 飞航导弹[J], 2002. (10): 47-54,59
- [6] Waltrup P J, White M E, Zarlingo F, et al., History of US Navy ramjet, scramjet, and mixed-cycle propulsion development. Journal Of Propulsion And Power[J], 2002. 18(1): 14-27
- [7] Wilson R, Limage C, Hewitt P, The Evolution of Ramjet Missile Propulsion in the U.S. and Where we are Headed[C], AIAA 96-3148
- [8] 郑日恒, 邱新宇, 冲压发动机在法国的研究与应用. 飞航导弹[J], 1991. (2): 30-36
- [9] Murthy S N B, Curran E T. High-speed flight propulsion systems[J]. Volume 137. Progress in astronautics and aeronautics, AIAA 1991.
- [10] Yatsuyanagi N, Chinzei N, Mitani T, et al., RAMJET ENGINE TEST FACILITY (RJTF) IN NAL-KRC, JAPAN[C], AIAA 98-1511
- [11] FALEMPIN F, RamjetBramjet Technology - French Capabilities[C], AIAA 99-2377
- [12] Falempin F, Levine V, Avrashkov V, et al., French-Russian Partnership on Hypersonic Wide Range Ramjets : status in 1998[C], AIAA 98-1545
- [13] 郑日恒, 法国冲压发动机研究进展. 航天制造技术[J], 2006. (2): 6-10,22
- [14] 丛敏, 俄罗斯试射高超声速导弹. 飞航导弹[J], 2004. (9): 24-24
- [15] Kim C K, Yu S T J, Zhang Z C, Cavity flow in scramjet engine by space-time conservation and solution element method. Aiaa Journal[J], 2004. 42(5): 912-919

-
- [16] 刘兴洲, 冲压发动机的发展和应用. 中国航天[J], 1993. (3): 34-37
- [17] 龙玉珍. 高超音速巡航导弹用超燃冲压发动机特点与设计方案[J]. 飞航导弹, 1997(8): 29~37.
- [18] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion[J]. Volume 189. Progress in astronautics and aeronautics, AIAA 2002.
- [19] Andrews E H. Scramjet Development and testing in the United States[R]. AIAA 2001-1927.
- [20] Matthew N Y, Stephen IdemAn. Experimental investigation of cold air-to-air ejectors[J]. AIAA 2005-4281.
- [21] Nagaoka H, Suzuki S. Ejector coil employing coanda effect[R]. AIAA 2005-5168.
- [22] Lanchao Lin, Ponnappant R. Two-phase high capacity spray cooling loop-nozzle orientation effects and performance results[R]. AIAA 2005-5733.
- [23] Singhal G, Rajesh R et al. Two-stage ejector based pressure recovery system for small scale SCOIL[R]. AIAA 2005-5171.
- [24] P.W. Gloyer, W.H. Knuth and R.A. Crawford. Oxygen Rich Gas Generator Design and Performance Analysis[J]. AIAA 1993-2159.
- [25] Kwon Su Jeon, Jae-Woo Leet, Changjin Lee. Optimal Gas Generator Design for the Liquid Rocket Engine [J]. AIAA 2004-0032.
- [26] Kim S, Trinh H P. Design study of an advanced gas generator which can be ignited during start-up period of turbine engines[R]. AIAA 1993-2158.
- [27] Kwon S T, Lee C, Jae W L. Development of fuel rich gas generator for 10 tonf liquid rocket engine[R]. AIAA 2004-3363.
- [28] Dennis H J, Sanders T. NASA Fastrac Engine Gas Generator Component Test Program and Results[R], AIAA 2000-3401.
- [29] 赵世平, 李江, 何国强, 刘佩进, 蔡体敏. 固体燃气发生器动力模拟水下发射试验研究[J]. 固体火箭技术, 29(1), 2006.2.
- [30] 李悦, 周儒荣. 燃气发生器喷喉面积对导弹发射动力的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 36(3), 2004.6.
- [31] Nobuo TSUJIKADO, Atsushi ISHIHARA. An experimental study of hybrid/liquid rocket engine applied rocket grade hydrogen peroxide. AIAA 2004-3825.
-

