

液体火箭发动机组件热真空虚拟试验技术

张魏静, 刘占一, 刘计武, 石晓波, 胡锦涛, 程亚威

(西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘 要:相比真实热真空试验, 虚拟热真空试验能够有效降低研制成本, 缩短研制周期。针对液体火箭发动机组件开展热真空虚拟试验技术研究, 基于 Sinda-fluint 热分析软件建立了由真空舱、热沉、石英灯阵和具体发动机组件构成的热真空虚拟试验平台。热真空虚拟试验中存在大量的面面辐射换热, 计算消耗极大, 针对该问题采用蒙特卡洛光学追踪法进行处理。针对石英灯阵, 分析了其热源特征, 简化为高温平板模型并开展了验证试验, 结果表明了模型的准确性。最后以某型发动机的流量调节装置为例, 同步开展了实际热真空实验和虚拟热真空试验, 通过对比测点温度变化曲线, 发现在整个测试过程中, 虚拟试验和实测值的最高温度偏差在 10% 以内, 验证了虚拟试验平台的有效性。

关键词:液体火箭发动机; 虚拟试验; 光学追踪法; 辐射换热

中图分类号:V434.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)04-0064-07

Virtual thermal vacuum test technology of liquid-propellant rocket engine components

ZHANG Weijing, LIU Zhanyi, LIU Jiwu, SHI Xiaobo, HU Jinhua, CHENG Yawei

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Compared to the real thermal vacuum test, the virtual thermal vacuum test is able to reduce cost and time effectively during the product development. The investigation on virtual thermal vacuum test for liquid-propellant rocket engine components is carried out, and the virtual thermal vacuum environment test platform, which consists of vacuum chamber, heat sink, quartz lamp array and liquid-propellant rocket engine components, is built up based on the Sinda-fluint thermal analysis software. There is a great deal of surface-to-surface radiation heat-transfer in the virtual test, which is bound to consume massive computing resource. This problem is processed based on Monte Carlo optical tracking method. As to the quartz lamp array, its heat source characteristics are analyzed, and it is simplified as a high temperature plate. A proof test is carried out and the results show the accuracy of the model. Finally, taking a flow adjuster of a liquid-propellant rocket engine as an example, both the actual and the virtual thermal vacuum experiments are carried out simultaneously. According to the temperature variation during the

收稿日期: 2021-02-10; 修回日期: 2021-05-05

基金项目: 民用航天技术预先研究项目(D020306)

作者简介: 张魏静(1981—), 女, 硕士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机传热。

whole test, the maximum temperature variation between the virtual test and the experimental results is less than 10% during the whole test process, which verifies the effectiveness of the virtual test platform.

Keywords: liquid-propellant rocket engine; virtual test; optical tracking method; radiation heat-transfer

0 引言

航天器在轨运行时所处的真空热环境复杂多变,为了保证航天器上各个组件能够承受这种环境的影响,并在整个运行过程中正常工作,需要通过热试验来考核航天器的热结构设计、验证组件的热特性^[1]。对国外卫星地面环境试验的故障进行统计后得到,在187颗卫星故障事例中,热真空试验暴露出的故障占47%^[2-3],可见热真空试验对于评判航天器的工作性能、暴露设计与工艺问题、提升产品可靠度的重要性。此前,热真空试验主要针对卫星、飞船、空间站等航天器及其组件^[4-5],但实际上,火箭发动机及其零部件同样需要进行热真空试验,尤其是开展月球探测以及深空探测所用的轨控、姿控发动机在轨运行时间越来越长,更需要通过发动机热真空试验验证其热设计的可靠性。热真空试验对考核验证发动机组件的性能起到了重要作用,但也存在一些局限性:①热真空试验需要的周期较长且花费较高;②试验温度测点有限,传感器布置位置受试件表面形状和大小限制,通常无法对零部件内部的关注点进行温度测量。

近些年来,随着数值模拟技术的快速发展,热真空虚拟试验已经成为可能。目前,国外已经广泛采用热真空虚拟试验技术进行产品设计研究^[6]。美国NASA开展研究构建全系统虚拟试验平台,力图实现运载火箭系统、发射系统、回收系统、生保系统等同步设计。

