

三组元火箭发动机推力室试验研究

沈赤兵, 李清廉, 罗世彬, 周 进, 王振国
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 通过冷试研究了多种喷嘴的特性, 总结了工作参数和结构参数对喷嘴性能的影响规律; 进行了大量三组元推力室双工况热试, 研究了不同工作参数和结构参数对三组元推力室燃烧性能的影响; 利用旁通阀方案和液氧可调汽蚀文氏管方案分别成功进行了三组元工况与两组元工况的模态转换试验, 实现了大范围工况调节; 对三组元推力室内部燃烧和传热过程进行了数值仿真, 考察了推力室冷却方案的可行性。

关键词: 三组元火箭发动机; 仿真; 喷注器; 冷试; 热试; 燃烧稳定性

中图分类号: V439.9

文献标识码: A

文章编号: (2006) 05-0001-06

Experimental research on the thrust chamber of tripropellant rocket engine

Shen Chibing, Li Qinglian, Luo Shibin, Zhou Jin, Wang Zhenguo
(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The research group has devoted itself to tackle key technologies of the thrust chamber of Tripropellant Rocket Engine (TRE) with $\text{LO}_2/\text{Kerosene}/\text{GH}_2$ for many years. The optimization design scheme of sub-orbiter was obtained by use of optimizing the main design parameters of TRE and optimization algorithm. The effects of work and structure parameters on the injectors' performance were summarized on the basis of the cold-flow test study on many kinds of injectors. The effects of work and structure parameters on the combustion performance of Tripropellant Chamber (TC) were studied by many times of hot-fire tests of TC operating in dual mode. The mode-transition process between tripropellant mode and bipropellant mode was successfully accomplished by means of two kinds of supply system schemes, such as scheme of bypass valves and scheme of controllable cavitating Venturi with LO_2 . Moreover, regulating operating condition under the wide range was realized. The feasibility of scheme of cooling TC was investigated by numerical simulation of combustion process and heat-transfer process of TC.

Key words: tripropellant rocket engine; simulation; injector; cold-flow test; hot-fire test; combustion stability

收稿日期: 2006-05-11; 修回日期: 2006-07-14。基金资助: 国家“863”基金; 项目编号: 203AA722011。

作者简介: 沈赤兵 (1968—), 男, 副教授, 博士, 研究领域为先进火箭推进技术与工程。

万方数据

1 引言

自1971年Robert Salked提出混合推进原理以来,国际范围内广泛开展了三组元火箭发动机的研究,美国、俄罗斯、中国、日本等国分别从概念分析、系统比较、方案设计、关键技术攻关及演示验证技术等不同角度进行了深入探索,在多个方面取得了重要进展。本专业组多年来致力于液氧/煤油/气氢单燃烧室三组元火箭发动机关键技术攻关,围绕喷注器设计方法与性能分析、燃烧室工作过程分析、三组元发动机性能研究等方面开展了大量工作:

(1) 开展了基于三组元火箭发动机的亚轨道飞行器总体方案研究。

(2) 通过冷态试验比较研究了多种喷嘴的雾化特性、流量特性及混合特性,总结了喷嘴的性能规律及工作参数、结构参数对性能的影响。对气液同轴式三组元喷嘴进行了比较详细的研究,包括在不同反压下的喷嘴雾化特性试验。

(3) 采用多种喷嘴及喷注器,进行了大量三组元模型发动机双工况热态试验,研究了不同喷嘴结构、不同特征长度、不同氢含量、不同余氧系数和室压对三组元燃烧室燃烧性能的影响。

(4) 利用旁通阀方案和液氧可调汽蚀文氏管

方案分别成功进行了三组元工况与两组元工况的模式转换试验,实现了大范围工况调节。这两种方案均可实现热试工况的准确调节。定量分析了转工况性能,分析了转工况性能的影响因素。

