

某型号燃气发生器故障的仿真再现*

成林^{1,2}, 汤国建¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;
2. 第二炮兵装备技术研究院, 北京 100085)

摘要:为对某次失败的火箭发射过程进行故障分析, 本文对可能的故障情况进行了数值仿真研究。根据飞行过程的故障现象及箭载测量数据分析了可能的故障原因, 并根据燃气发生器的特点对该燃烧室内雾化、燃烧过程进行了数学建模和数值仿真。根据可能的故障情况进行了逐一的数值仿真和结果分析, 并与有限的箭载数据进行了对比。结果表明: 采用该数学模型能够很好地对火箭发射过程中的故障进行再现; 该型号的燃气发生器存在一定的设计缺陷, 需要进行设计优化; 扰流环倾斜是此次飞行最有可能的故障情况。

关键词:燃气发生器; 故障; 燃烧; 数值仿真

中图分类号: V435 文献标志码: A 文章编号: 1011-2486(2012)04-0033-05

Simulation reappearance of a certain type of gas generator's failure

CHENG Lin^{1,2}, TANG Guojian¹

(1. College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. The Second Artillery Equipment Academe, PLA, Beijing 100085, China)

Abstract: To meet the needs of failure reappearance of a certain rocket launching, the present research studied the conceivable failure condition by the method of numerical simulation. Firstly, the conceivable failure reasons were analyzed based on the failure phenomenon and the measure data from rocket. Then, the processes of the atomization and the combustion were numerically modeled and simulated, which was based on the performance of the gas generator. Next, the possible failure conditions were simulated one by one, and the results were compared with the limited data from the rocket. The conclusions are as follows: the numerical model proposed can simulate the rocket launching failure very well; the gas generator involved has some design objection, and needs to be optimized in design; the askew turbulent flow annulus is the most possible failure of this rocket launching.

Key words: gas generator; failure; combustion; numerical simulation

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, 获得满足一定压力、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^[1-2]。对于泵压式液体火箭发动机, 燃气发生器可靠的工作保证了涡轮泵对推进剂进行有效的增压, 从而确保发动机推力室的正常工作^[3]。

近年来, 我国每年发射卫星接近 20 次, 成功率接近 100%, 偶尔的几次故障大部分发生在燃气发生器及涡轮泵系统。本文针对某次失败的卫星发射过程, 对失败原因进行分析, 并采用数值仿真的方法对故障问题进行再现。对燃气发生器的改进设计提供了技术支持, 为提高火箭运载系统的可靠性提供了帮助。

1 燃气发生器结构与计算网格

1.1 燃气发生器结构

从图 1 燃气发生器结构可以看到, 该燃气发生器由喷注面、扰流环、圆筒型燃烧室身部及燃气喷口四部分组成。喷嘴成圆周阵列分布在喷注面上, 将液体推进剂引入燃烧室, 控制其流量与喷注压力, 并对推进剂进行雾化和混合, 其设计直接影响燃气发生器的性能, 是燃气发生器内重要的结构部件^[4]。本文研究的喷注面均匀布置了 18 个直流式液氢喷嘴, 中心安装离心式液氧喷嘴。利用气液之间速度差带来的剪切力及液体之间的冲刷碰撞对液体推进剂进行雾化。由于在该型号液体火箭发动机工作过程中, 液氢首先被用作推力室再生冷却的冷却剂, 从燃气发生器喷嘴喷出的

* 收稿日期: 2012-01-05

作者简介: 成林(1975—), 男, 江苏泰州人, 博士研究生, E-mail: zhaosuping0523@126.com;

汤国建(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: gjtang@263.com

实际是超临界氢,所以燃气发生器喷嘴系统应该属于气液喷注系统。

1.2 计算网格

由于燃气发生器头部区域存在液滴的喷出、雾化、蒸发、气相的扩散、混合、燃烧等各种复杂的物理化学作用,其网格相应较密。如图 2 所示,本文对结构复杂的燃气发生器头部喷注区域进行了网格加密。且由于初步故障分析中发现所研究的流场为非对称结构,因此不能采用旋转对称的方式缩小计算流场,而必须对全流场进行数值仿真。同时在故障可能发生的位置进行相应的网格加密。鉴于非结构网格能够很好地进行局部加密,本文采用非结构网格,计算的网格节点达 120 万。