我国也在逐步开展热真空虚拟试验技术研究,该技术在卫星领域得到较多应用。卫星虚拟试验是通过构建虚拟热试验平台,并建立虚拟热试验环境,然后利用卫星热物理数值仿真模型开展试验,从而获得卫星在外热流作用下的瞬态温度场分布^[7-8]。北京卫星环境工程研究所研发建立的卫星虚拟热试验平台,具备建模工具模块、加热系统模块和热沉系统模块等多个相互独立的模块,能够快速直观的进行虚拟试验^[8]。北京强度环境研究所建立了用于开展飞行器结构热试验的虚拟热试验

平台,平台具有结构热分析、试验边界分析等功能,同时具备试验控制仿真以及电功率系统数字仿真功能^[8-9]。李涛等利用NX-TMG软件对某天线热真空试验过程进行模拟,获得天线的详细温度场分布,并发现影响天线温度均匀性的关键因素^[10]。纪欣言等结合加热板在航天器热试验中的传热特点,在软件Thermal Desktop中建立数值仿真模型,分析了加热板材料、电热丝数量和热沉管路布置方式等因素,对加热板升温时间和降温时间以及温度分布的影响,建立了模拟星、加热板和热沉的仿真模型,分析了加热板和星表间距对模拟星表面温度的影响^[11]。仇善昌等针对数字式太阳敏感器,建立了热真空试验的仿真模型,开展了太阳敏感器温度场仿真计算,仿真结果与真实热真空试验数据对比表明两者偏差小于3 K^[12]。

国内通过开展上述研究工作,积累了较多关于卫星的热真空虚拟试验经验。然而,液体火箭发动机在飞行过程中,其组件面临的热环境包括内热与外热两类:内热主要有发动机高温喷管壁面辐射热、发生器壁面辐射热、涡轮壳体辐射热,以及推力室出口喷流加热等;外热主要有气动热、真空、太阳辐射、冷黑背景等复杂的热真空环境。具体来看,发动机高温壁面的辐射热在工作中一直存在,其他热流随飞行高度变化:一级发动机工作高度0~80 km,对应环境压力100 kPa~1 Pa,飞行过程中,发动机的某些零部件可能受到发动机喷流加热;二级及以上的高空发动机(不包括轨姿控发动机)工作高度较高,环境压力更接近真空,发动机羽流覆盖面更大,发动机零部件也可能受到喷流加热,另外由于工作时间可达数十分钟,太阳辐射也不能忽略。轨姿控发动机一般工作在高真空环境,环境压力低于 1.0×10^{-3} Pa,而且面临冷黑背景(4 K),工作时间达数小时至数天、甚至更长,由于与太阳相对位置的变化,冷热温度交变是其面临的主要热环境。

为了保证各类发动机的可靠工作,在发动机研制过程中,需要在地面营造相应的热真空环境,并模拟热流变化过程,对其零部件甚至整机进行真

空热试验^[13-14]。

本文基于蒙特卡洛光学追踪法进行了辐射换热计算,采用 Sinda-fluint 热分析软件建立了由真空舱、热沉、石英灯阵和具体发动机组件构成的热真空虚拟试验平台。

1 发动机组件热真空试验

1.1 热真空试验台

液体火箭发动机组件热真空试验一般需要营造三方面的环境:真空环境、冷黑背景和热流模拟(包括太阳辐射和发动机自身热源)。从传热角度来看,真空环境下发动机与外界的传热主要通过辐射方式进行,发动机零部件的表面辐射特性对发动机热状态起着重要作用;另外发动机中静态接触的部件(如热控制、热防护包覆材料等),由于材料之间的真空空隙使得接触热阻增大,造成地面大气环境试验结果与真空试验结果偏差大。冷黑背景是指宇宙空间相当于温度 4 K 的黑体,是一个巨大的吸热装置,又称热沉,这与常温的地面环境也有很大差异,在进行发动机热设计时必须考虑。

某热真空试验台实物如图 1 和图 2 所示。该试验台由试验舱、热沉、真空抽气机组、大热流密度加热系统、液氮系统、控制和数据采集处理系统等组成,系统图如 3 所示。其中真空舱有效容积 12 m³,

