

飞行过载对燃烧室化学反应流场影响*

武 渊¹, 何国强¹, 乐发仁²

(1. 西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072 2. 中国航天科技集团公司第四研究院, 陕西 西安 710025)

摘 要: 为了研究飞行过载对固体火箭发动机燃烧室化学反应流场影响, 以 Liang 模型模拟铝滴燃烧, 以有限化学反应速率模型模拟湍流燃烧, 对过载条件下发动机内流场进行了数值分析, 数值结果与试验结果取得了趋势上的一致。研究表明, 文中采用的数值计算方法可有效重现发动机热结构故障点; 飞行过载改变了流场温度、粒子浓度、化学反应速率等参数分布; 过载条件下燃烧室绝热结构表面铝滴积聚及剧烈的化学放热反应是导致其异常烧蚀的原因之一, 铝滴局部积聚燃烧会导致温度场畸变; 热结构设计必须与流动结构匹配。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 过载飞行; 铝粒子燃烧; 烧蚀; 流动分布

中图分类号: V435.14 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 04-0342-04

Reaction flow field change in SRM under high flight acceleration load

WU Yuan¹, HE Guo-qiang¹, YUE Fa-ren²

(1. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China

2. The 4th Academy of CASC, Xi'an 710025, China)

Abstract For studying the chemical reaction flow field of the aluminumized solid rocket under high flight acceleration, the numerical simulation based on aluminum particle combustion model and turbulent non-premixed combustion model was performed. Contrast to the numerical simulation result of no-flight load, the distribution of flow field parameters such as temperature, concentration and reaction rate are changed by flight acceleration. Some obtained numerical results were tested by examination. The results show that the numerical arithmetic recur the test malfunction of the solid rocket. Aluminum particle accumulation and intense exothermic reaction induces the high temperature region and insulator abnormal erosion of combustor under high overload. Designing of thermo-protected structure must match flow spectrum.

Key words Solid propellant rocket engine; Overload flight; Aluminum particle combustion; Ablation; Flow distribution

1 引 言

飞行过载会影响固体火箭发动机工作过程这一问题开始被越来越多的专家学者所研究, 其中西工大何国强运用 Fluent 软件, 对轴向、横向过载下的燃烧室两相流动进行了冷流数值模拟, 应用粒子热增量模型分析了过载作用下的绝热层粒子冲蚀规律, 获得了一些有意义的结论^[1,2]。

目前国外对高过载条件下发动机工作过程的研究报道较少, 特别是对高过载条件下装药的结构完整性、三维两相复杂内流场和内绝热层冲蚀等方面的基

础研究和地面实验验证技术尤为薄弱。俄罗斯克尔德沙研究中心在地空导弹发动机实际飞行过程出现的故障中发现了高过载问题, 随即展开了大量的理论与试验研究, 相关研究表明, 飞行过载会改变燃烧室铝滴分布情况, 导致上百 μm 粒径的高浓度铝滴聚团出现, 从而对燃烧室化学反应流场产生影响。

作为冷流流场研究的拓展, 本文在 FLUENT 软件的基础上, 建立了燃烧室三维两相湍流化学反应数值模型, 通过与静态算例进行对比, 研究了过载条件下燃烧室化学反应流场的参数分布, 并与试验结果进行了对比, 以期进一步解释过载条件下绝热结构异常烧

* 收稿日期: 2006-04-27; 修订日期: 2006-11-29。

作者简介: 武 渊 (1975—), 男, 博士生, 研究领域为固体火箭发动机设计及计算流体力学。

Email: steelteeth88@yahoo.com.cn

蚀的现象。

2 物理模型和计算方法

2.1 计算工况

图 1 为算例发动机初始药型, 为分析飞行过载与燃烧室各组元间化学反应的关系, 分别对发动机静止及有过载两种状态进行了计算。过载施加时间为发动机工作结束前两秒, 过载施加方向如图 1 所示, 横向过载沿 Z 轴正方向施加, 轴向过载沿 X 轴正方向施加, 横向过载及轴向过载均为 $30 g_{1s}$ (定义 X 轴与发动机轴线重合, Z 轴正向为 1 方向, Z 轴负向为 2 方向)。燃烧室预混火焰化学组分见表 1, 预混火焰温度 2800 K 。铝粒子垂直于推进剂表面加入燃烧室, 粒子碰撞推进剂后表现为反弹行为, 碰撞绝热层后表现为黏附行为。

