

某蒸发式稳定器燃烧特性及供油匹配数值研究

丁兆波¹, 金捷²

(1. 北京航天动力研究所, 北京 100076;

2. 北京航空航天大学 航空发动机数值仿真中心, 北京 100191)

摘 要: 为了研究一种适用于亚燃冲压发动机燃烧室的蒸发式火焰稳定器方案, 采用 PDF 燃烧模型对其燃烧特性及供油匹配进行了流动及两相燃烧数值模拟与分析, 重点研究了不同主燃区/局部供油匹配以及不同主燃区供油浓度分布等对燃烧性能的影响, 获得了燃气温度峰值与均匀性相对优化的供油方案。

关键词: 冲压燃烧室; 蒸发式稳定器; 燃烧特性; 供油匹配; 数值研究

中图分类号: V434.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 04-0043-06

Numerical investigation on combustion characteristics and fuel supply matching for an evaporative flame-holder

DING Zhao-bo¹, JIN Jie²

(1. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China;

2. Aero-engine Numerical Simulation Research Center, BUAA, Beijing 100191, China)

Abstract: To study an evaporative flame-holder suitable for the ramjet combustor, the numerical simulation and analysis of two-phase combustion flow field for combustion characteristics and the fuel supply matching was carried out based on PDF combustion model. The influence of different main combustion zone / local fuel-feeding matching and fuel-feeding density distribution in different main combustion zone on the combustion performance were studied emphatically. An optimization fuel-feeding scheme for peak value and uniformity of gas temperature were obtained. The calculation result of the scheme is rational. It has an important significance for the optimization design for the fuel-feeding scheme of the evaporative flame-holder.

Keywords: ramjet combustor; evaporative stabilizer; combustion characteristic; fuel supply matching; numerical investigation

收稿日期: 2012-03-07; 修回日期: 2012-04-07

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目 (2009JY06)

作者简介: 丁兆波 (1980—), 男, 工程师, 研究领域为发动机燃烧装置的设计和研究

0 引言

火焰稳定器是冲压燃烧室的核心部件之一,作用是形成低速回流区提供稳定持续点火源。它对发动机的主要性能,如燃烧效率、稳定性、流阻损失及耗油率等都起着决定性的作用。火焰稳定器的设计好坏,直接关系到燃烧室乃至整台发动机是否成功^[1-4]。蒸发式火焰稳定器具有燃烧效率高,贫油熄火范围宽,点火性能好等优点,在工作状态多变的加力燃烧室和亚燃冲压燃烧室中得到普遍应用^[5-9]。该类稳定器一般采用局部供油和主燃区供油相结合的供油方式,主燃区/局部供油匹配及主燃区供油浓度分布是决定燃烧室性能的关键因素。其中郑殿峰基于斯贝蒸发式稳定器新设计了 5 种蒸发式稳定器,提高了点火性能、火焰稳定性和燃烧效率,扩大了低压下

的贫富油熄火边界^[5-6]。刘鸿、王家骅等对应用在 AL-31F 加力燃烧室的一种先进的特种 V 型蒸发式火焰稳定器进行了研究,揭示了该种稳定器冷态下的总压损失特点以及低压稳定性好,贫富油熄火边界宽的特点^[7-9]。

本文对一种蒸发式火焰稳定器的流动、两相燃烧及性能进行了数值模拟与分析,并对不同主燃区/局部供油匹配以及不同主燃区供油浓度分布等进行了数值优化研究。

1 数学物理模型

1.1 研究问题

本文所研究的蒸发式稳定器的几何结构及喷油方案如图 1 所示。此稳定器置于二元通道内,选取堵塞比 0.32,采用局部和主燃区匹配供油的方案。

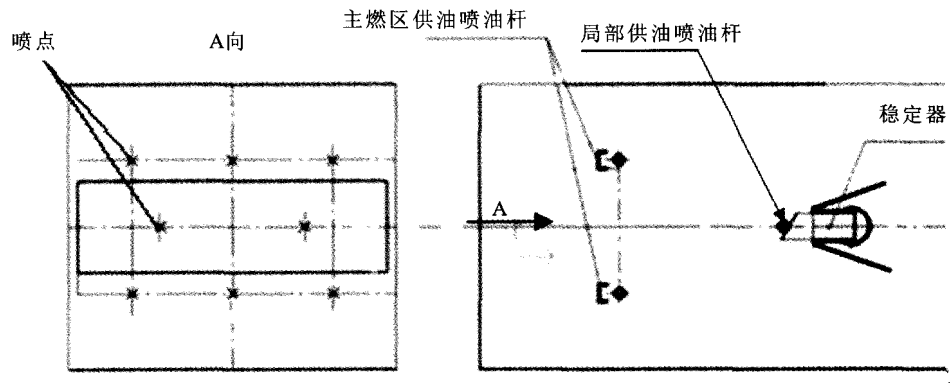


图 1 局部供油与主燃区供油的喷点布局

Fig. 1 Layout for local and main fuel-feeding injectors

1.2 数值方法

计算采用有限体积方法和迎风格式对气相 N-S 控制方程进行离散。压力和速度的耦合采用 SIMPLE 方法。标准 $k-\epsilon$ 模型提供湍流封闭,近壁区采用标准壁面函数处理。采用守恒标量的 PDF 模型处理扩散燃烧问题。煤油喷雾采用离散相模型,在全流场中用拉格朗日方法跟踪液滴的运动和输运。