舱内压力低于 1.0×10^{-3} Pa,舱内四周的液氮热沉温度可低至 100 K,舱内上部的石英灯加热器最大加热功率为 100 kW。



图 1 试验台外观照片

Fig. 1 Appearance photo of test bed



图 2 试验台舱内照片

Fig. 2 Interior photo of test bed

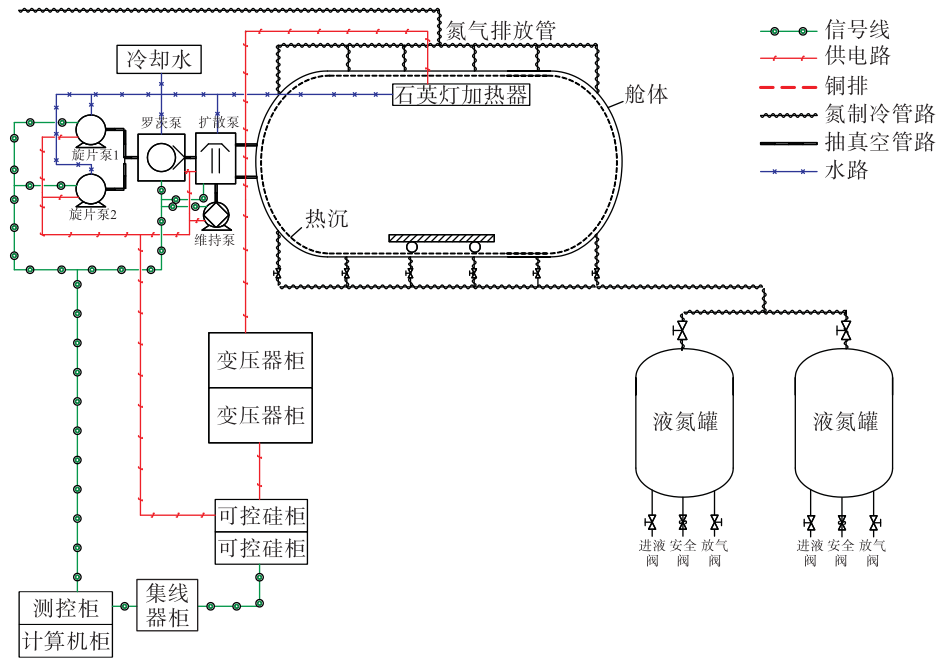


图 3 热真空试验台系统图

Fig. 3 System diagram of thermalvacuum test bed

1.2 热真空虚拟试验

本文以热真空试验台为对象建立虚拟试验平台,并开展对照测试对虚拟试验平台进行验证,达到提高发动机组件热真空试验效率的目的,同时也可以获取发动机组件更详细的温度场分布。虚拟试验平台几何模型如图4所示,主要包含试验舱壁、热沉、石英灯阵及底踏板,下文将对虚拟试验平台进行详细介绍。

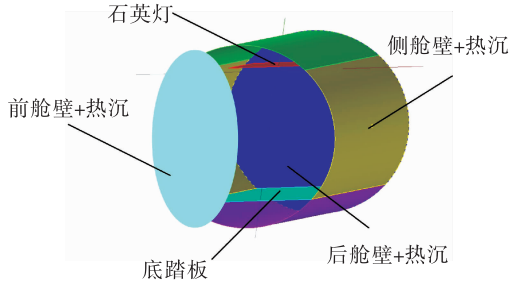


图4 试验台模型

Fig. 4 Model of test bed

1.2.1 数值分析与模型

本文采用了航天器常用的热网络分析方法进行虚拟试验仿真计算。该方法基于热传递过程与导电过程的相似性,采取离散化的数学处理,通过有限差分法求解计算。计算时将发动机组件划分为若干单元,单元之间的换热过程(包括辐射、传导和对流)可归结为节点之间的热流传递过程,各节点通过不同类型的热阻连接。依照这种方式形成的热网络与电网络具有相似性,通过两者在图形及数学模型上的类比关系,借用电学上的基尔霍夫第二定律即可得到各个节点的热平衡方程,然后求解得出发动机各点的温度及其变化率。在试验系统内,液体火箭发动机组件任意节点 j 的热平衡方程为