(5) 结合热试结果,分析了三组元燃烧过程的稳定性及其影响因素。

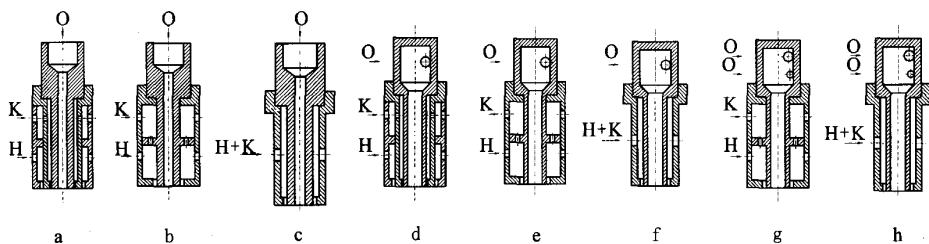
(6) 对三组元发动机内部燃烧过程、推力室的冷却方案进行了数值仿真研究;采用三维计算模型,对三组元火箭发动机的推力室燃烧与再生冷却过程进行了仿真研究,得到三组元燃烧室热流场流动与传热特性,计算了减小氢流量对燃烧和传热的影响。

本文将介绍本项目组在三组元喷嘴冷态试验、三组元推力室热态试验、三组元发动机应用和推力室内部流场数值仿真等方面的研究进展。

2 喷嘴冷态试验研究

2.1 喷嘴结构

为了研制高效、稳定燃烧的三组元火箭发动机,先后设计了包括外混直流式、外混离心式、内混两级离心式在内的8种同轴式液氧/煤油/氢气三组元喷嘴,如图1所示。所有喷嘴均由燃料外喷嘴与氧化剂内喷嘴两部分构成,气氢与煤油进入外喷嘴,液氧进入内喷嘴。



a-外混直流式; b-内混直流式; c-预混直流式; d-外混离心式; e-内混离心式; f-预混离心式;
g-内混两级离心式; h-预混两级离心式; O-液氧; K-煤油; H-氢气

图1 8种三组元喷嘴结构示意图

Fig.1 Structures schematics of 8 types of tripropellant injector elements

采用冷态模拟试验方法对这些喷嘴进行了深入的流量特性、雾化特性及混合特性等方面的对比试验研究。试验系统包括介质贮箱、阀门、压

力表、流量计、两相探针、马尔文测粒仪或PDA分析仪等设备。试验时以空气模拟氢气,以水模拟液氧和煤油。

2.2 雾化特性研究

以 Sauter 平均直径 (SMD) 评价雾化性能, SMD 越小表示雾化质量越好。工作于两组元工况时, 三组元喷嘴实际上起到气液同轴式喷嘴的功能, SMD 随着气体压降及气液比即气体与液体质量流量之比 (ALR) 的增大而减小, 随液体压降的增大而增大。工作于三组元工况时, 喷嘴雾化过程实际上由液体自身雾化与气动雾化共同完成, 气体压降的增加总是减小 SMD, 而液体压降的增加可能使得 SMD 减小, 也可能造成 SMD 增大。采用外混式结构时, 外喷嘴的雾化过程类似于气液同轴式喷嘴雾化; 而对于采用内混式或预混式结构的外喷嘴, SMD 近似由气液比确定。

如前所述, 三组元喷嘴雾化过程中, 液体压降的增大可能起到两种作用, 表明存在两种互相竞争的雾化作用: 液液雾化和气动雾化。当气体流量相对较小时, 液液雾化起到主导作用, 此时液体压降 Δp_{in} 的增加将对喷嘴的雾化起到促进作用, 液体不但是雾化介质, 而且是雾化剂; 当气体流量足够大时, 气动雾化在竞争中占据优势, 此时液体压降 Δp_{in} 的增加其实是增加了雾化介质的流量, 因此会导致雾化质量下降。这种竞争雾化作用在气液同轴两组元喷嘴雾化过程中也存在。

采用高速摄影技术观测了内混式外喷嘴混合腔内的气液混合过程, 发现混合腔内气液两相流主要表现为 3 种流动形态: 均匀气液混合物构成的“水汽”流场, 旋转“漩涡”及快速“摆动液膜”, 如图 2 所示, 分别对应于气泡雾化、气动-射流雾化及液膜雾化 3 种雾化作用。混合腔内还会出现许多中间形态。实际两相流形态及形态转换过程由气液比决定, 试验表明存在两个临界气液比。