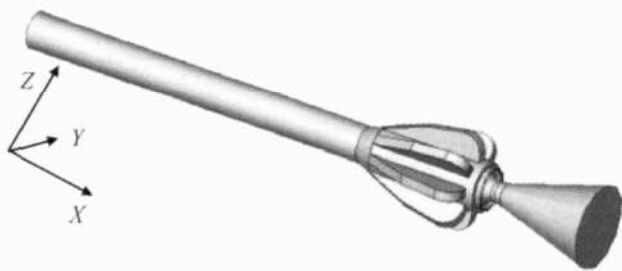


Fig 1 Rocket configuration and acceleration load direction

Table 1 Premixed flame component

Component	CO	CO ₂	H ₂ O	H ₂	HCl
Mass fraction	0.266 2	0.2	0.235 3	0.013 6	0.284 9

2.2 物理模型

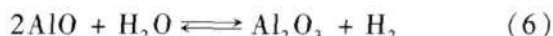
发动机内流场为一湍流非预混燃烧过程, 其中涉及到湍流流动、化学反应、两相流等多种物理现象。在湍流燃烧中, 湍流流动过程和化学反应过程有着强烈的相互关联和相互影响, 湍流通过强化混合而影响着时平均化学反应速率, 化学反应放热过程反过来又影响着湍流, 同时, 铝粒子在燃烧过程中也与周围气相发生着复杂的物理化学作用。对此复杂流场的研究必须建立在合理的假设与模型简化基础上:

(1) Al 粒子燃烧由物理扩散速率与化学反应动力共同决定; (2) 体系非平衡性表现为液态铝蒸发过程, 高温氛围中气相间的反应处于化学平衡态; (3) 燃烧产物中的单质气体及混合气体为理想气体, 符合理想气体状态方程; (4) 粒子相用轨道法模拟。

Liang 通过大量的试验, 提出了铝粒子在推进剂

燃气氛围中的反应模型^[3~5], 该模型认为铝滴与燃气发生快速反应的前提是必须突破氧化铝外壳, 故铝滴剧烈燃烧发生于高温燃气区, 此区域远离推进剂表面且温度高于 Al_2O_3 熔点。通过分析不含铝推进剂的燃烧过程可知, 推进剂表面附近区域为 AP 分解焰与黏合剂分解焰的扩散火焰, 远离推进剂表面为一预混火焰。当推进剂含铝时, 这一预混区演变为局部预混区域。基于 Liang 提出的燃烧模型, 铝滴燃烧速率由蒸发速率控制。在这个假设的前提下, 设定 T_{vap} , T_{bp} 为判定铝滴行为的参数, T_{vap} 为铝滴开始蒸发温度, T_{bp} 为铝滴沸腾温度, 铝滴通过蒸发为气相与燃气进行耦合。

铝粒子与燃气间的化学反应定义为包括 12 种组分、6 步反应的过程 (见式 (1) ~ (6))。



2.3 数学模型^[6,7]

在忽略粒子相湍流脉动、气相密度湍流脉动、重力的情况下, 描述三维、两相、粘性、湍流、多步多组分化学反应现象的控制方程为

$$\text{div}(\rho \mathbf{U} \phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad} \phi) + S_\phi S_{p\phi} \quad (7)$$

式中 ϕ 为气相通用变量, Γ 为输运系数, S_ϕ 为气相源项, $S_{p\phi}$ 为颗粒相源项, $\mathbf{U}$ 为速度矢量。

$$\text{div}(\rho_k \mathbf{U}_k \phi_k) = F_{k\phi} \quad (8)$$

式中 ϕ_k 表示第 k 组颗粒群的通用变量, $\mathbf{U}_k$ 为 k 组颗粒群速度矢量, ρ_k 为第 k 组颗粒群表观密度, $F_{k\phi}$ 为第 k 组颗粒群与气相间动量、质量以及能量交换项。

3 计算结果与讨论

图 2 图 3 分别为静止状态及有过载状态下燃烧室 $X-Z$ 剖面温度场分布, 图中沿 X 轴 $0 \sim 2.2\text{ m}$ 的壁面为推进剂, $2.2 \sim 3\text{ m}$ 的壁面为绝热层。如图 2 所示, 静止状态下燃烧室温度场对称分布, 最高温度区域出现在沿 X 轴 $0 \sim 0.2\text{ m}$ 的范围内, 绝热层表面附近燃气最高温度为 3150 K 。如图 3 所示, 由于过载的存在, 燃烧室温度场分布呈明显的不对称性, 燃气最高温度出现在 1 方向的绝热层表面附近, 高温区域出现位置与实际试验发动机穿火点重合。图 4 为过