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 = Q_5 + Q_6 \quad (1)$$

其中

$$Q_1 = \varepsilon_j E_0 \varphi_j F_j$$

$$Q_2 = \sum_{i=1}^m R_{ij} \sigma T_i^4$$

$$Q_4 = \sum_{i=1}^n D_{ij} (T_j - T_i)$$

$$Q_5 = G_j c_j \frac{\Delta T_j}{\Delta \tau}$$

$$Q_6 = F_j \varepsilon_j \sigma T_j^4$$

式中: Q_1 为节点 j 表面从热源吸收的外热流,W; Q_2 为试验系统内各表面发射的能量被节点 j 吸收的部分,W; Q_3 为节点 j 内热源,W; Q_4 为节点 j 与其他节点的导热传热量,W; Q_5 为节点 j 内能的变化值,W; Q_6 为节点 j 表面向内、外辐射的热量,W; ε_j 为节点 j 表面发射率,无量纲; E_0 为热源的平均辐射密度,W/m²; φ_j 为节点 j 相对于热源的几何角系数,无量纲; F_j 为节点 j 的外表面积,m²; R_{ij} 为节点 i 和节点 j 之间的热辐射网络传递众数,m²; σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常数, $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; T_i 为节点 i 的温度,K; m 为与节点 j 有辐射换热的节点数; D_{ij} 为节点 i 与 j 之间的热传导系数,W/K; T_j 为节点 j 的温度,K; n 为与节点 j 有传导换热的节点数; G_j 为节点 j 的质量,kg; c_j 为节点 j 的比热容,J/(kg·K); τ 为时间,s。

在液体火箭发动机热真空试验中,存在大量辐射换热过程,辐射换热通常会耗费较多时间、并占用大量存储空间,因而实现准确高效求解计算对于虚拟试验平台来说十分重要。蒙特卡洛法是求解辐射传热问题的有效方法,作为一种概率模拟方法,该方法可将辐射热的传输过程分解为发射、反射、透射、吸收和散射等子过程,将其转化为随机问题。令每个单元发射一定的光束,跟踪、统计每束光束的归宿,从而得到该单元辐射能量分配的统计结果^[15]。本文虚拟试验中的辐射换热关系即通过蒙特卡洛法求解。

根据研究需求与思路,选择 Sinda-fluint 的 Thermal Desktop 模块作为建模仿真平台,并基于蒙特卡洛光学追踪法进行辐射计算,可进行各类表面无限次光线反射的模拟,除了可以模拟复杂工程系统内存在的热辐射传热之外,还可利用节点网络法模拟导热传热、流固耦合等。其自带的前处理模块,可对导入模型自动进行简化与修复,几何模型的修改可自动更新到热模型中,这些特性方便了仿真模型的建立与修正。

1.2.2 几何模型

虚拟试验平台由真空舱、热沉、石英灯以及试验件构成,其中真空舱、热沉、石英灯为固定几何,每次试验均包括这些几何结构。试验件为可更换结构,根据试验需求调整替换。

1.2.2.1 试验舱和热沉模型

部件空间试验台的试验舱分为圆柱段舱体、球形封头和球形舱门 3 部分,舱底有不锈钢踏板。低温热沉由不锈钢管紧密排列形成,舱体圆柱段的液氮管束贴合于舱内壁布置,圆柱段型面与舱体内壁型面相一致,球形舱门和尾端封头为液氮直管束形成的平面热沉,可实现大热流加热状态下的低温冷黑背景。

由于热沉低温管路有两层,管外焊接有导热率较高的铜翅片,且相邻的翅片相互交错,基本保证试验舱内表面被液氮管路覆盖。因此在搭建虚拟试验平台时,不考虑舱壁的热影响,只建立舱底踏板和热沉模型,热沉由中间的圆柱和两端的圆盘封头组成。部件空间试验台的热沉由开式液氮循环形成,舱内热沉管的壁温维持在 100 K,液氮管路外表面涂覆黑漆,发射率为 0.97 以上,因此虚拟试验平台将热沉设置为定温边界 100 K,黑度取为 1。