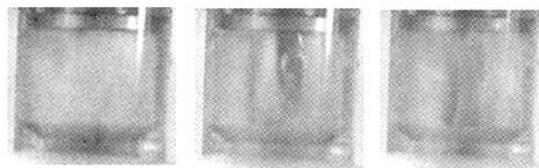
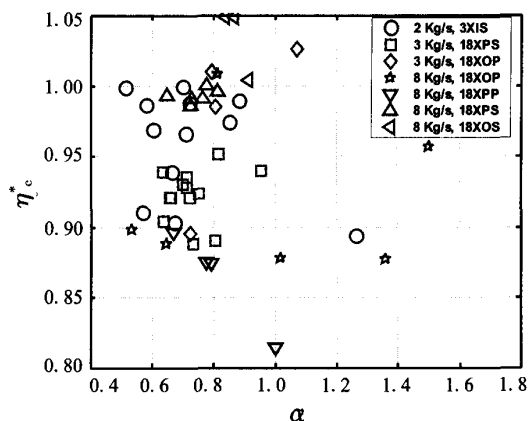


图 2 混合腔内由气液比决定的 3 种主要流动形态
Fig.2 Three main flow shapes in the mixing cavity decided by mass flow rate ratio of gas-to-liquid



IS-内混两级离心; OS-外混离心; PS-预混离心;
OP-外混直流式; PP-预混直流式;
 η^* -燃烧效率; α -余氧系数

图 3 使用多种喷嘴结构时余氧系数的增加
可提高燃烧效率

Fig.3 Augment of excessive oxidizer coefficient leads to the increase of combustion efficiency by use of various types of injector elements

3 三组元推力室热态试验研究

根据喷嘴工作条件设计了多套匹配的三组元发动机推力室。同时, 建立了功能齐全的试验系统及测控系统, 进行了 150 余次三组元双工况热态试验, 掌握了试验系统的工作规律及相应试验技术, 研究了三组元发动机的启动/关机规律、燃烧过程及性能变化规律和转工况过程及性能。

3.1 燃烧性能变化规律

采用 7 种结构的喷嘴进行了大量三组元模型发动机热态比较试验。以燃烧效率为评价指标, 总结了燃烧性能的变化规律。

试验发现氢含量增加总体上促进三组元发动机燃烧效率的提高。但是对一种采用预混离心式喷嘴的发动机, 氢含量增加有抑制燃烧效率提高的趋势。这是由于氢与煤油在输送管路里预先混合形成两相流, 造成煤油速度大为增加, 使得进入燃烧室的煤油液滴与氧的混合效果恶化所致。试验结果统计表明, 存在最佳的余氧系数, 约为 0.8~0.85 之间, 如图 3 所示。可以看到, 小于最佳值时, 余氧系数的增加总体上促进三组元发动机燃烧效率提高。这是因为余氧系数增大引起内喷嘴雾化作用增强, 同时促进了煤油与氧的混

合,改善了燃烧过程。

比较而言,三组元发动机采用外混离心式喷嘴时燃烧效率较高。单喷嘴流量较小时,采用外混直流式喷嘴也产生较高燃烧效率。总地说来,采用离心式内喷嘴能够有效提高燃烧效率,这主要是因为提高了推进剂雾化质量。相比于外混式结构,外喷嘴采用内混式或预混式结构并不能大幅度地提高发动机的燃烧效率。外喷嘴采用预混式结构时,必须保证氢气和煤油的混合位置距离喷注器较近,否则会导致燃烧效率大为下降。研究表明,采用较多喷嘴的喷注器、较大的喷嘴缩进尺寸及较长的燃烧室均有利于提高燃烧效率。

3.2 转工况过程

三组元发动机用于实际飞行器时,将先后工作于三组元及两组元工况。在地面试验中成功实现了工况转换过程。完整的三组元双模式发动机工作过程包括启动、三组元工况稳态、转工况、两组元工况稳态及关机过程,转工况过程可以区分为三组元工况关闭、两组元工况启动及工况衔接3个过程。推荐以下转工况过程性能指标用于评定转工况性能:

