

液氧/丙烷推进剂燃烧试验

张中光

摘要

本文介绍液氧/丙烷推进剂燃烧试验,包括试验件以及点火、燃烧、传热方面的试验情况,并与以往的四氧化二氮/偏二甲肼自燃推进剂的试验情况作了对比。

主题词: 燃烧试验, 推进剂燃烧, 烃类燃料, 发动机试验, 液体推进剂火箭发动机

一、前言

采用液氧/烃类推进剂是下一代大型液体助推发动机的发展方向。烃类燃料中,甲烷和丙烷是最有希望的燃料。甲烷在烃类中性能最高、冷却性好,但密度最低;丙烷综合性能较好,用于室压(10~15)MPa的助推发动机,显得更合适些。

采用什么推进剂的问题是一个关系型号研制全局的重大问题,需要从推进剂比冲、点火、燃烧、传热、材料相容性、使用和维护性能各个方面深入探讨;特别要搞清楚烃类燃料高压下的燃烧和冷却问题,其中包括:烃类燃料的点火技术、高室压下推进剂的传热特性和烃类燃料结焦问题、高室压下的稳定燃烧等问题。本文介绍了液氧/丙烷推力室燃烧试验情况。

二、液氧/丙烷推力室燃烧试验

1. 试验件

试验件为推力10kN(真空)的试验发动机。火药点火器(两只)安装于头部中央。头部中间有18个双组元离心式喷嘴,周边有24孔冷却环提供内冷却液膜。身部用水冷却。

2. 热试验

共进行了二次试验。两次试车都启动正常、火焰白亮、稳定,均按时正常关机。试车分解情况:喷注器面光亮无积炭,喷管收敛段以下内壁有一层轻微均匀的积炭层(比航空发动机喷管积炭少)。

两次试车主要参数有液氧流量2.4kg/s,丙烷流量1.29kg/s,推力室混合比1.86,燃烧室压力2.91MPa,试车时间25s。

3. 有关问题说明

(1) 点火问题

我们采用氧化剂超前,燃料、氧化剂进入燃烧室同时点火器点火的程序,获得了燃烧室

(p_k)迅速、平稳的建压。 p_k 点火过压小,即 $p_{kmax}/p_k = 1.17 \sim 1.23$ 。而同一试验发动机用四氧化二氮/偏二甲肼自燃点火时的过压为 $1 \sim 2.06$ 。

(2) 振动问题

振动测点位于推力室头部侧面。测量了轴、径、切三个相互垂直方向的振动。两次试车振动综合值和分频值见表1。

表1 热试车振动参数

加 速 度	试 车 代 号 测点代号	01			02		
		f_1	f_2	f_3	f_1	f_2	f_3
综合加速度 a_z (g)		≈ 60	≈ 75	≈ 40	≈ 80	≈ 55	≈ 40
分频加速度 a_i (g/Hz)		3.7/6430	4.4/7870	4.1/7550	7.9/2130	1.0/2130	1.4/2200

f_1 -推力室轴向 f_2 -推力室径向 f_3 -推力室切向。

图1是两次试车的频谱图。它表明第一次试车频谱图上无明显突出频率,在燃烧敏感频率2200Hz附近(一次纵向振型)和6400Hz附近(一次切向振型)无高响应;第二次试车存在2130Hz突出频率,分频加速度7.9g,表明燃烧室工作过程中存在强度不大的一次纵向压力振荡。

综观两次试车的振动综合值和分频值均不大,反映燃烧过程正常。

(3) 推力室冷却问题

推力室身部冷却采用独立的冷却水系统。试验结果表明不同身部截面处实测的冷却水温升(根据实测外壁温度计算)明显低于计算值。实测冷却套出口水温升 Δt_e 为25℃,低于计算值(48℃)较多;而使用同样试验发动机 N_2O_4 /UDMH试车,冷却液温升实测值(100~120℃)与计算值(108℃)相当接近。实测水温升低于计算值,反映了烃类燃料的积炭效应(传热计算按无积炭条件)。从图2冷却套出口水温曲线和图3身部外壁温曲线看,点火后一段短时间,

