

碳粉燃料在火箭冲压发动机 补燃室内燃烧特性的分析

赵春宇¹, 李斌¹, 鞠玉涛²

(1 北京航天试验技术研究所, 北京 100074; 2 南京理工大学, 江苏 南京 210094)

摘要: 采用概率密度函数 (PDF) 及确定轨道模型数值模拟一种环向进气的固体火箭冲压发动机补燃室气固两相流的掺混燃烧, 考虑固体颗粒直径大小和补燃室长度对燃烧效率的影响。结果表明: 增大固体颗粒直径, 燃料的燃烧效率明显减小; 增大补燃室长度, 燃料的燃烧效率增大。

关键词: 冲压发动机; 补燃室; 气固两相; 燃烧效率; 数值模拟

中图分类号: V435+.12

文献标识码: A

文章编号: (2007) 05-0037-06

Analysis of the powdered carbon combustibility in secondary combustion chamber for rocket ramjet engine

Zhao Chunyu¹, Li Bin¹, Ju Yutao²

(1 Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074

2 Nanjing Univ. of Science and Technology, Nanjing 210094)

Abstract: By using the probability density function (PDF) and particle fixed trajectory model, the numerical simulation of two phases combustion in secondary combustion chamber for ringed-propellant rocket ramjet engine was conducted in this paper. The influences of the diameter and the length of the chamber on the combustion efficiency were considered in the model. The result indicates that with the increase of the diameter of the solid particles, the combustion efficiency evidently decreases and with the increase of the length of the chamber, the combustion efficiency increases.

Key words: ramjet engine; secondary combustion chamber; gas-solid two phases; combustion efficiency; numerical simulation

收稿日期: 2007-05-22; 修回日期: 2007-06-23。

作者简介: 赵春宇 (1981—), 女, 硕士, 研究领域为冲压发动机燃烧流场研究和蒸汽引射研究。

1 引言

低特征信号是固体火箭冲压发动机的主要研究方向之一,而当前贫氧推进剂中常用镁、铝和硼粒子作为贫氧推进剂二次燃烧的主要燃料,这些物质不可避免地会产生大量的烟,严重影响了武器的隐身性。为解决这一技术问题,开始探索研究纯气相燃料的贫氧推进剂和利用可燃碳粉作为燃料的贫氧推进剂的技术途径,以期解决低烟特性的固体火箭冲压发动机技术问题。

本研究就是针对这一技术现状,探索利用可燃碳粉作为贫氧推进剂二次燃烧主要燃料的相关技术特征。利用 CFD 技术分析以可燃碳粉为固体颗粒的气固两相燃气进入一种环形进气的冲压发动机补燃室后的燃烧特性,研究其影响燃烧特性的相关因素及这种气固两相燃烧流场的组织形式,为此类火箭冲压发动机及其相关技术的研究提供理论基础。

2 物理模型

图 1 为计算用冲压发动机补燃室的结构尺寸图(单位:mm)。补燃室总长 $L=1700\text{mm}$, 内径 $D=104\text{mm}$, 喷嘴喉部直径 $D_i=10\text{mm}$ 。贫氧推进剂在燃气发生器中燃烧生成的气固混合流通过喷嘴进入补燃室,空气从喷嘴两侧呈轴对称分布的进气道进入,取进气道的末端作为本文计算的空气入口。由于补燃室后部反应基本稳定,为节约计算时间,将补燃室长度减小到 560mm 进行计算,即轴线上 $x=0\sim 0.10\text{m}$ 为燃气发生器喷管段, $x=0.10\text{m}\sim 0.66\text{m}$ 为补燃室段。

冲压发动机补燃室内的流动是三维非定常多组分气固两相流动,贫氧推进剂中的固体粒子燃料为可燃碳粒子,其各成分及质量分数为:灰分 8%、挥发分 28%、碳 64%,气相成分为 CO。

可燃碳粒子被加热后,挥发成分以可燃气态的形式分解析出,剩下碳和灰分形成焦炭。这些被析出的挥发物如果遇有适当的空气并且又有足够的高温就会着火燃烧起来,并产生一定的火

焰;固体焦炭则较难着火,常在挥发分几乎全部烧掉以后才开始燃烧。热量由碳粒周围传到碳粒子的中心,故碳颗粒直径的大小对燃烧时间起决定性作用。

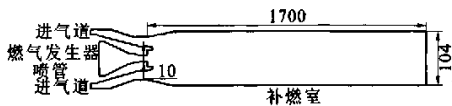
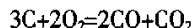
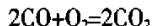