- 转工况时间 t_{tr} , $t_{\text{tr}}=t_{\text{tc}}+t_{\text{join}}+t_{\text{to}}$;
- 三组元工况关闭时间 t_{tc} ;
- 两组元工况启动时间 t_{to} ;
- 工况衔接时间 t_{join} ;
- 转工况压差 $\Delta p_{\text{c,nt}}$;
- 转工况速度 ω_{nt} , $\omega_{\text{nt}}=\Delta p_{\text{c,nt}}/t_{\text{tr}}$ 。

试验数据统计结果表明,转工况压差 $\Delta p_{\text{c,nt}}$ 随工况衔接时间 t_{join} 的增长而增加。同时,两种工况之间推进剂总流量 Δm_{tot} 的减小量增大将引起 $\Delta p_{\text{c,nt}}$ 增加。这是因为燃烧室压力正比于推进剂总流量。

应用可调文氏管可实现三组元双工况的切换。这时,需要文氏管在试验过程中移动针锥位置。设计了转工况参数,要求文氏管中途减小喉部面积。试验曲线如图4所示,图中A-dis.ox表示针锥的相对位移量;B- p_{ch} 表示从燃烧室身部测到的燃烧室压力;C- p_{ox} 表示液氧喷前压力;D- p_{h} 表示氢气喷前压力;E- p_{p} 表示煤油喷前压力。应当注意,确定转工况时序时,应当使得液

氧文氏管运行到新位置的时间与煤油阀门关闭及氢阀打开的时间同步。试验表明,可调气蚀文氏管可以成功实现三组元双工况之间的稳定切换。不过,由于文氏管针锥响应速度慢,转工况的过渡曲线有明显的下坡过程,可以通过调整驱动文氏管针锥的步进电机速度解决这个问题。

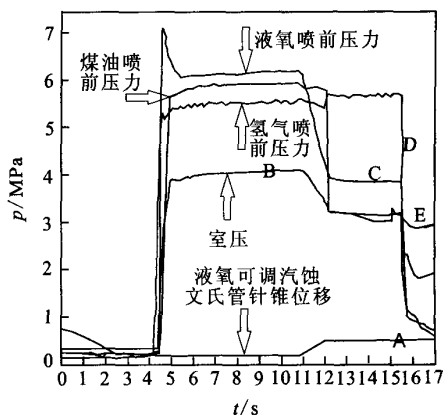


图4 采用可调汽蚀文氏管的典型转工况试验压力曲线

Fig.4 Pressure history of mode-transition process by use of controllable cavitating venturi

3.3 稳定性分析

试验过程中多次观察到频率为160Hz的低频燃烧室压力振荡,此时燃烧室的平均压力降低,表明燃烧效率下降。同时,燃烧室中还存在高频振荡,其频率2kHz对应着燃烧室的声学固有频率。图5表明压力频谱响应的范围很宽,1~6阶纵向振型均受到激发,主要不稳定振型是:一阶纵向振型(2kHz)、一阶切向振型(10kHz)和高阶纵向振型。

试验发现,氢含量的增加对燃烧不稳定产生一定的抑制作用。但比例小于10%时,氢对烃氧燃烧的稳定作用不很明显。另外,氢气并没有从根本上抑制烃氧的燃烧不稳定,即使在氢气的燃料比达到39%,燃烧室中仍然具有相当幅值的切向振荡。

试验表明,内喷嘴缩进后,燃烧变得稳定。减少内喷嘴的切向孔数也使燃烧变得稳定,但同时燃烧效率下降。缩短燃烧室长度,将使一阶纵向振型的频率升高,燃烧振荡降到一个较低的水平。以上分析表明,三组元发动机的燃烧稳定性