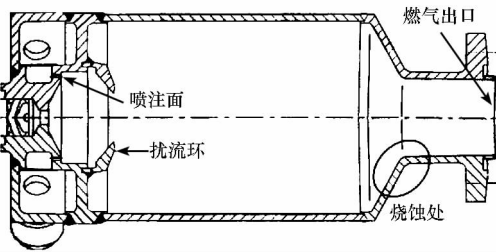
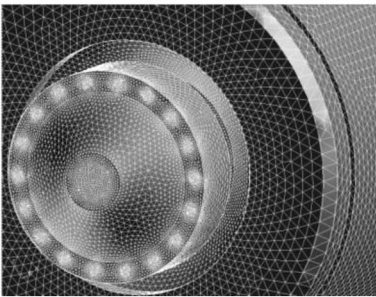


图 1 燃气发生器结构示意图

Fig. 1 Sketch of the gas generator configuration



(a) 头部网格



(b) 全流场网格

图 2 计算网格示意图

Fig. 2 Sketch of the simulation grids

2 物理模型与初边值条件

流体力学控制方程组是一系列非线性偏微分方程,要使方程有适定的解,就要根据方程的类型

给出所模拟流场的初边值条件使方程定解;同时对其数值求解要求对计算区域进行网格划分,对于火箭发动机内部这样复杂的流场,正确高效的生成网格是计算成败的关键问题之一。

2.1 物理模型

燃烧室内的流动是喷雾两相燃烧流动,因此计算时控制方程采用的是完全湍流 $N-S$ 方程。在多相多组分湍流反应流场中,存在有相态转化、相相之间磨擦等作用引起的动量、能量交换,因此要对原 $N-S$ 方程添加适当源项,以通过源项考虑两相之间的质量、动量和能量的交换:

连续方程:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} u_j) = S_m \quad (1)$$

动量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} u_i u_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u''_i u''_j}) + S_u \quad (2)$$

能量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} h) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} u_j h) = \frac{\partial \bar{P}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\mu \frac{\partial h}{\partial x_j}} - \overline{\rho h'' u''_j} \right) + S_h \quad (3)$$

组分方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} Y_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} u_j Y_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\rho D \frac{\partial Y_i}{\partial x_j}} - \overline{\rho u''_j Y''_i} \right) + S_{Y_i} \quad (4)$$

式中, ρ 为流体密度, τ 为应力张量, u 是流动速度(下标 i, j 表示不同的流动方向), Y 是组分质量分数(下标 i 表示组分种类), D 是扩散系数, S 是由于液滴蒸发与化学反应而加入的源项(下标 m, u, h, Y 分别代表不同控制方程), 上划线表示采用了 Favre 平均的物理量。

多相多组分湍流反应流场中的气相方程 Favre 平均的气相控制方程组在形式上相差并不大,只是多了由于液相的引入而添加的源项。因此,可以将多相多组分湍流反应流场中的气相方程写成如下统一形式:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \phi) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} u_j \phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x_j}} \right) + S_{d\phi} + S_{c\phi} + S_\phi \quad (5)$$

式中, ϕ 表示不同方程的变量, Γ_ϕ 是变量等效输运系数, $S_{d\phi}$ 是因液滴的蒸发而加入源项, $S_{c\phi}$ 是化学反应引入的源项, S_ϕ 是多相方程写成统一形式后的剩余项。

这是一组强非线性、强耦合的偏微分方程组。蒸发、两相流动、湍流脉动、燃烧反应等过程通过

质量、动量、能量以及组分方程的源项加入到整个体系中,使得各个方程发生强烈耦合。每一个源项的加入,与所采用的物理模型相关。

对燃烧的仿真采用常用的 Arrhenius 燃烧模型,目的就确定在存在湍流的情况下组元的燃烧速率,得出因为化学反应而引入控制方程的源项。其化学反应当量关系式可表示为:

$$\sum_{i=1}^N v'_{i,k} M_i \rightleftharpoons \sum_{k_b, k_i=1}^N v''_{i,k} M_i \quad (6)$$

其中, N 是组分数, M_i 是化学组分的标志, $v'_{i,k}$ 、 $v''_{i,k}$ 分别是反应物和生成物的化学当量系数, $k_{f,k}$ 、 $k_{b,k}$ 分别是正反应和逆反应的反应速率常数。该方程适用于可逆反应和不可逆反应,在不可逆反应中,逆反应速率常数 $k_{b,k} = 0$ 。

本文采用 Lagrange 坐标下的离散随机轨道模型来模拟液相轨道。

$$\frac{d\mathbf{u}_d}{dt} = \frac{3}{8} \frac{\rho_g}{\rho_d R_d} C_D (\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_d) |\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_d| \quad (7)$$

