大速差射流装置对固体粉末冲压发动机燃烧性能的影响分析

马利锋, 杨玉新*, 霍东兴, 董新刚

西安航天动力技术研究所, 西安 710100

* E-mail: 120029928@qq.com

收稿日期: 2014-08-29; 接受日期: 2014-11-10

摘要 采用颗粒轨道模型对固体粉末冲压发动机的两相流场进行了三维数值模拟, 研究了大速差射流稳燃装置对发动机掺混燃烧性能的影响. 计算结果表明, 大速差射流稳燃装置提高了粉末燃料与空气的掺混程度, 同时增大了粉末燃料在发动机中的停留时间, 大幅度提高了粉末冲压发动机的燃烧效率, 发动机燃烧效率达到 89.3%.

关键词

粉末冲压发动机
大速差射流
数值模拟
硼颗粒燃烧

1 引言

粉末燃料冲压发动机是一种以金属粉末为燃料、以冲压空气作为氧化剂和工质的新型冲压发动机. 由于采用高能量密度的金属粉末燃料, 该发动机具有比冲高、安全性好、成本低及推力可调等优点. 法国 ONERA 现已完成 $\varnothing 200$ mm 发动机地面试验, 并指出粉末燃料的装载及流量精确控制是该发动机的关键技术. 美国业已开展了发动机性能的理论研究、金属粉末的理论与实验研究工作^[1-3]. 国内国防科大、西工大等也就发动机性能、掺混燃烧特性等开展了较多的理论与试验研究工作. 目前, 由于金属粉末熔点沸点较高、不易挥发, 而其氧化物的挥发性相对较好, 因此燃烧主要在表面进行, 燃烧效率偏低, 因此提高固体粉末冲压发动机的燃烧效率是该发动机走向工程应用的关键一步.

2 发动机结构设计

粉末燃料冲压发动机所使用的粉末燃料必须在

高温下才能与冲压空气发生化学反应. 因此如何通过合理的燃烧组织实现常温粉末燃料在冲压空气中点燃以及稳定燃烧是发动机设计的关键. 目前, 关于该种发动机的结构设计尚处于探索阶段, 国内外学者提出的一些发动机概念构型缺乏足够的试验验证.

本文在总结国内外研究的基础上, 结合理论分析, 提出了一种新的发动机构型(图 1). 该发动机采用二次进气方式, 其中一次进气保证空燃比在燃料的当量比附近, 满足发动机启动和稳定燃烧的要求, 二次进气增大了发动机空燃比, 有利于发动机比冲性能的发挥, 同时也避免了大量的空气集中于发动机头部从而导致燃气温度降低的现象. 一次进气口与二次进气口之间用大孔径隔板隔开, 设置隔板的目的是增加发动机头部的湍流度并形成回流区, 起到火焰稳定的作用. 该发动机头部径向分布 4 个燃气喷口作为大速差射流稳燃装置, 高温高速燃气由喷口喷入补燃室. 大速差射流稳燃装置在粉末燃料直流射流的基础上, 加入了高速高温射流, 两者相结合

引用格式: 马利锋, 杨玉新, 霍东兴, 等. 大速差射流装置对固体粉末冲压发动机燃烧性能的影响分析. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 21-24
Ma L F, Yang Y X, Huo D X, et al. Analysis on the combustion performance resulted of the big speed difference combustion stabilization device in the solid power fuel ramjet (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 21-24, doi: 10.1360/N092014-00262

图 1 粉末冲压发动机结构

产生强烈的湍流流场,从而形成了回流区,一方面有利于粉末燃料与空气的掺混,另一方面提高了粉末燃料的温度,促进了粉末燃料的点火和燃烧.粉末燃料的流化气体为 CH_4 ,在保证流化效果的同时,实现了粉末燃料的点火.

3 物理模型和计算方法

3.1 物理模型

粉末冲压发动机两相流动燃烧过程非常复杂,为了简化分析和计算,对图 1 所示的发动机流场做如下假设:

- 1) 发动机流场为三维定常反应流场;
- 2) 反应过程简化为一步总包反应;
- 3) 燃烧室内的气体为理想气体,符合气体状态

方程 $p=\rho RT$;

4) 流化气为 CH_4 ,大速差射流燃气成分为 CO_2 和 H_2O ;

5) 作为粉末燃料的硼粉为纯净的金属颗粒,表面未被氧化层包覆;

6) 硼颗粒在高温下的点火燃烧过程比较复杂,分为点火过程和燃烧过程 2 个阶段.在此进行适当简化,认为硼颗粒为球体颗粒,仅考虑硼颗粒的燃烧过程,其反应方程式为

$$2\text{B} + \text{O}_2 = \text{B}_2\text{O}_2(\text{g}).$$

- 7) 不考虑重力和辐射传热的影响.

3.2 计算模型

使用了有限体积方法对三维多组分化学反应方程进行求解,对流项采用 AUSM 二阶格式,粘性项采用二阶中心差分.湍流模型采用了 $k-\omega$ Menter SST 湍流模型的雷诺时均法,其对自由剪切层及分离流动湍流具有较高的计算精度^[4].为节省计算量取 1/2

区域进行计算,总网格数 75 万,壁面加密.流化气燃烧采用 CH_4 一步总包反应模型.通过 ISAT 方法求解化学动力学过程.硼的燃烧速率^[5]为

$$R_b = 4\pi r_p \rho_g D \ln(1 + 0.667w(\text{O}_2)) / M_B,$$

式中, $w(\text{O}_2)$ 为颗粒周围气体中氧气的质量分数,扩散系数 $D=1.5\times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$.