对喷嘴的设计参数和燃烧室的工作参数较敏感。

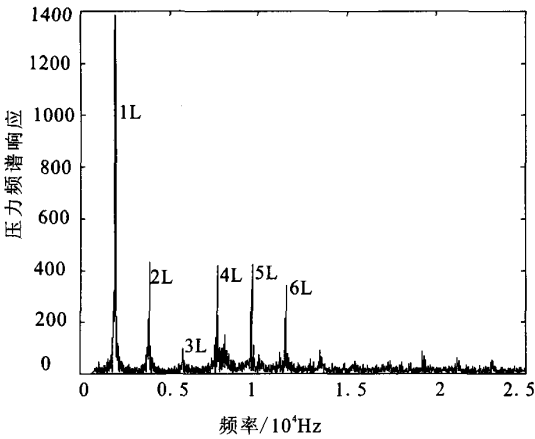


图 5 高频振荡的频谱

Fig.5 Frequency spectrum of high-frequency oscillation

4 数值仿真研究

在成熟软件的基础上，对三组元火箭发动机内部的两相湍流燃烧过程进行了长期的数值仿真研究，主要内容包括：单喷嘴推力室燃烧流场仿真、燃烧稳定性分析、18 喷嘴推力室燃烧性能比较研究、单喷嘴开窗三组元燃烧室燃烧流场对比研究、化学动力学对仿真结果的影响等。

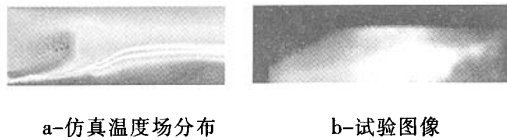


图 6 三组元单喷嘴开窗燃烧室仿真与试验结果对比
Fig.6 The comparison between simulation and test results of tripropellant windowed combustor with single-element injector

对单喷嘴开窗三组元燃烧室内部燃烧流场进行了数值仿真，温度场如图 6-a 所示。对比试验所拍摄可见光图像图 6-b，可以看到仿真结果基本反映了实际的燃烧流场：燃烧火焰未充满燃烧室，火焰形状、回流区及温度最大值点基本一致。

化学反应动力学模型决定着燃烧流场模拟的精确性。对氢氧燃烧分别采用单步总包反应、8

步反应和 18 步反应进行了 18 喷嘴三组元燃烧室内部流场仿真，其温度场对比如图 7 所示。比较可见，采用单步动力学模型所得温度普遍偏高，如 a) 所示，而多步模型的火焰峰温度值与理论计算值相当接近，如 b)、c) 所示。另外，18 步模型与 8 步模型的燃烧室头部温度场分布有较大区别，主要是由于 18 步模型考虑了中间产物 H_2O_2 与 H_2O 等，这几种组份主要分布在燃烧室前段的低温区，对低温条件下的点火起到很大的作用。而 8 步模型在头部区域直接生成了活跃的 OH 根离子，使得反应很快进行。

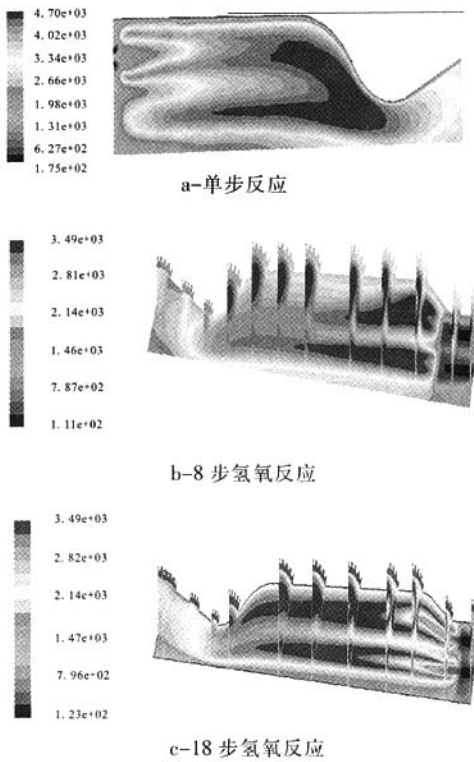


图 7 化学动力学模型的影响对比
Fig.7 Influence comparison of chemical dynamics models

从温度场总体分布来看，8 步反应模型得到的温度场分布与 18 步得到的基本一致。而 18 步反应更能模拟出低温点火区的反应结构。单步总包反应模型可以模拟出总体的趋势与大致的火焰结构，但是很难得到较精细的火焰结构。