图 1 补燃室结构尺寸图

Fig.1 Configuration and dimension of the secondary combustion chamber

本文中空气作为氧化剂流,成分简化为 79% 的氧气 (O_2) 和 21% 的氮气 (N_2),碳粒子作为燃料流,CO 气体作为二次流;氧化剂流从空气入口喷入,燃料流和二次流从燃料入口喷入,如图 2 所示,实现气固两相流的非预混燃烧。

化学反应方程式为



计算模型满足“简单化学反应系统”模型,反应一步完成,没有中间产物,反应不可逆。

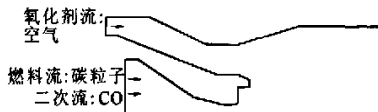


图 2 氧化剂流、燃料流和二次流的分配

Fig.2 Distribution of the oxidant, fuel and secondary stream

3 气相控制方程及边界条件

根据上述假设和湍流中的动量、能量、连续及组分方程,湍流均流控制方程可以写成

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varphi) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j\varphi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\varphi \frac{\partial \varphi}{\partial x_j} - \rho \overline{u'_j \varphi'} \right) + \bar{S}_\varphi$$

式中, φ 是流动变量, Γ_φ 是变量 φ 的有效输运系数(包括湍流的影响), $-\rho \overline{u'_j \varphi'}$ 是因湍流脉动而带来的新项。湍流模型为标准 $\kappa-\varepsilon$ 二方程模型,

化学反应采用涡团耗散模型 (EDM), 化学反应速度由 Arrhenius 化学动力学控制。

本文模拟火箭冲压发动机在 $Ma=2.25$ 、 $p=0.101\text{MPa}$ 、 $T=288\text{K}$ 即标准大气条件下飞行。

需设定四种边界条件: 进气道入口和燃气发生器入口采用质量入口边界; 出口采用压力出口边界; 壁面采用绝热、无滑移壁面。

本文数值模拟采用 FLUENT 软件完成。

4 固相碳粒燃烧与运动轨迹模型

本文采用概率密度函数 PDF (Probability Density Function), 建立概率密度 PDF 输运方程, 进行统计平均或质量加权平均, 建立紊流两相流动的连续、动量、能量、雷诺应力和紊流动能方程并加以封闭, 构成两相紊流模型。文献表明 PDF 模型不仅预估回流区位置较接近实验值, 而且还能预估颗粒运动速度的各项异性规律。由于模拟气固两相流的燃烧, 所以需要二混合分算法, 平均量 $\overline{\varphi_i}$ 的表达式为

$$\overline{\varphi_i} = \int_0^1 \int_0^1 p_1(f_{\text{fuel}}) p_2(p_{\text{sec}}) \varphi_i(f_{\text{fuel}}, p_{\text{sec}}) df_{\text{fuel}} dp_{\text{sec}}$$

式中, f_{fuel} 为燃料流的混合分数; p_{sec} 为二次流的混合分数; p_1 为 f_{fuel} 的 PDF; p_2 为 p_{sec} 的 PDF; $\overline{\varphi_i}$ 为瞬时值标量, 可表示质量分数、密度和温度。

采用确定轨道模型模拟颗粒相的运动, 即忽略颗粒相自身各变量的脉动, 并且忽略流体相的密度脉动及变质量源脉动, 则得到确定轨道模型颗粒相的能量方程为

$$\frac{dT_k}{dt} = [Q_h - Q_k - Q_{\text{rk}} + \dot{m}_k (c_p T - c_k T_k)] / (m_k c_k)$$

式中, 下标 k 表示第 k 组颗粒; Q_k 为颗粒与流体间传热; Q_h 为异相反应热; Q_{rk} 为颗粒辐射热; \dot{m}_k 为第 k 组颗粒质量损失率; m_k 为质量流率。

补燃室中碳粒子对气相以辐射换热为主要热量传递方式, 火焰的热辐射与火焰中介质的温度以及介质的辐射吸收、散射能力有关。辐射传热方程为

$$\frac{di_\lambda}{dk_\lambda} + i(k_\lambda) = I_\lambda(k_\lambda, \omega)$$

i 表示入射辐射强度, λ 表示单色波长, ω 为空间立体角。

颗粒的直径分布与 Rosin-Rammler 径粒分布方程相适应, 碳粒的质量流率 $\dot{m}_c=0.02\text{kg/s}$, 温度 $T_c=2000\text{K}$, 初始轴向速度 $V_x=10\text{m/s}$, 径向速度 $V_r=0\text{m/s}$ 。在燃烧过程中, 粒子直径的平方随时间线性减小。

