

文章编号: 1001-2486(2008)01-0001-04

进气道角度对含硼推进剂固冲发动机性能的影响^{*}李泽勇¹, 胡建新, 夏智勋, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 为了提高含硼推进剂固体火箭冲压发动机内硼颗粒的燃烧效率, 采用颗粒轨道模型进行了补燃室两相流的数值模拟, 其中硼颗粒的点火和燃烧模型采用的是 King 模型, 建立了发动机补燃室内简单反应流模型, 在该模型下研究了进气道的位置对非壅塞固体火箭冲压发动机燃烧效率的影响, 并在此基础上进行直连式试验研究。结果表明, 后进气道角度为 60° 时的燃烧效率比 90° 时高。

关键词: 固体火箭冲压发动机; 非壅塞; 数值模拟; 两相流; 含硼推进剂

中图分类号: V434 文献标识码: A

Effects of Side Inlet Angle on the Performance of Boron-based Propellant Ducted Rocket

LI Ze-yong, HU Jian-xin, XIA Zhi-xun, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Theoretical investigation on the behavior of boron particles in the flow field of a ducted rocket secondary combustor is presented. The study was motivated by the difficulties in achieving good combustion efficiencies of boron particles. The equation describing the gas flow field and the particle behavior were solved numerically. It is presumed that the ignition and combustion of boron particles can be controlled by King's model. The solution presents the trajectory and oxide layer thickness of the boron particles due to the interactions with the surrounding gas. Experimental investigations were done on a connected pipe test bed. Decreasing the side-inlet angle increases combustion efficiency.

Key words: ducted rocket; unchoked; numerical analysis; two phase flow; boron-based propellant

为适应新一代导弹技术的要求, 固体火箭冲压发动机用贫氧推进剂将向高能化方向发展^[1-2]。同其他金属燃料相比, 硼以其较高的质量热值和容积热值被认为是贫氧推进剂的最佳燃料^[3-4]。含硼推进剂含有较多的硼颗粒, 在燃气发生器中由于缺氧和低温而不可能充分点火燃烧, 因此含有大量硼颗粒的富燃燃气是在补燃室中与空气掺混完成燃烧的。从燃气发生器喷管喷入补燃室的单个硼颗粒, 所要求的点火与维持燃烧的条件常常是相矛盾的, 点火要求高温区, 维持燃烧则需要富氧区, 而富氧区的温度往往又不高。为此, Vigot 提出并证实了利用旁路空气的设想, 把发动机的空气流分成两部分^[5]。本文采用颗粒轨道模型进行两相燃烧流的数值模拟, 其中硼颗粒的点火和燃烧模型采用的是 King 模型, 研究了后进气道角度对非壅塞固体火箭冲压发动机燃烧效率的影响。

1 三维两相湍流燃烧的理论 和数值模拟

1.1 物理模型

在非壅塞固体火箭冲压发动机中, 燃气发生器所用贫氧推进剂的氧化剂含量仅 25%~40%, 进入补燃室的是富燃燃气, 空气通过进气道进入补燃室, 从而空气中的氧气与富燃燃气发生反应, 如图 1 所示。燃气发生器喷管采用了 2 个偏心喷管, 与双下侧二元进气道相对应。

为了简化计算分析工作量, 对流场做如下假设: (a) 反应为简单一步总包反应; (b) 补燃室内气体为

* 收稿日期: 2007-10-22

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 李泽勇(1970-), 男, 博士生。

理想气体,符合气体状态方程 $p = \rho RT$; (c) 燃气流中只有 CO 、 H_2 、 HCl 、 AlCl_3 、 CO_2 、 H_2O 六种,而其他组分由于含量比较少,可以忽略;(d) 假设从燃气发生器喷出来的颗粒为带有液态氧化层的硼颗粒。