式中, \mathbf{u}_g 、 \mathbf{u}_d 分别是液滴和气相的速度矢量, C_D 是阻力系数, ρ_d 、 ρ_g 分别是液滴和气相的密度, R_d 是液滴的半径。该方程是忽略了 Magnuss 力、Saffman 力、Basset 力、重力和流场压力梯度对液滴动量的影响的简化模型。

2.2 初边值条件

对液体喷嘴的喷雾过程,省略了对液膜破碎过程的建模,直接在喷嘴平面定义液滴的尺寸及速度分布。利用喷嘴流量特性公式及相关试验结果,离心式液氧喷嘴的初始液滴分布在靠近喷嘴外边缘 0.2mm 的环形区域中。入口的液滴服从 Rosin-Rammler 分布^[5]:

$$\frac{dR_i}{d d_i} = B_n d_i^{n-1} \exp(-B d_i^n) \quad (8)$$

依据该型号燃气发生器喷嘴的雾化实验结果,仿真中提供的边界条件为:氧液滴最小直径 10 μm ,最大直径 70 μm ,平均直径 40 μm ,分布指数 2.1。

液滴初始速度为 40.3m/s,喷注锥角为 105°。其余入口/出口条件均与该燃气发生器设计工况一致。

壁面:无渗透、无滑移壁面,即: $u = v = w = 0$ 。对于离散相,当液滴撞到壁面时,在边界条件给定一定的反射角。

3 故障的初步分析

在此次发射过程中,故障的主要表现为火箭

运载器未能将卫星送入预定轨道。分析箭载测量设备的测量数据,发现推力室喷注器内某推进剂的压力未达到设计值,从而导致喷注压差不够,推进剂流量下降,使得燃烧室压力下降,发动机推力下降。最终导致运载器未能将有效载荷送入预定轨道。

推力室入口处推进剂压力未达到预定值表明燃气发生器及涡轮泵系统未达到设计工况,由于涡轮泵系统存在较多的旋转部件,且工作在高转速下,通常会考虑是涡轮泵系统的故障^[6]。但分析箭载的测量记录发现,燃气发生器靠近喷口处的一个温度传感器在出现超量程的高温后,不再有测量数据输出,这表明该传感器在工作过程中被烧坏。随后分析箭载涡轮入口燃气流量数据,发现在该温度传感器烧坏后涡轮入口燃气流量出现了大幅度下降。这表明燃气发生器某处已经烧蚀穿孔,导致燃气泄露,从而使驱动涡轮的燃气流量减小,导致涡轮泵系统功率下降,无法有效地对推进剂供应系统进行增压。从而最终导致火箭发动机燃烧室压力下降,推力下降,无法将有效载荷送入预定轨道。

从燃气发生器的结构图(如图1)可以看到,该燃气发生器采用轴对称结构设计,主要部件即为喷嘴与扰流环。在设计工况下,流场为轴对称结构,燃烧的高温区应该不靠近壁面,但故障发生时,燃气发生器壁面发生烧蚀,表明燃烧的高温火焰冲刷到燃气发生器壁面。是什么原因造成这种流动的非对称结构呢?可以考虑一下三种情况:(1)由于加工及安装原因或者推进剂存在杂质,导致燃气发生器某喷嘴堵塞;(2)由于加工及安装原因,导致扰流环发生倾斜;(3)由于安装原因或者燃烧振荡现象,导致扰流环焊接处发生开裂。

基于该燃气发生器可能出现的故障,本文进行了相应的数值仿真,很好地再现了该燃气发生器的故障所在。

4 燃气发生器故障仿真结果分析

本文所研究的燃气发生器为液氢/液氧双组元燃烧方案,生成的燃气通过管路用于驱动涡轮泵系统,从而对推进剂进行增压。氢由于其分子量小量子效应显著,是一种量子气体。其临界温度 T_c 是 33.2K,临界压力 P_c 是 1.297MPa。由于液氢在对火箭发动机推力室进行冷却后,温度上升,已达到超临界态。也就是说燃气发生器喷嘴入口的氢实际是可压缩性的密相流体,且超临界氢在过渡到气氢的过程中无潜热,因此,在数值仿

真中将超临界氢采用气体状态方程进行模拟,其物性参数采用分段线性拟合的方法。这样在数值模拟中实际采用的是超临界氢/液氧的仿真模型,其中超临界氢采用气氢模型,对该模型进行超临界修正。