全尺寸三组元推力室采用再生冷却方案，对两种特征长度的三组元推力室进行了传热计算。

从推力室内壁温度分布中可知最高温度出现在喉部,在喉部热流大冷却面积小,所以喉部温度最高,是最易被烧毁的地方。从推力室壁肋片上的温度曲线可知室壁的温度在 300~400K,喉部最高温度在 600~700K,因为该温度低于推力室内壁材料-铍铜的热疲劳温度,所以全尺寸推力室冷却方案是可行的。

5 三组元火箭发动机应用研究

对亚轨道飞行器推进系统进行分析,选择三组元发动机作为亚轨道飞行器推进系统,与氢氧发动机相比,三组元发动机用于亚轨道飞行器存在三方面优点:1.有效降低储箱结构质量;2.降低运载器尺寸;3.较大的起飞推重比。亚轨道飞行器总体方案的构思如图 8 所示。

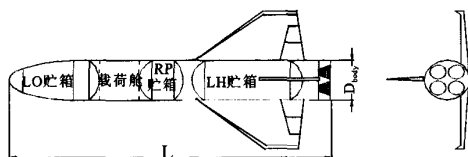


图 8 亚轨道飞行器气动外形

Fig.8 The aerodynamic configuration of sub-orbiter

建立亚轨道飞行器的气动、推进、控制和弹道等系统的设计与性能分析模型,在此基础上构建亚轨道飞行器的总体性能分析模型,并建立了专门的亚轨道飞行器的总体性能分析软件。分别以起飞重量和飞行航程作为性能目标,比较了液氢/液氧发动机、液氧/煤油发动机和氢/液氧/煤油三组元发动机三种亚轨道飞行器方案,计算结果表明了以氢/液氧/煤油三组元发动机作为亚轨道飞行器的推进系统具有性能优势。图 8 中的 LO、RP 和 LH 分别表示液氧、煤油和液氢, L 和 D_{body} 分别表示飞行器的总长度和机体直径。

6 结论

利用理论分析、冷态及热态试验研究及数值

仿真方法对三组元发动机进行研究,发展了试验测试技术,为三组元发动机推力室的研制及基础研究奠定了良好基础。通过长期对液氧/煤油/氢气三组元火箭发动机进行的全面研究,深化了对三组元喷嘴性能及三组元燃烧过程的理解,在喷嘴设计及性能分析、燃烧性能分析、转工况过程研究、燃烧稳定性分析、工作参数及结构参数对燃烧性能的影响、三组元发动机应用分析等六个方面取得了较大进展。

热试结果表明:液氧可调汽蚀文氏管可用于三组元模型发动机的工况调节;与液氢/液氧发动机、液氢/煤油发动机相比,液氢/煤油/液氧三组元发动机应用亚轨道飞行器时具有性能优势。

综合考虑流量特性、雾化性能及对燃烧性能的影响,三组元喷嘴应优先采用离心式内喷嘴及外混式外喷嘴。离心式内喷嘴能有效提高三组元喷嘴雾化质量;内混式及预混式外喷嘴流量特性复杂,雾化效果不比外混式外喷嘴明显优越。

三组元推力室燃烧效率随氢含量的增加总体呈增大趋势,同时燃烧稳定性改善;但对于采用预混离心式喷嘴的三组元推力室则例外。余氧系数的最佳值约为 0.8~0.85,小于此值时,余氧系数的增大将促进燃烧效率的提高。成功实现了转工况过程,提出了性能评价指标并分析了其变化规律。传热计算结果表明再生冷却方案的全尺寸三组元推力室的液氢流量能够满足冷却要求。

参考文献:

- [1] Robert Salkeld. Mixed-Mode Propulsion For The Space Shuttle[J]. Astronautics & Aeronautics, 1971, 8: 9(8).
- [2] Robert L Zurawski. Current Evaluation of the Tripropellant Concept[R]. NASA Technical Paper 2602, 1986.
- [3] James A Martin. Effects of Tripropellant Engines on earth-to-Orbit Vehicles [J]. Spacecraft, 1985, 22(6).

(编辑:侯 早)