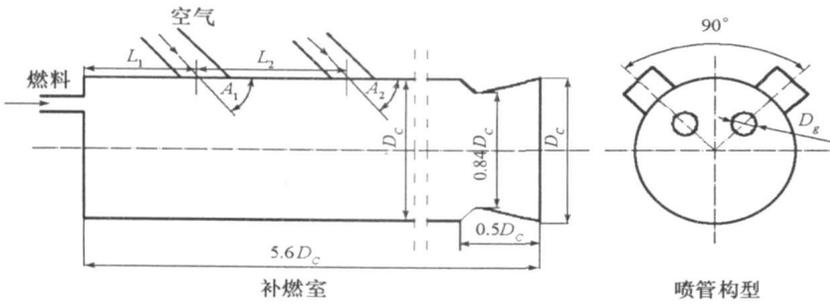


图 1 非壅塞固体火箭冲压发动机补燃室结构图

Fig. 1 Unchoked rocket ramjet after burner configuration

1.2 控制方程及边界条件处理

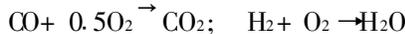
根据以上假设和流体力学中的质量、动量、能量、组分、湍流的 $k-\epsilon$ 方程,三维燃烧室的控制方程可以写为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u\phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v\phi) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w\phi) - \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x}\right) - \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y}\right) - \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial z}\right) = S_\phi$$

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), S_ϕ 是气相源项以及方程中不能写入上式左边各项中的那些项。 ϕ 、 Γ_ϕ 、 S_ϕ 的具体内容见文献[6]。采用确定轨道模型来描述颗粒的运动,颗粒运动方程以及硼颗粒点火和燃烧模型参见文献[7]。

空气和富燃燃气的入口边界条件以及发动机几何构型均由试验条件给定,而燃气温度由热力计算所得。假设燃气中气相的成分 CO 、 H_2 、 HCl 、 AlCl_3 、 CO_2 、 H_2O 的质量分数分别为 0.45、0.2、0.05、0.15、0.1、0.05,而凝相成分为带有液态氧化膜的硼,占富燃燃气流量的 30%,颗粒初始直径为 $5\mu\text{m}$,液态氧化层初始厚度为 $0.5\mu\text{m}$,颗粒温度和速度的取值与燃气中气相入口参数相同。

根据假设(b)和(c),在补燃室内发生的反应为



各组分的反应速率表达式以及燃烧效率计算公式参见文献[7]。

2 固体火箭冲压发动机二次燃烧试验系统和参数

图2示出了非壅塞固体火箭冲压发动机直连式试验设备简图。空气来自高压储气罐,经稳压阀、气动阀进入加热器,由燃料和氧气加热空气。加热的空气分两路经进气道进入补燃室。空气与燃气发生器喷出的富燃燃气在补燃室中掺混、燃烧,形成高温燃气,并经冲压喷管排出产生推力。

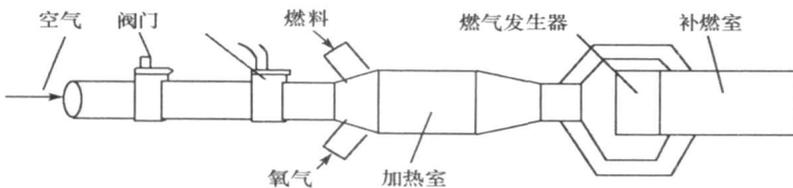


图 2 直连式试验系统示意图

Fig. 2 Schematic of connected-pipe test

硼在燃烧时存在严重的凝聚行为,从而大大降低硼的燃烧效率,本课题在研究中选取 AP 这种实用材料作为硼颗粒表面的包覆剂,并用少量高氯酸钾(KP)替代 AP 作氧化剂,以有效降低一次燃烧的残渣,并且由于产生活泼的游离钾还原硼表面的液态氧化膜而改善二次燃烧性能。试验所采用的推进剂为含硼贫氧推进剂,具体配方为:经过 AP 包覆后的 B, 30%; AP, 30%; KP, 5%; Mg, 5%; HTPB, 30%。由

于比冲效率和喷管效率受推力测量不确定性的影响, 精度较差, 而压强测量比较准确, 因此, 在本文试验研究过程中, 考虑结构对发动机性能影响时, 均采用特征速度表示的燃烧效率来判别发动机性能的好坏。燃烧效率定义为特征速度的实验值与理论值之比, 即 $\eta_c^* = c_{exp}^*/c_{th}^*$, 其中, 特征速度的理论值 c_{th}^* 由理论计算得出, 而实验值为 $c_{exp}^* = P_{t4}A_t/\dot{m}_t$ 。 P_{t4} 为冲压补燃室尾部总压, A_t 为发动机主喷管喉部面积, \dot{m}_t 为补燃室出口质量流量, 应为空气流量和燃料流量之和。