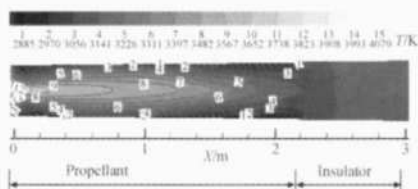


Fig. 2 Temperature contour of combustor X-Z section of no-flight load

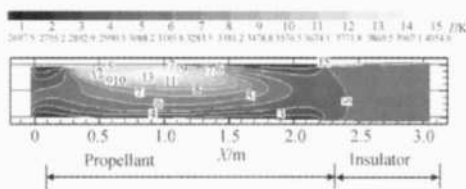


Fig. 3 Temperature contour of combustor X-Z section under flight load

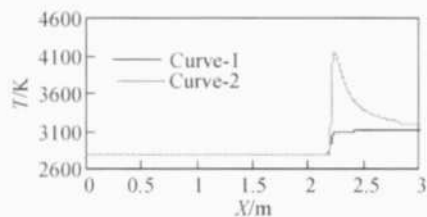


Fig. 4 Axis direction gas static temperature distribution nearby wall of combustor X-Z section under flight load

载状态下燃烧室 X-Z 剖面 1 方向及 2 方向壁面附近燃气温度沿 X 轴的变化情况 (曲线 1 表征 1 方向, 曲线 2 表征 2 方向), 可知, 在 1 方向 2.2 m 附近的燃气温度比 2 方向相同位置高出 1 000 K。

图 5 为静止状态下燃烧室铝滴浓度分布, 如图所示, 铝滴均匀弥散于推进剂表面附近。图 6 为过载状态下燃烧室 X-Z 剖面 1 方向及 2 方向壁面附近铝滴浓度沿 X 轴的变化情况 (曲线 1 表征 1 方向, 曲线 2 表征 2 方向), 可知, 过载同样使铝滴浓度分布出现明显的非对称性, 1 方向绝热层附近高浓度区域位置与高温区位置重合。

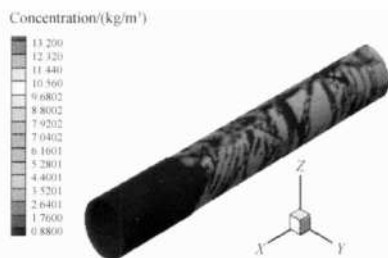


Fig. 5 Aluminum particle concentration distribution of no-flight load

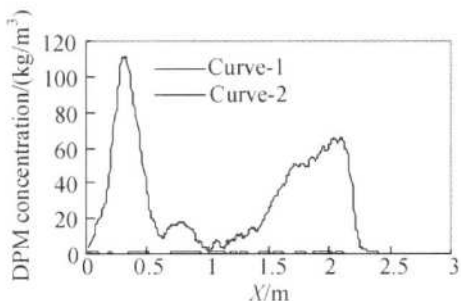


Fig. 6 Axis direction aluminum particle concentration distribution nearby wall of combustor X-Z section under flight load

图 7 为静态条件下铝滴蒸发速率分布, 如图所示, 铝滴在推进剂及绝热层表面附近均匀蒸发。图 8 为过载状态下燃烧室 X-Z 剖面 1 方向壁面附近铝滴浓

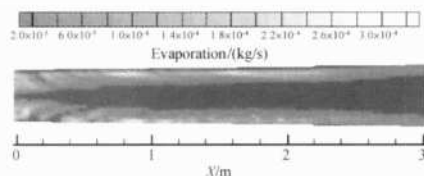


Fig. 7 Aluminum particle evaporation contour of combustor X-Z section of no-flight load

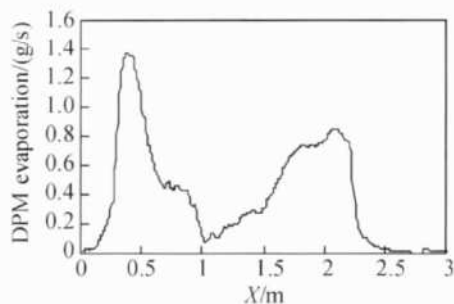


Fig. 8 Axis direction aluminum particle evaporation distribution nearby wall of combustor X-Z section under flight load

度沿 X 轴的变化情况, 如图所示, 蒸发率分布与浓度分布类似, 且比静态大一个数量级。

图 9 为静止状态下燃烧室化学反应速率分布, 如图所示, 化学反应基本集中于推进剂表面附近与燃烧室头部, 呈对称分布。由于燃烧室头部铝滴蒸发率及化学反应速率较高, 且头部气流速度较低, 综合各方面影响, 燃烧室头部温度达到最高。图 10 为过载状态下燃烧室 X-Z 剖面 1 方向及 2 方向壁面附近铝滴浓度沿 X 轴的变化情况 (曲线 1 表征 1 方向, 曲线 2 表征 2 方向), 如图所示, 1 方向壁面附近化学反应剧烈。结合铝滴浓度及蒸发速率分布可知分析如下: 在过载的影响下, 铝滴向 1 方向壁面积聚, 造成该处铝蒸汽浓度增加。由于燃烧室化学反应由组分输运与活化能共同控制, 在高温环境中, 控制化学反应速率的主要因素为组分输运。随着铝滴蒸发速率的提高, 反应物铝蒸汽浓度随之升高, 而组分输运量与浓