4.1 燃气发生器设计工况

与火箭发动机推力室不同,燃气发生器通常设计得比较小巧,燃烧室温度与压力较低,其燃烧室长度也较短,因此,为保证推进剂有效的混合燃烧,通常在燃烧室内加有扰流环等装置用于增强混合。

该燃气发生器通过调节入口推进剂的当量比及流量,对出口气流温度及速度进行小范围调节,以实现火箭发动机推力室的入口压力进行调节。限于文章篇幅,本文仅给出当量比为 1 时的仿真结果,并对该工况下各种可能的故障情况进行讨论。

从图 3 燃气发生器设计工况下的温度场可以看到,燃气出口平均温度为 1136K,与设计的出口温度相当,而燃烧室压力与设计压力也基本一致,表明本文所采用的仿真方法能够有效地对该燃气发生器工作过程进行数值模拟,同时对故障工况进行的仿真数据是合理的。

从图中可以看到由于液氧的雾化蒸发过程需要一定的时间,也即燃烧需要一定的时滞与空滞,因此燃烧的高温区出现在燃烧室比较靠后的位置。扰流环的收缩扰流作用较好地保证了两种推进剂的掺混,使燃烧空滞缩短,从而缩短燃烧室长度。由于低温超临界氢从头部外圈的直流式喷嘴喷出,对抗流环起到了很好的气膜冷却作用。由于燃烧发生在燃烧室轴心附近,壁面处的燃气温度是燃烧室壁在工作时间内可以承受的,因此在正常的设计工况下,该燃气发生器是无需冷却的。

从图 3 中还可以看到,在喷注器头部,由于气氢喷注的引射作用,在此处存在一个低压的回流区,并掺混较小的液氧液滴,液氧蒸发后在此回流区内有小范围的燃烧发生,位置比较靠近氢喷嘴,如果因为启动及燃烧振荡等非正常过程的出现,很有可能造成该处氢喷嘴的烧蚀,因此在今后燃气发生器设计过程中要进行改进。

同时,在燃烧室前半部,由于扰流环的收缩加速作用,这里存在一个低速的回流区,高温燃气较长时间地滞留在这里,这对燃气发生器燃烧室实际是很不利的,同时由于该区域对于燃烧空间的增加也不明显,属于冗余空间,因此在今后燃气发生器设计中也应该进行适当的改进。

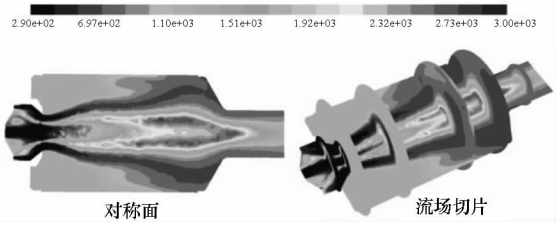


图 3 燃气发生器设计工况下的温度场

Fig. 3 Temperature field of gas generator designed condition

4.2 喷嘴发生堵塞的情况

在航空航天飞行器中,由于管路的切割焊接过程不可避免地会产生金属碎屑,如果清洗得不够彻底,会导致节流装置或喷嘴发生堵塞。另外,如果推进剂内含有杂质,也有可能导致节流装置或喷嘴发生堵塞,因此,本文针对可能的喷嘴堵塞情况进行了故障仿真。

图 4 为燃气发生器喷嘴发生堵塞时的温度场情况。可以看到,由于图中下侧的喷嘴堵塞,形成局部低压区,上侧超临界氢在喷出后迅速膨胀,在扰流环内挤压推进剂向下方运动。随后上侧氢与氧发生反应,该燃烧区的高压也会挤压气流向下方运动,这种挤压作用造成流场的严重不均匀,并使燃烧的高温区贴近燃气发生器身部。这很容易造成燃烧室壁面的烧蚀。由于燃气发生器流量的减小,同时燃烧的不均匀,也会降低燃烧效率,该燃气发生器的平均温度比设计工况低 200K 左右,出口压力为设计工况的 87%,大大降低了燃气的做功能力。因此,喷嘴发生堵塞有可能是此次故障发生的原因。

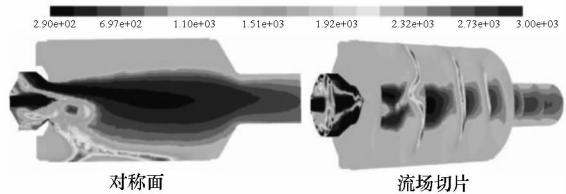


图 4 燃气发生器喷嘴发生堵塞的温度场

Fig. 4 Temperature field of gas generator with plugged injector

4.3 扰流环发生倾斜的情况

在燃气发生器焊接加工过程中,极有可能因为加工误差造成扰流环倾斜,导致流场上下不对称,限于文章篇幅,本文仅给出倾斜角度为 4° 时的计算结果,图 5 为燃气发生器扰流环倾斜情况下的温度场。