1.2.2.2 石英灯阵模型

试验舱舱顶布置有平板石英灯阵,灯阵尺寸为 1 m × 1 m,通过调节电压和电流加载不同大小的热流密度,该试验台能达到的最大热流密度为 100 kW/m²。石英灯阵以辐射形式向外散热,受热组件接受的辐射热流与热源的方向和位置有关,即石英灯阵投射到试验件表面的热流并不是一个定值^[16]。为更真实模拟石英灯阵辐射出的热流分布,虚拟试验平台在舱顶建立一块 1 m × 1 m 的高温平板,令高温平板辐射出的热流等于试验加载热流,平板温度根据斯忒藩-玻尔兹曼四次方定律确定。试验加载热流

$$q = \sigma \varepsilon T^4 \quad (2)$$

式中 T 为辐射体表面温度, K。

依据式(2)反算出平板温度^[17],然后将此温度作为确定的热边界条件,开展热真空虚拟试验时,直接计算高温平板与受热体之间的辐射换热量,这样可以保证虚拟试验时石英灯阵对受热体投射的热流与真实试验相一致。

为验证该方法的有效性,开展测试试验,并建立相应的仿真模型进行计算。分析对象为一直径 100 mm,厚度 2 mm 的不锈钢圆盘,圆盘表面涂覆黑漆,使发射率接近 1,以排除圆盘表面发射率对测试过程的干扰。试验圆盘如图 5 所示,图中右侧为未涂覆黑漆的圆盘。

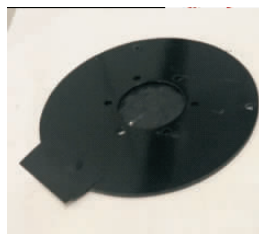


图 5 圆盘照片

Fig. 5 Round plates

试验时圆盘吊装在距离石英灯 200 mm 的正下方,给石英灯加载 1 000 W/m² 的热流,持续 600 s,在圆盘下表面中心位置处及边缘位置处分别布置热电偶测量温度^[18]。在热分析软件中建立石英灯和圆盘试件模型,石英灯温度根据前述方法反算得到,进行非稳态传热计算。对比计算结果与实测结果,曲线如图 6 所示,可以看出两者吻合良好。

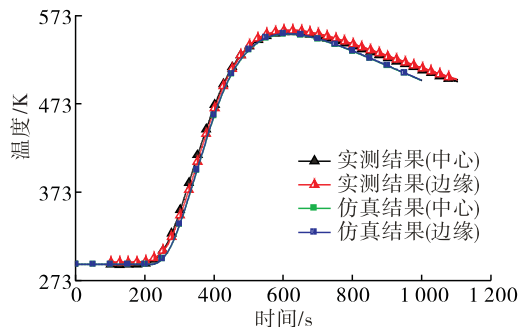


图 6 实测结果与仿真结果对比

Fig. 6 Result comparison of test and simulation

1.2.2.3 试验件模型

在建立虚拟试验仿真模型时,需要对几何结构进行合理简化。在具体实施过程中,依据发动机实际物理模型,去掉安装板和发动机面板上的小孔,将复杂的曲线简化为直线,复杂的曲面简化为多个平面的组合,并保证两者的面积相等、面法向基本保持一致,在保持几何形体的表面面积和导热截面积不变的前提下,将不规则的几何体简化为规则的几何形体。将试验组件划分为若干个单元,单元体的几何中心称为节点,节点的温度和热物性代表了整个单元体内的温度和平均热物性参数值。节点划分原则为,在能反映试验组件主要热特性和满足工程设计要求的前提下,尽可能地减少节点数量。通过热网络系数建立各节点之间的传热关系,对于

不同传热方式,热网络系数的表达式^[19-20]为:

一般的热传导

$$D_{i,j} = \frac{A_\lambda \cdot \lambda}{L_{i,j}} \quad (3)$$

式中: A_λ 为有效导热面积, m^2 ; $L_{i,j}$ 为节点 i 与 j 间的有效导热距离, m ; λ 为热导率, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 。