5 计算结果分析

5.1 流场结构特征分析

两相流的计算条件为: 空气入口总压 $p_0=0.987\text{MPa}$, 总温 $T_0=579.6\text{K}$, $\dot{m}_{\text{空气}}=3.2\text{kg/s}$; 燃料入口总压 $p_0=4.177\text{MPa}$, 总温 $T_0=2000\text{K}$, $\dot{m}_{\text{CO}}=0.2\text{kg/s}$; 固体可燃碳粉质量流率 $\dot{m}_c=0.02\text{kg/s}$, 平均直径 $\bar{D}=12\mu\text{m}$; 出口反压 $p=0.5\text{MPa}$ 。



图 3 以质量着色的碳粒子运动轨迹图

Fig.3 C-particles' movement track colored by mass



图 4 一氧化碳质量分数等值线图

Fig.4 CO mass fraction

图 3 为所追踪的一股流中的 10 束流以粒子质量着色的运动轨迹图。从图中可以看出, 绝大部分颗粒从燃气发生器喷管喷出后随主气流一氧化碳流动, 扩散范围越来越大且质量越来越小而流出, 部分颗粒碰到型面后发生反射现象。图 3 反映出固体碳粒子在喷嘴内含量最大, 到补燃室中后部含量减小, 观察发现在补燃室出口处较多碳粒子还没有燃尽就喷出, 这样的结果不利于固体颗粒的燃烧。图 4 为气相一氧化碳质量分数等值线图, 可以看出 CO 在喷嘴入口处含量最大,

在与空气接触的火焰峰面，浓度变化最剧烈，到补燃室下游，反应基本完成。

图 5 是流场头部的速度矢量图，从图中可见头部有三个旋涡存在，这可能是造成外侧粒子流大角度向外偏转的原因。从图中可见由于气固燃料是以超音速喷入补燃室，因此在喷嘴后方有明显的射流流场结构特征。这一流场波系结构与纯气相的射流流场波系结构相同，并无明显差异。

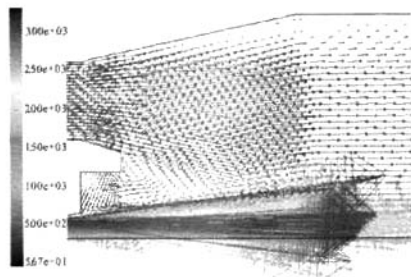


图 5 补燃室头部速度矢量图
Fig.5 Velocity vectorgraph in the head
of the secondary combustion chamber

5.2 固体颗粒直径大小的影响

固体颗粒直径对燃烧效果有很大影响。在5.1节的计算条件下取碳粒子平均直径分别为12 μm 、42 μm 和72 μm 三种情况进行研究。

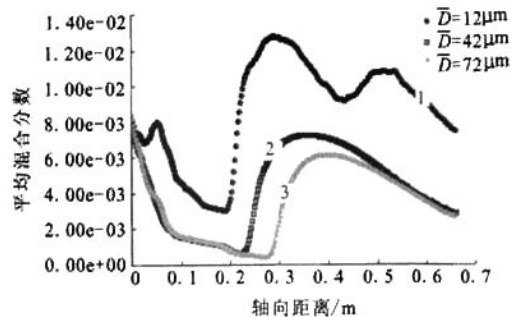


图 6 不同颗粒直径下轴线固体碳的平均混合分数变化曲线
Fig.6 Mean mixture fraction of C in axis in
different particle dimensions

图 6 为离散相即固体碳的平均混合分数变化曲线。可以看出，直径增大时补燃室内离散相的分布范围偏后且在补燃室的同一位置碳粒的含量增大。这样的结果不利于固体颗粒的燃烧，会使大量的固体颗粒还没有来得及燃烧就流动到了出口而喷出，造成了能源的浪费，所以要选择适当的颗粒直径。表 1 对三种颗粒直径分布下固体碳粒子在补燃室内的燃尽率、平均停留时间等参数进行了比较。

表 1 不同直径大小颗粒燃烧结果参数比较

Tab.1 Comparison of combustion parameters in different dimensions

直径/ μm	固体碳燃尽率/(%)	平均停留时间/ms	颗粒相传热/W
$\bar{D}=12$	43.02	1.817	2.356e+04
$\bar{D}=42$	20.05	2.261	1.332e+04
$\bar{D}=72$	1.43	2.603	9.863e+03