度梯度成正比,故而加快了反应速率,使 1 方向壁面附近的流场局部温度远高于燃烧室平均温度。

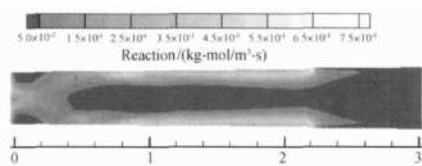


Fig 9 Reaction rate of Al(g) and HCl distribution of combustor X-Z section under flight load

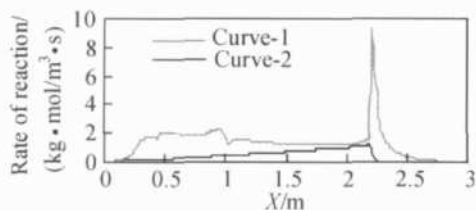


Fig 10 Axis direction reaction rate of Al(g) and HCl distribution nearby wall of combustor X-Z section under flight load

4 过载分析

(1) 过载对绝热层传热的影响

静态计算结果反映了地面静止或无过载情况下燃烧室化学反应流场分布情况,从计算结果看,燃烧室流场各参数分布呈现对称性,燃烧室温度最高点发生于发动机前封头处。由考虑过载的计算结果知,由于过载的影响,燃烧室流场发生畸变,燃烧室流场各参数呈现强烈的非对称性,燃烧室温度最高点发生于药柱后段与绝热层连接部位,该处流场的温度达到了 4 000 K 以上。在不考虑由于粒子浓度、辐射的改变对传热影响条件下,流体与绝热层间的换热量可用 $q = a(t - t_w)$ 近似估算 (a 为等效换热系数, t 为流体温度, t_w 为壁面温度),设绝热层炭化温度为 1 000 K,则考虑过载条件下的热流量是不考虑过载下的 1.45 倍。

(2) 过载对燃烧室温度场的影响

通过分析计算结果可知,在过载条件下,导致温度场发生畸变的主要原因是过载对铝滴分布的影响。在过载条件下,铝滴浓度分布发生改变,影响了燃烧室各处的化学反应;黏附于热结构表面的铝滴与燃气间的强烈化学放热反应加大了热结构表面热流;铝滴的黏附作用使热流的传递方式由对流变为热传导,而铝是热的优良导体,其与绝热结构间换热系数的增加促进了热流量进一步增大。表面热流分布的不均匀

性决定了烧蚀的奇异性。

5 结 论

(1) 由于过载质量力的影响,燃烧室铝滴浓度分布发生了改变,燃烧室温度场、组分、化学反应速率等参数分布相应发生畸变;

(2) 通过与静止状态下的计算结果比较可知,过载条件下燃烧室绝热结构表面附近铝滴积聚及剧烈的化学放热反应是导致绝热结构异常烧蚀的主要原因;

(3) 通过以上算例的验证及对比试验结果,证明本文所建立的过载条件下燃烧室内流场计算方法及程序可应用于预示高过载发动机热结构设计薄弱环节;

(4) 铝滴局部积聚燃烧会导致温度场畸变,热结构设计必须与流动结构匹配。

参考文献:

- [1] 乐发仁,冯喜平,武 渊,等.高过载条件下固体火箭发动机绝热层失效研究[J].固体火箭技术,2005,28(1).
- [2] 何国强,王国辉,蔡体敏,等.高过载条件下固体发动机内流场及绝热层冲蚀研究[J].固体火箭技术,2001,24(4).
- [3] 周力行.多相湍流反应流体力学[M].北京:国防工业出版社,2002.
- [4] Paul Liaw, Chen Yen-Sen. particulate multiphase flow-field calculation with combustion/breakup models for solid rocket motor[R]. AIAA 94-2780.
- [5] Kovalev Oleg B. Motor and plume particle size prediction in solid-propellant rocket motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(6).
- [6] 何国强,王国辉,蔡体敏,等.过载条件下固体发动机内流场数值模拟[J].推进技术,2002,23(3). (HE Guo-qing WANG Guo-hui CAI Ti-min et al Numerical simulation on 3-D two-phase flow field in SRM with acceleration load[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3).).
- [7] 张会强,陈兴隆,周力行,等.湍流燃烧数值模拟研究的综述[J].力学进展,1999,29(4).
- [8] Widener J F. Aluminum combustion modeling in solid propellant environments[R]. AIAA 99-2629.

(编辑:梅 瑛)