接触热导

$$D_{i,j} = A_h \cdot H \quad (4)$$

式中: A_h 为接触热导面积, m^2 ; H 为接触传热系数, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

辐射传递

$$R_{i,j} = A_i \varepsilon_j B_{i,j} \quad (5)$$

式中: A_i 为节点 i 的辐射面积, m^2 ; B_{ij} 为节点 i 辐射的能量被节点 j 所吸收的份额(包括多次反射吸收),称之为吸收因子,无量纲。

有交界面的两个节点间热传导

$$D_{i,j} = 1/[L_i/(A_{\lambda i} \lambda_i) + 1/(A_h H) + L_j/(A_{\lambda j} \lambda_j)] \quad (6)$$

2 实例

液体火箭发动机流量调节装置的工作性能对温度较敏感,在工作过程中受到喷管壁面辐射和喷流的热影响。考核试验在部件空间试验台上进行,利用石英灯实现热源模拟。流量调节装置安装于石英灯阵正下方 200 mm 处、固定于安装支架上,安装时保持流量调节装置与热源的相对方位与实际产品一致。封闭试验舱门后开启真空泵,当舱内压力低于 10^{-3} Pa 后给石英灯通电加热,以 $5\,000\text{ W}/\text{m}^2$ 的热流密度持续加热 1 200 s,断电停止加热后继续采集 200 s 数据。

在热真空虚拟试验平台上同步开展考核试验,试验时产品安装方位与真实试验相同,加载的热流值和作用时间也与真实试验一致。由于产品与安装支架的接触面积很小,虚拟试验中不考虑支架的热影响。试验件仿真模型如图 7 所示。试验结束后将结果与真实试验进行对比,结果如图 8 和图 9 所示。可以看出,两种试验得到的组件温度变化趋势一致、温度值接近,测点最高温度值的偏差小于 10%。测点 3 温度差异稍大是由于虚拟试验中采用的三维几何模型与实际产品略有不同,测点 3 所在

位置为流量调节器电机,实际产品的电机内部存在间隙与空腔,而三维模型为实体结构,故三维模型的热容较实际产品大,温升速率相应较慢。以上结果与分析表明,虚拟试验结果与真实试验结果比较吻合,虚拟试验平台可以用作发动机组件热考核。