3 结果分析与讨论

采用图 3 所示的二次进气构型后, 补燃室内可分成两个区域, 第一区是主燃烧区, 它提供硼颗粒点火必需的高温条件; 第二区是带旁路进气口的第二燃烧区, 来自第一区的已点火硼颗粒在此与氧浓度高的新鲜空气混合, 使燃烧维持到底。为了在燃烧室前端获得必要高温以便点燃硼颗粒, 要求主燃烧区内燃气与空气的混合比接近化学当量。由于补燃室长度的限制, 不能确保硼颗粒在主燃烧区内完全燃烧, 也不能确保在第二燃烧区内与空气充分混合, 但要确保在主燃烧区内除掉硼颗粒表面的氧化层使其点火, 而在第二燃烧区内有大量冷空气的加入时硼颗粒不能熄火。

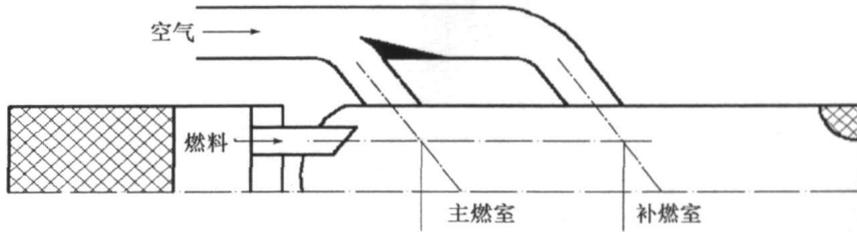


图 3 补燃室燃烧区域划分示意图

Fig. 3 Combustion zone of secondary combustion chamber

对后进气道进气角度为 60° 和 90° 等两种情况进行了试验研究, 而发动机其他结构参数均相同: 前进气道后置长度为 $0.8D_c$, 前后进气道轴向距离为 $1.6D_c$, 进气道出口直径为 15mm , 前后进气流量比例为 $1:1$, 试验结果列于表 1。试验结果表明, 后进气道进气角度为 60° 时的燃烧效率比较高。

表 1 不同后进气道角度对发动机性能影响试验数据

Tab. 1 Experimental case for the effect of A_2

No.	1- 26- 3	1- 31- 1
前进气道角度($^\circ$)	60	60
后进气道角度($^\circ$)	60	90
补燃室压力(MPa)	0.476	0.439
燃气发生器压力(MPa)	0.474	0.428
试验特征速度 c_{exp}^* (m/s)	952.66	839.26
理论特征速度 c_{th}^* (m/s)	964.95	950.99
燃速(mm/s)	1.76	1.70
空燃比	20.32	21.23
喷射效率(%)	95.48	96.93
燃烧效率(%)	98.73	88.25

图 4 给出了不同后进气道进气角度时, 燃气温度沿补燃室中心轴线变化的数值模拟结果。当后进气道角度为 90° 时, 大量的冷空气进入主燃烧区, 则会降低这一区域的温度, 这对硼颗粒的点火不利, 并且环境温度太低还会使得已经完成点火过程的硼颗粒熄火。

图 5、表 2 分别给出了不同后进气道进气角度时, 硼颗粒直径沿颗粒运动轨迹变化以及冲压喷管出口处燃烧效率的数值模拟结果。从图中可以看出, 当后进气道角度为 90° 时, 从冲压喷管所排出的颗粒直径较大, 这说明颗粒的燃烧程度相对不完善, 从而使得颗粒燃烧效率降低了, 这与试验结果是一致的, 这验证了本文数值模拟研究的准确性。