从图 5 中可以看到,扰流环的倾斜使位于中心的高温燃气发生倾斜,使得高温火焰正好打在燃气发生器出口折角处,也就是燃气发生器发生烧蚀的位置(失效的温度传感器位于该区域,如

图1)。计算结果表明,扰流环发生倾斜对燃气发生器平均温度及出口压力并没有造成太大的影响,但当室壁烧穿时,燃气的泄露必然会导致出口气流压力及流量的下降,从而降低涡轮泵系统的做功能力。可见对于本次发射故障,最有可能的情况是燃气发生器扰流环发生了倾斜。

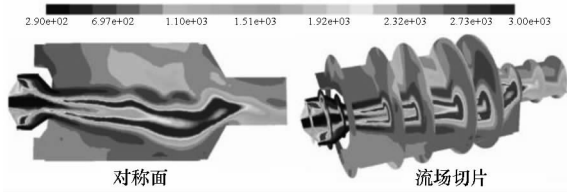


图5 燃气发生器扰流环发生倾斜的温度场
Fig. 5 Temperature field of gas generator with askew turbulent flow annulus

4.4 扰流环发生开裂的情况

由于焊接及加工的失误,或者燃烧振荡的作用,极有可能导致燃烧室扰流环发生开裂,即燃烧室头部与身部在扰流环的位置出现了窜腔。超临界氢通过该缝隙进入燃烧室身部前侧,由于扰流环发生开裂时通常裂缝较小,从窜腔泄露的氢流量很小,同时在泄露处没有氧气与之反应,因此对于该工况数值模拟的温度场结果与设计工况基本相同,高温燃烧区位于燃烧室中心处,燃烧室壁面温度较低。从图6燃气发生器扰流环发生开裂的

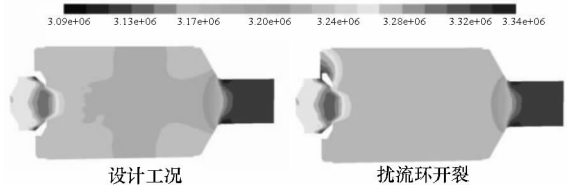


图6 燃气发生器扰流环发生开裂的压力场
Fig. 6 Pressure field of gas generator with crack turbulent flow annulus

压力场计算结果,可见到这一超临界氢泄露过程,但该过程对燃气发生器燃烧温度及出口压力并没有太大的影响,不是可能的故障情况。

5 结论

本文针对某次火箭发射出现的故障进行了分析,对发生故障的燃气发生器内部燃烧及流动过程进行了数值仿真,仿真结果表明:(1)该燃气发生器存在一定的设计缺陷,为保证后继飞行任务的顺利完成,极有必要对该型号燃气发生器进行设计优化;(2)对于可能出现的三种故障,造成燃烧室壁出现烧蚀的,可能是氢喷嘴发生堵塞或者扰流环发生倾斜,扰流环开裂的情况不是此次飞行失败的故障情况;(3)根据燃气发生器室壁烧蚀的位置分析,最有可能的故障情况是扰流环发生了倾斜,且倾斜角度在 4° 左右。

参考文献 (References)

- [1] Jeon K S, Leet J W, Lee J C. Optimal gas generator design for the liquid rocket engine [R]. AIAA 2004 - 0032, 2004.
- [2] Kwon S T, Lee C, Jae W L. Development of fuel rich gas generator for 10 tonf liquid rocket engine [R]. AIAA 2004 - 3363, 2004.
- [3] Dennis H J, Sanders T. NASA fastrac engine gas generator component test program and results [R]. AIAA 2000 - 3401, 2000.
- [4] Dupuis T, Knowles T. Oxygen rich hybrid gas generator [R]. AIAA 2006 - 4673, 2006.
- [5] George G P, 等. 火箭发动机基础 [M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [6] George G P, et al. Rocket propulsion elements [M]. Beijing: Science Press, 2003. (in Chinese)
- [6] 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.
- LI Yue, ZHOU Rurong. Influence of gas generator nozzle throat area on missile launch power [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 36(3), 2004. (in Chinese)