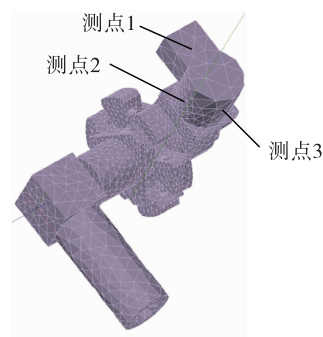


图 7 试验件仿真模型

Fig. 7 Simulation model of test specimen

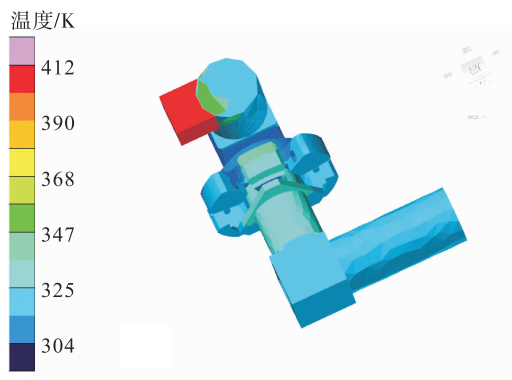


图 8 $t = 1\,200\text{ s}$ 时刻试验件温度分布云图

Fig. 8 Temperature distribution of test specimen at $t = 1\,200\text{ s}$

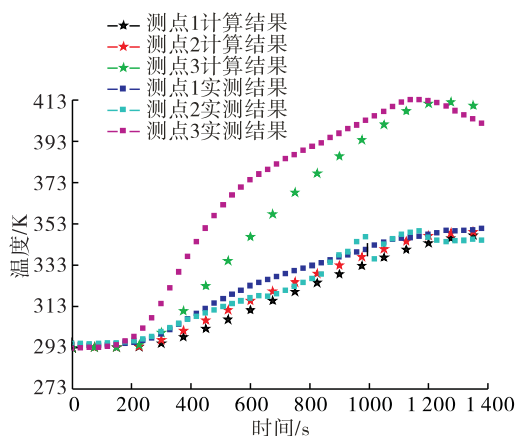


图 9 计算结果与实测结果对比

Fig. 9 Result comparison of test and simulation

3 结论

针对液体火箭发动机组件开展热真空虚拟试验技术研究,采用蒙特卡洛光学追踪法进行辐射换热计算,基于 Sinda-fluint 热分析软件建立了由真空舱、热沉、石英灯阵和具体发动机组件构成的热真空虚拟试验平台,并针对石英灯阵模型进行了单独试验验证。以某型发动机的流量调节装置为例,同步开展了实际热真空实验和虚拟热真空试验,得出结论如下:

1)将石英灯阵简化为等温平板模型能够有效反映热源特征。

2)在整个测试过程中,虚拟试验的试验件温度和实测值变化趋势一致,最高温度偏差在 10% 以内。

3)该热真空虚拟试验平台能够用于火箭发动机组件的热环境考核。

参考文献:

- [1] 刘锋,金恂叔. 论航天器的热试验[J]. 中国空间科学技术,1999,19(6):33-39.
- [2] 黄本诚,马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [3] 黄本诚,童靖宇. 空间环境工程学[M]. 北京:中国科学技术出版社,2010.
- [4] 陈志,汪杰君,胡亚东,等. 星载多型号光电探测器热真空环境试验研究[J]. 红外技术,2020,42(9):823-828.
- [5] 尹本浩,冷国俊,刘芬芬. 涂层及材质对大功率天线热真空试验的影响[J]. 电子机械工程,2019,35(6):12-16.
- [6] RABELO L. The virtual test bed project[C]//NASA/ASEE Summer Faculty Fellowship Program. Florida: Kennedy Space Center,2002.
- [7] 曹志松,刘绍然,裴一飞. 卫星虚拟热试验平台建模工具模块研究[J]. 航天器环境工程,2012,29(1):42-45.
- [8] 巨亚堂. 结构热强度虚拟试验平台技术研究[J]. 强度与环境,2008,35(3):1-6.
- [9] 何西波,王则力,王智勇. 虚拟试验技术在结构热试验中的应用[J]. 强度与环境,2016,43(1):60-64.
- [10] 李涛,周丽萍. 数值仿真技术在热真空试验中的应用[J]. 空间电子技术,2014,11(4):90-93.
- [11] 纪欣言,裴一飞,刘国青,等. 航天器真空热试验用加热板的数值仿真[J]. 航天器环境工程,2010,27(5):607-610.
- [12] 仇善昌,钱婧. 数字式太阳敏感器热真空试验温度场仿真研究[J]. 科学技术与工程,2010,10(10):2434-2437.
- [13] 史亚男. 喷管羽流对捆绑式运载火箭底部热环境的影响研究[D]. 北京:北京理工大学,2016.
- [14] 张忠利. 姿控发动机热防护研究[J]. 火箭推进,2008,34(3):17-22.
ZHANG Z L. Investigation on thermal protection for attitude correction liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2008,34(3):17-22.
- [15] 谈和平,夏新林. 红外辐射特性与传输的数值计算:计算热辐射学[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006.
- [16] TURNER T L,ASH R L. Numerical and experimental analyses of the radiant heat flux produced by quartz heating systems [EB/OL]. <https://adsabs.harvard.edu/abs/1994near.rept...T/abstract>,1994.
- [17] 杨世铭. 传热学基础[M]. 2版. 北京:高等教育出版社,2003.
- [18] 刘占一,许婷,张魏静,等. 热防护材料表面发射率测试研究[J]. 火箭推进,2019,45(4):79-84.
LIU Z Y,XU T,ZHANG W J,et al. Measurement study on surface emissivity of thermal protection material[J]. Journal of Rocket Propulsion,2019,45(4):79-84.
- [19] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京:科学出版社,1998.
- [20] 侯增祺. 航天器热控制技术-原理及其应用[M]. 北京:科学出版社,2007.