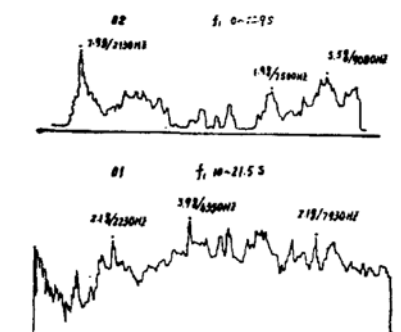


图 1

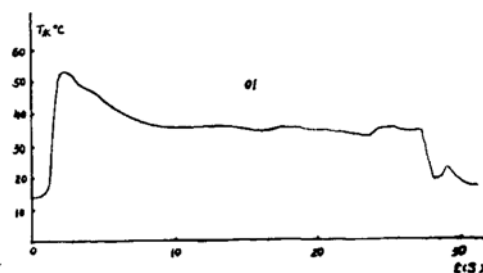


图 2

积炭层未建立，水温和外壁温升高；约6~8s后积炭层稳定建立，室壁热阻增大，热流下降，导致冷却水温升降低。无积炭效应的 N_2O_4 /UDMH 身部外壁温曲线见图4，与图3曲线成明显对照。

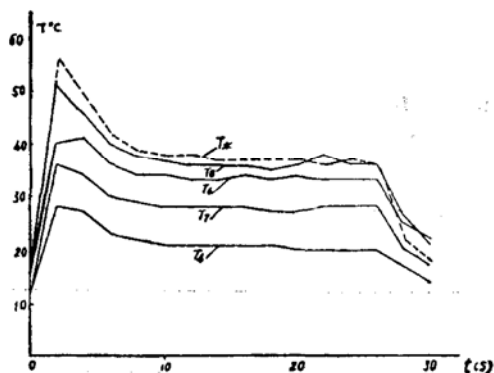


图 3

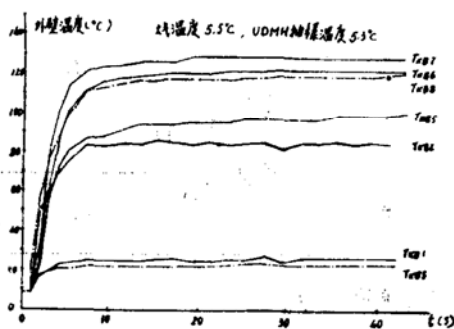


图 4

三、初步结论

1. 液氧/丙烷推进剂采用火药点火和氧化剂超前程序，点火性能良好，点火过压小。
2. 试验显示了推力室内壁积炭对传热的影响。在点火后6~8s即建立稳定的炭层。由于积炭效应使传给冷却水的热流明显减小。按无积炭条件进行的传热计算偏于保守。
3. 振动测量显示燃烧过程正常。有时出现强度不大的一次纵向压力振荡。

Conceptual Idea of an Aerospace Plane with Booster of Solid Rocket Engines

Wu Wenzheng Cai E

Abstract

A Conceptual idea of an aerospace plane with solid rocket engines in parallel as booster of first and second stages is presented in present paper. A practical example with payload of 7 tons is evaluated. On the basis of more detailed analysis, verified is that the idea is very feasible.

Keywords: Aerospace plane, Space shuttle booster, Solid rocket engine

LOX/Propane Propellant Combination Combustion Test

Zhang Zhongguang

Abstract

In this paper, the results of the LOX/propane propellant combustion test are presented, with the description of the thrust chamber test engine, the ignition, the combustion and the heat transfer. Also, the test results are compared with that of the N_2O_4 /UDMH hynergolic propellant combustion test.

Keywords: Combustion test, Propellant combustion, Hydrocarbon test, Engine test, Liquid propellant rocket engine

Experimental Study of Heat Transfer in Hydrocarbon Propellant Rocket(Kerosene)

Liang Keming

Abstract

The experimental results of the heat transfer and the deposit formation rate for kerosene fuel are presented and analyzed in this paper, with the highlights on the analysis of the cooling characteristics of hydrocarbon fuels.

Keywords: Heat transfer, Kerosene, Fuel test, Liquid propellant rocket engine, Hydrocarbon fuel