3.3 边界条件

模拟飞行工况对应的空气来流为 10 km, 3 Ma 状态,空气入口总温为 625 K,一次进气与二次进气空气流量均为 3 kg/s.粉末燃料入口质量流量为 0.3 kg/s,粉末燃料粒径为 0.002 mm,由流化气流化并携带进入补燃室,流化气质量流量为 0.125 kg/s,大速差射流燃气流量为 0.5 kg/s.发动机喷管出口压强为高空环境背压.

4 计算结果与分析

为了研究大速差射流稳燃装置对固体粉末冲压发动机燃烧性能的影响,本文计算了两种工况,其中 Case1 采用了大速差射流稳燃装置,计算工况如表 1 所示.

图 2 给出了发动机对称面速度分布对比,可以看出相对于 Case2, Case1 大速差射流稳燃装置喷出的高温高速射流与发动机头部形成了明显的自由剪切层,高温高速射流与头部空气在自由剪切层内发生动量能量交换,在提升补燃室头部温度的同时,形成了持续稳定的点火源.

表 1 计算工况

工况	空气流量 (kg/s)	粉末燃料流量 (kg/s)	流化气流量 (kg/s)	大速差射流 装置
Case1	6	0.3	0.125	√
Case2	6	0.3	0.125	

图 3 给出了发动机补燃室粒子轨迹分布, 可以看出 Case1 补燃室头部粒子轨迹比较杂乱, 呈现出旋流状, 这是因为在高速射流与一次进气的混合作用下, 补燃室头部形成了很强的回流区, 挟裹着金属粒子作旋流状运动. Case1 头部回流区的存在提高了金属粒子与空气的掺混度, 同时增加了金属粒子的停留时间, 有利于金属粒子的高效燃烧. 在补燃室尾部, 金属粒子在空气的作用下趋近于壁面运动.

图 4 给出了发动机补燃室对称面湍流强度分布, 可以看出 Case1 燃烧室内湍流强度明显高于 Case2, 湍流强度的增大有利于粉末燃料与空气氧化剂的充分混合, 对燃烧和火焰稳定非常重要.

图 5 给出了补燃室温度分布, 可以看出 Case1 补燃室头部及尾部温度均高于 Case2, 由此可以说明 Case1 补燃室燃烧效率较高, 金属颗粒释放的总能量高于 Case2, 因此 Case1 补燃室室温较高. 同时可以看出, 补燃室尾部下壁面温度高于上壁面, 即粉末燃料放热区域靠近补燃室下壁面, 这是发动机采用双侧进气, 空气进入补燃室后裹挟着粉末燃料沿下壁面流动, 结合图 3 亦可以看出, 因此在做热防护时,

图 2 补燃室对称面速度分布对比

(a) Case1; (b) Case2

图 3 补燃室粒子轨迹分布

(a) Case1; (b) Case2

补燃室下壁面绝热层应适当加厚.

图 6 给出了补燃室 B_2O_2 浓度分布, 可以看出 Case1 补燃室 B_2O_2 浓度明显高于 Case2, 由此说明 Case1 中金属粉末燃烧效率高于 Case2, 表 2 给出了发动机燃烧效率及比冲性能对比, 可见 Case1 发动机性能大幅度优于 Case2. 因此, 在发动机设计时, 采用大速差射流稳燃装置可大幅度提高发动机性能.

图 4 补燃室对称面湍流强度分布

(a) Case1; (b) Case2

图 5 补燃室温度分布

(a) Case1; (b) Case2

图 6 补燃室对称面 B_2O_2 浓度分布

(a) Case1; (b) Case2

表 2 发动机燃烧效率、比冲对比

工况	燃烧效率(%)	比冲(N s/kg)
Case1	89.3	10527
Case2	75.9	9146

5 结论

1) 大速差射流稳燃装置提高了粉末燃料与空气的掺混程度, 同时增大了粉末燃料在发动机中的停留时间, 提高了粉末冲压发动机的燃烧效率.

2) 在使用大速差射流稳燃装置时, 本算例中发动机燃烧效率为 89.3%, 发动机比冲性能达到较高水平.

3) 在粉末冲压发动机中, 补燃室高温区域靠近下壁面, 因此在做热防护时可对下壁面适当加强.

参考文献

- 1 Goroshin S, Higgins A J, Kamel M. Powdered Metals as Fuel for Hypersonic Ramjets. AIAA-2001-3919
- 2 Linnell J A, Miler T F. A Preliminary Design of A Magnesium Fuled Martian Ramjet Engine. AIAA-2002-3788
- 3 John P Foote, Litehford J. Powdered Magnesium Carbon Dioxide Combustion for Mars Propulsion. AIAA-2005-4469
- 4 周力行. 多相湍流反应流体力学. 北京: 国防工业出版社, 2002
- 5 Natan B, Gany A. Ignition and combustion of boron particles in the flowfield of a solid fuel ramjet. J Propul Power, 1991, 7: 37-43

Analysis on the combustion performance resulted of the big speed difference combustion stabilization device in the solid power fuel ramjet

MA LiFeng, YANG YuXin, HUO DongXing & DONG XinGang

Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China

The 3D two-phase flow field in the solid power fuel ramjet was numerically simulated by the particle trajectory model, and the combustion performance resulted of the big speed difference combustion stabilization device was studied. The results show that firstly the big speed difference combustion stabilization devices improve the degree of mixing between the power fuel and air, secondly the device not only increase the residence time of the power fuel in the engine, but also improves the combustion efficiency of powder ramjet as many as 89.3%.

powder fuel ramjet, big difference-jet, numerical simulation, boron particle combustion

doi: 10.1360/N092014-00262