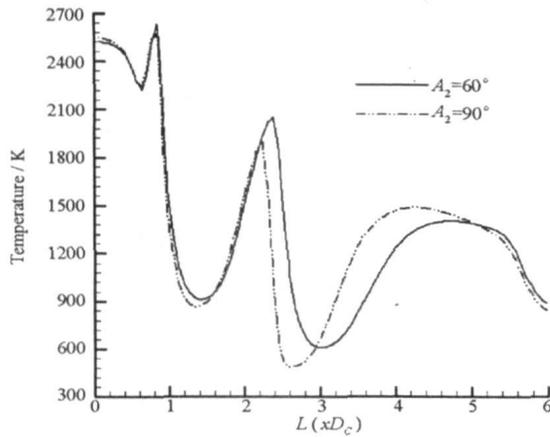
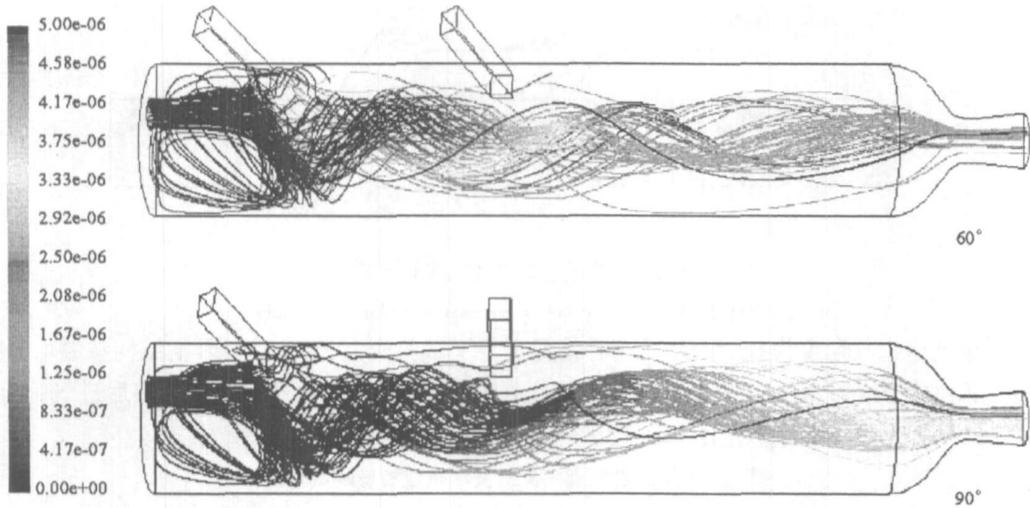
图4 后进气道角度对温度沿 X 轴分布的影响Fig. 4 The effect of A_2 on temperature along axis

图5 不同后进气道角度对补燃室颗粒直径分布的影响(m)

Fig. 5 The effect of A_2 on distribution of particle diameter in secondary chamber (m)

表2 不同后进气道角度对燃烧效率的影响

Tab.2 The effect of A_2 on the combustion efficiency

A_2 ($^\circ$)	η_{O} (%)	η_{H_2} (%)	η_{B} (%)	η_{H} (%)
60	100	100	93.32	96.46
90	100	100	67.83	82.89

4 结论

采用两相湍流燃烧模型和直连式试验,研究了进气道的位置对非阻塞固体火箭冲压发动机燃烧效率的影响。结果表明,后进气道角度为 60° 时的燃烧效率比 90° 时高。数值模拟与试验研究结果一致,这也验证了本文数值模拟研究的准确性。

参考文献:

- [1] 戴耀松. 固体火箭- 冲压发动机的研究进展[J]. 推进技术, 1987, 17(5).
- [2] 毛成立, 李葆萱, 胡松启, 等. 热空气中硼粒子点火模型研究综述[J]. 推进技术, 2001, 22(1).
- [3] Ristori A, Dufour E. Numerical Simulation of Ducted Rocket Motor[R]. AIAA 2001- 3193, 2001.
- [4] 马智博, 蔡选义, 张振鹏. 火箭冲压发动机掺混流场数值方法研究[J]. 推进技术, 1998, 18(4).
- [5] Vigot C, Bardelle L, Nadaud L. Improvement of Boron Combustion in a Solid-fuel Ramrocket[J]. AIAA 86- 1590, 1986.
- [6] 周力行. 多相湍流反应流体力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [7] 胡建新, 夏智勋, 方丁酉, 等. 固冲发动机补燃室内硼颗粒点火和燃烧数值研究[J]. 弹道学报, 2006, 18(1).