-
-
- [32] Troy Dupuis and Tim Knowles. Oxygen Rich Hybrid Gas Generator. AIAA 2006-4673.
- [33] Gary K. Lund, Wm. David Starrett and Kent C. Jensen. Development and Lab-Scale Testing of a Gas Generator Hybrid Fuel in Support of the Hydrogen Peroxide Hybrid Upper Stage Program. AIAA 2001-3244.
- [34] 毛成立, 李葆萱, 李逢春, 胡松启, 王英红. 燃气发生器流量调节方案的比较. 固体火箭技术. 2000, 23(4).
- [35] 才满瑞. 运载火箭发动机技术的最新进展. 中国航天. 2003(8).
- [36] Paul Y. Kim, Annik Majamaki, Charles Papesh, Darrick Schneider, Matt Thomson and Vladimir D. Weinstock. Design and Development Testing of the TR108 – a 30Klbf-Thrust-Class Hydrogen Peroxide / Hydrocarbon Pump-Fed Engine. AIAA 2005-3566.
- [37] John C. Whitehead. HYDROGEN PEROXIDE GAS GENERATOR CYCLE WITH A RECIPROCATING PUMP. AIAA 2002-3702.
- [38] Seongmin Rang. Hydrogen Peroxide Gas Generator with Dual Catalytic Bed for Non-preheating Start-up. AIAA 2006-4548.
- [39] Hyuckmo Kwon. Study of Catalytic Decomposition for Hydrogen Peroxide Gas Generator. AIAA 2005-4485.
- [40] John C. Whitehead. Thermal Performance of a Reciprocating Pump. AIAA 2006-4692.
- [41] Mark Ventura. Novel Concepts for an Advanced Non-Toxic Gas Generator. AIAA 2006-4547.
- [42] 林革, 凌前程, 李福云. 过氧化氢推力室技术研究. 火箭推进. 2005, 31(3).
- [43] Mark Ventura, Eric Wernimont, Jim Dillard. Hydrogen Peroxide – Optimal for Turbomachinery and Power Applications. AIAA 2007-5537.
- [44] Shwartz D J. Tactical high energy laser[R]. SPIE 4632(10-20), 2002.
- [45] Kevin Lohner, Jonny Dyer, Eric Doran, Zachary Dunn, Brian Krieger, Valentin Decker, Eric Wooley, Andy Sadhwani, Brian Cantwell and Thomas Kenny. Design and Development of a Sub-Scale Nitrous Oxide Monopropellant Gas Generator. AIAA 2007-5463.
- [46] 刘盛田, 胡兴伟, 巴俊州. N₂O / C₂H₅OH 单喷嘴燃气发生器研究[J]. 舰船防化. No2, 2007.

-
-
- [47] 刘盛田,柳琪,胡兴伟.等 N20 / H2 富燃火炬式点火器研究.舰船防化.No12007.
- [48] 刘朋,张平,周源泉.某燃气发生器壳体的结构可靠性分析与评估[J].推进技术.22(5),2001.10.
- [49] 闫璞,王敏庆,盛美萍.燃烧腔不稳定燃烧的有限元数值分析[J].噪声与振动控制.2005.8.
- [50] Fournet A, Lonchard J M. Thomas J L. Technological demonstration for Low Cost Gas Generator. AIAA2004-4006.
- [51] Nguyen H. Flow/thermal analysis of X-34 orbital stage gas generator design[R].AIAA 1996-3226.
- [52] Changjin Lee and Jungmin Yu.Prediction of Non-Equilibrium Kinetics of Fuel-rich Kerosene/LOX Combustion in Gas Generator.AIAA 2007-574.
- [53] 王振国,周进,鄢小清.预燃室内气氢气氧射流燃烧过程数值分析[J].国防科技大学学报,1996
- [54] 刘卫东,王振国,周进.液氢/液氧火箭发动机喷雾燃烧过程三维数值模拟[J].推进技术.20(1),1999.2.
- [55] 聂万胜,庄逢辰.喷雾特性对液体火箭发动机燃烧稳定性的影响[J].推进技术.21(3),2000.6.
- [56] 苗淼,王文杰.某燃气发生器地面台架试车性能分析[J].航空动力学报.21(1).2006.2.
- [57] Jinhan Kim, Soon-Sam Hong, Eun-Hwan Jeong, Chang-Ho Choi, and Seong-Min Jeon.Development of a Turbopump for a 30 Ton Class Engine.AIAA 2007-5516.
- [58] Henry J. Dennis, Jr. and Tim Sanders. NASA Fastrac Engine Gas Generator Component Test Program and Results [J]. AIAA 2000-3401.
- [59] Mah C S. Evaluating the operational limits of a gas generator. AIAA 2001-3990.
- [60] 肖锋.过氧化氢自燃点火器的试验研究[D].国防科技大学,2005,11.
- [61] 陈建华,李龙飞,周立新,孙宏明.液氧/煤油补燃火箭发动机整流栅应用研究.火箭推进.2007,33(2).
- [62] 童晓艳,蔡国飙,尘军,王珏.燃气发生器身部多学科设计优化.北京航空航天大学学报[J].32(10),2006.10.
-