从表中可以得出规律：对于含有颗粒气固两相的燃烧，随着颗粒直径的增大，燃尽率呈现出减小的变化趋势，且变化非常剧烈。从停留时间上可以看出，随着颗粒直径的增大，碳粒在补燃室内的平均停留时间越来越长，这说明直径越大，固相颗粒相对于气相的速度滞后越大，在燃气发生器喷嘴内的流动时间越长。从颗粒相的传热中可以看出，固体颗粒直径越大，固相对气相的传热越小。这是因为颗粒外部与碳粒中心之间存在着温度差，较大的颗粒直径影响碳粒中心处的温度时间历程，这对碳粒的燃烧产生影响。直径越大，固体碳开始燃烧的时间越长，相同补燃室长度下固相对气相的传热越小。

5.3 补燃室长度的影响

从表 1 中可以看出碳粉的燃尽率很低，很多固体颗粒还没有燃烧就喷出去了。在不改变计算条件情况下加长补燃室长度从 $L=560\text{mm}$ 到 $L=1200\text{mm}$ ，即轴线上 $x=0.10\text{m}\sim 1.30\text{m}$ 为加长后的补燃室段。

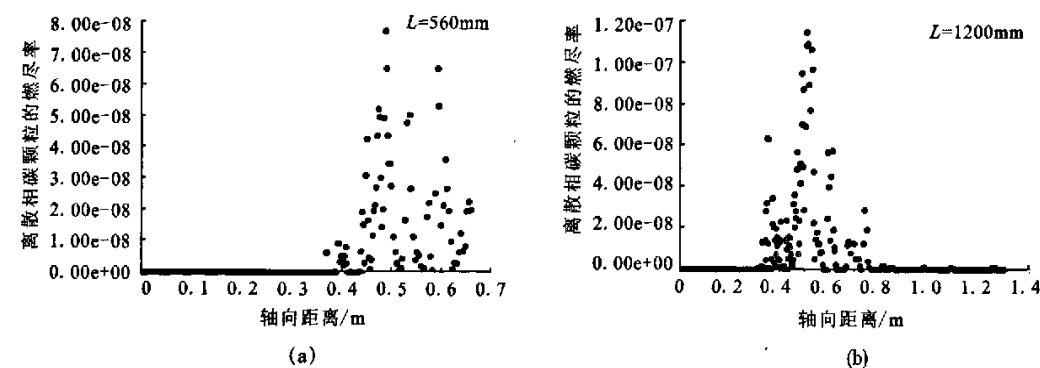


图 7 两种补燃室长度下轴线固体碳的燃尽率

Fig.7 Axial ratio of burning out of C in different length of the secondary combustion chamber

图 7 为颗粒的平均直径 $\bar{D}=12\mu\text{m}$ 时两种补燃室长度下固体碳在轴线上燃尽率的变化曲线。可以明显看出, 当 $L=560\text{mm}$ 时, 碳燃烧剧烈的范围为轴线上 $x=0.40\text{m}\sim 0.65\text{m}$, 在出口处还有很多燃料没有燃烧就喷出, 而当 $L=1200\text{mm}$ 时, 燃烧剧烈的范围为轴线上 $x=0.40\text{m}\sim 0.80\text{m}$, 碳粒有充足的燃烧空间。

成, 这不利于固体颗粒的燃烧。在补燃室内的同一位置, 长度越长固体碳的质量分数越小。这是因为当补燃室长度增长时, 碳粒的停留时间增大, 固相颗粒相对于气相的速度滞后减小, 化学反应时间增长, 同一位置剩余碳粒的质量百分数减小, 这有利于固体颗粒的燃烧。这些结论与胡建新所做的研究结论一致。

表 2 两种补燃室长度下燃烧结果参数比较

Tab.2 Comparison of combustion parameters in different length of the secondary combustion chamber

直径 μm	长度 mm	平均停留 时间/ ms	固体碳 燃尽率/(%)	颗粒相 传热/ W
$\bar{D}=12$	560	1.817	43.02	2.356e+04
	1200	4.403	62.56	2.742e+04
$\bar{D}=42$	560	2.261	20.05	1.332e+04
	1200	4.443	35.14	1.967e+04
$\bar{D}=72$	560	2.603	1.43	9.863e+03
	1200	4.470	7.78	1.532e+04

表 2 为补燃室长度增长时燃料平均停留时间和固体碳的燃尽率等参数的比较, 可以得出:

(1) 随着补燃室长度的增长, 碳粉在补燃室内的平均停留时间明显增大, 约 1.5 倍左右;

(下转第 49 页)

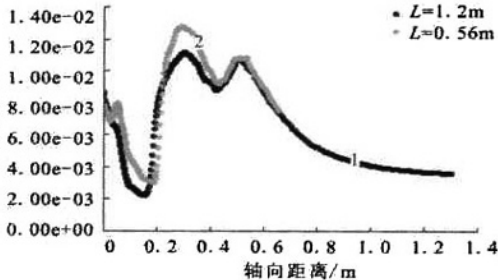


图 8 两种补燃室长度下轴线离散相 (固体碳) 的平均混合分数

Fig.8 Axial mean mixture fraction of C in different length of the secondary combustion chamber

图 8 为两种长度下固体碳在补燃室内的平均混合分数。从图中可以看出, 两种长度下曲线的变化趋势是一致的。当补燃室长度 $L=1200\text{mm}$ 时, 颗粒相的混合分数在出口位置处于相对稳定的状态, 而当补燃室长度 $L=560\text{mm}$ 时, 混合分数在出口附近变化比较剧烈, 说明反应还没有完

7 国内外差距

我国液体火箭发动机试验技术取得了很大进展,基本能满足现有型号研制要求,但与美国、法国、德国、俄罗斯等航天技术发达国家相比,无论是硬件装备、试验能力还是技术水平都还有明显的差距,主要体现在:

(1) 试验设施不完善,试车台规模小,可扩展性差。

(2) 高空环境试验能力比较薄弱。

(3) 试验条件调整能力差,试验系统难以柔性化,测控能力不足;测试前端手段单一,一次试车获取信息有限,且缺乏对测试数据的深入分析和综合利用。

(4) 试车台污染治理未有效开展,安全防护与应急措施不足,发动机试车健康诊断系统研究刚刚起步。

参考文献:

- [1] Bianco J. NASA Lewis Research Center's combustor test facilities and capabilities[R]. AIAA 1995-2681.
- [2] Matringe L. PF52 test stand for the new VINCI rocket engine[R]. AIAA 2001-3382.
- [3] Joyel M, Kerl, Gwynn A, Severt, Kurt H, Loos. Advanced nozzle test facility at NASA Glenn Research Center [R]. AIAA 2002-3245.
- [4] Shamim Rahman, Bartt Hebert. Rocket propulsion testing at Stennis Space Center. Current capability and future challenges[R]. AIAA 2003-5038.
- [5] Christopher D Morin. Developing a high altitude simulating, dynamic, ground test capability at the Holloman AFB high speed track [R]. AIAA 2004-6834.
- [6] Shamim Rahman, Bartt Hebert. Large liquid rocket testing-strategies and challenges[R]. AIAA 2005-3564.
- [7] Gullia A, Laskaridis P. A preliminary investigation of thrust measurement correction in a enclosed engine test facility [R]. AIAA 2005-1128.

(编辑: 王建喜)

(上接第 41 页)

(2) 随着补燃室长度的增长,固体碳的燃尽率增大,固相对气相的传热增大,这有利于燃烧效率的提高。

表 1~2 中固体碳粒子的燃尽率偏低,这是由于本研究中的燃料流为灰分、挥发分、碳三者的混合物,碳粉的含量较少,与实际冲压发动机的 C、Mg、Al 等固体颗粒燃料有很大差别;其次,计算时把补燃室尺寸减小进行模拟,以期减少计算时间,这减小了碳粒子在补燃室内的停留、燃烧时间,故对碳的燃尽率有较大影响。

6 结论

模拟了固体碳颗粒参与燃烧时补燃室内的燃烧流场情况。通过上述论证可以得出:增大固体颗粒直径,燃料的燃烧效率明显减小,碳粉燃烧

不充分,不利于降低特征信号;增大补燃室长度,固体颗粒在补燃室内的平均停留时间增大,燃尽率增大,燃烧效率提高。

参考文献:

- [1] 王志吉. 固体火箭冲压发动机燃烧过程仿真与实验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2002.
- [2] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京:科学出版社, 2002.
- [3] 胡建新, 夏智勋, 刘君, 等. 非壅塞火箭冲压发动机补燃室两相流数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 193-195, 240.
- [4] 范维澄, 万跃鹏. 流动及燃烧的模型与计算[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社, 1992.

(编辑: 陈红霞)