-
-
- [63] Guobiao Cai, Xiaoyan Tong, Yuntao Zheng and Jie Fang. Generic Optimization of System Parameters for Liquid Rocket Engine with Gas Generator Cycle. AIAA 2005-3743.
- [64] Huzel K D, Huang H D. Modern engineering for design of liquid propellant rocket engine[J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 147: 155-218.
- [65] Morgan D, Beichel R. Stoichiometric gas generator—a strategic departure[R]. AIAA 1991-2584.
- [66] 田章福. 低浓度酒精/过氧化氢燃气发生器喷雾燃烧过程研究[D]. 国防科技大学, 2007.4.
- [67] 周伟勇. 低浓度酒精燃气发生器燃烧性能试验与仿真研究[D]. 国防科技大学, 2007.11
- [68] 冯喜平, 何洪庆, 葛李虎. 预燃室三维湍流和燃烧过程的数值模拟(I). 计算模型和方法. 推进技术[J]. 23(2), 2002.4.
- [69] 冯喜平, 何洪庆, 葛李虎. 预燃室三维湍流和燃烧过程的数值模拟(II). 计算模型和方法. 推进技术[J]. 23(3), 2002.6.
- [70] 韩俊峰, 液氧/煤油发动机涡轮吹风用燃气发生器设计[D], 西北工业大学. 2003.4.
- [71] 曹再勇, 蔡体敏, 谭永华. 富氧燃气发生器三维燃烧流场的数值模拟. 西北工业大学学报. Vol 23 No.5. 2005, 10.
- [72] D.K. 休泽尔等著, 朱宁昌等译. 液体火箭发动机现代工程设计. 中国宇航出版社. 2003.11.
- [73] Dietrich Haeseler, Chris Madingand Dieter Preclik. LOX-Kerosene Oxidizer-Rich Gas-Generator and Main Combustion Chambers Subscale Testing. AIAA 2006-5197.
- [74] 傅维标, 卫景彬. 燃烧物理学基础[M]. 机械工业出版社, 1984: 61.
- [75] 田章福, 陶玉静, 苏凌宇, 周进. 多组分液滴蒸发过程的理论模型及试验研究. 推进技术. 2006, 27(6).
- [76] 严传俊, 范玮. 燃烧学[M]. 西北工业大学出版社, 2005.8
- [77] 孙纪国, 王珏. 高混合比火炬式电点火器试验研究[J]. 推进技术. 2000.2: 44-46
- [78] 俞南嘉, 张国周, 刘红军, 吕奇伟, 何伟锋, 马彬. 氢气谐振点火器和气氧

-
- /煤油火炬点火器研究[J]. 推进技术. 2003.12: 553-556.
- [79] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用. 国防科技大学出版社, 1995.7.
- [80] Kushari A, Neumeier Y and Zinn B T. A theoretical investigation of the performance of a internally mixed liquid atomizer, AIAA 2000-1021.
- [81] 顾善建, 范全林. 气泡喷嘴下游雾化与流场特性的研究. 燃烧科学与技术. 1996: 2(4).
- [82] Zaller M and Klem M D. Coaxial injector spray characterization using water/air as simulants. NASA TM-105322, 1991.11.
- [83] 孙纪国. 氢氧同轴式喷嘴燃烧性能试验研究. 火箭推进. 2005, 31(3).
- [84] 加洪等著[前苏联], 任汉芬、颜子初等译. 液体火箭发动机结构设计. 北京: 宇航出版社, 1992, 9.
- [85] 崔文. 火炬点火器数值仿真和试验[D]. 硕士学位论文, 国防科技大学研究生院, 2004.11: 38.
- [86] 张中钦, 庄逢辰. 火箭发动机原理[M]. 宇航出版社, 1993.
- [87] 黄兵, 张楠. 液体火箭发动机初始雾化液滴分布预测[J]. 火箭推进. 2007, 33(2).
- [88] 刘观伟, 王顺森, 毛靖儒, 韩超. 小流量离心式喷嘴雾化特性的实验研究[J]. 燃气轮机技术. 2007, 20(1).
- [89] Falk A Y. Coaxial Spray Atomization in accelerating gas stream. Final Rept. NASA CR-134825, June 1975.
- [90] Zaller M and Klem M D. Coaxial injector spray characterization using water/air as simulants. NASA TM-105322, 1991.11.
- [91] Burick R J. Atomization and mixing of Gas/Liquid coaxial injectors. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.9, No.5, 1972.
- [92] Sankar S V and Brena de la Rossa, et al. Liquid atomization by coaxial rocket injectors. AIAA Paper 91-0691.
- [93] Yang V, Anderson W E. Liquid Rocket Engine Combustion Instability[M]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995.169.
- [94] 孙纪国, 庄逢辰, 王珏. 缩进深度对同轴式喷嘴流量特性的影响[J]. 推进技术. 2003, 24(5).

-
-
- [95] 休泽尔等著(美).朱宁昌等译.液体火箭发动机现代工程设计[M].中国宇航出版社.2003.11.
- [96] 银仁亮,周进,张中光.加扰流环双组元 LAE 的流场数值仿真[J].上海航天.2004, (6).
- [97] 银仁亮,周进,张中光.双组元液体远地点火箭发动机扰流环的设计方法研究[J].火箭推进.2004, 30(1).
- [98] 刘昌国,张中光,韩宏印,汪允武,孙得川.高比冲双组元液体远地点火箭发动机研究[J].上海航天.2003(4).
- [99] Narusawa U, Springer G S. Measurement of evaporation rates of water. J.Coll, Interf.Sci, Vol.50(2):pp.392-395, 1975.
- [100] LeClair B P and Hamielec A E. A theoretical and experimental study of the internal circulation in water drops falling at terminal velocity in air. J.of The Atmospheric Sciences, Vol., 29, pp., 728-740, 1972.
- [101] Abramzpn B and Sirignano W A. Droplet vaporization model for spray combustion calculation. Vol.32 (9): pp.1605-1618, 1989.
- [102] Miller R S. Effects of non-reacting solid particle and liquid droplet loading on an exothermic reacting mixing layer. Phys., Fluids 13, 3303-3320, 2001.
- [103] ANSARI A. Direct numerical simulation of turbulent mixing layers[J]. AIAA Paper, 1995, AIAA-95-2249
- [104] 王承尧,王正华,杨晓辉.计算流体力学及其并行算法.长沙:国防科技大学出版社,2000,2.
- [105] S. V. 帕坦卡(美).郭宽良译,葛新石校.传热和流体流动的数值方法.安徽科学技术出版社,1984.

作者在学期间取得的学术成果

- [1] 钟战, 李清廉, 王振国. 采用火炬点火方式的燃气发生器点火性能试验研究, 2008 年度湖南省宇航学会推进技术专业委员会学术年会, 2008 年 11 月.