1.3 计算区域及网格划分

如图 2 所示,燃烧流场计算区域共划分为 5 个区:稳定器单独划分为一个分区,网格适当加密;稳定器前方为一个分区,由于假设来流均匀,该区网格可适当减少;稳定器上、下方各为一个分区,网格大小介于前两个分区之间;稳定器后部为一个分区,为精确捕捉稳定器后回流区,靠近尾缘部分应适当加密。网格总数约 60 万。

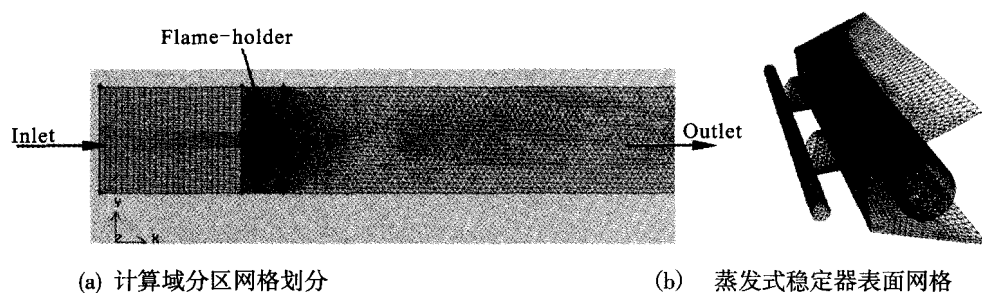


图 2 计算域及网格划分

Fig. 2 Computational domain and meshing

1.4 边界条件给定

1.4.1 进口

速度进口, 给定来流空气速度, 平均混合分数 $\bar{f}=0$, 混合分数脉动值 $\overline{f'^2}=0$ 。

1.4.2 出口

压力出口, 回流平均混合分数 $\bar{f}=0$, 回流混合分数脉动值 $\overline{f'^2}=0$ 。

1.4.3 燃料进口

采用 DPM 模型, 给定煤油喷嘴的位置、液滴的速度、直径、静温和流量。

1.4.4 壁面

绝热, 无滑移。

具体模拟工况: 进口气流 $Ma=0.28$; 进口速度 $V=123.5$ m/s; 油气比 $f=0.02$ 。

1.5 喷油方案简化

1.5.1 局部供油

为了获得良好的燃烧数值模拟效果, 将蒸发管的 2 排出口等面积简化为 2 条狭缝面, 计算时直接在狭缝面上定义局部供油喷射面。

1.5.2 主燃区供油

为了降低网格划分难度, 减少网格数量, 在对流场分布影响不大的前提下, 将主燃区喷油杆忽略, 计算时可以在真实喷油杆位置定义上、下 2 个喷射面。喷射面面积可按下式求得

$$m_t = \rho v A_0$$

式中: m_t 为燃油流量; ρ 为燃油密度; v 为燃油喷射速度; A_0 为喷射面面积。按文献 [11] 给出的溅板喷嘴雾化角和气流速度、溅板槽宽关系及溅板喷嘴初始段平均直径 SMD 和气流速度 V 。关

系, 估算出喷嘴雾化角以及初始段索太尔平均直径 SMD : 雾化角 $\alpha \approx 20^\circ$, $SMD \approx 90$ μm 。

2 计算结果与分析

2.1 流场特征

首先对局部/主燃区供油匹配 10% vs 90% 的工况进行计算。

由图 3 可见, 蒸发式稳定器后部出现明显的回流区, 由一对稳定的涡对组成, 与文献 [12] 给出的流型图一致。该回流区是由于主流卷吸稳定器尾缘死区形成, 流场特性与常规 V 型稳定器基本相似。由于从稳定器平板进气孔进来部分气流, 减小了主流卷吸能力, 回流区的气动力有了较大变化, 回流区的负压有所降低, 因此该回流区比同样槽宽的常规 V 型稳定器的小, 且略移向下游。

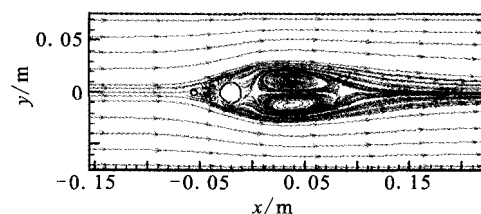


图 3 蒸发式稳定器子午面的流线图

Fig. 3 Streamline distribution on meridian plane of evaporative flame-holder

2.2 燃烧性能

由图 4 可以看到稳定器后方形成交织的火焰面, 火焰的区域主要在形成回流区的地方。一方

料与氧化剂的混合极为有利;

2) 通过局部供油, 使稳定器尾缘出油气, 可保证回流区气态燃油浓度较高, 对于点火、组织燃烧比较有利;

3) 局部供油 10%时对应的稳定器后部高温区峰值最高, 火焰后方各轴向截面温度分布更为均匀;

4) 除主燃区供油分布按 20%-60%-20%给定外, 其余主燃区供油方案的温度分布与给定均匀燃油分布时相差不大, 均可用均匀燃油分布简化近似模拟。

参考文献:

- [1] 金莉, 谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 30-34.
- [2] SHIGEO H, IKEDA Y, TSUYOSHI N. Effect of flame holder shape on vortex shedding, AIAA96-3130[R]. USA: AIAA, 1996.
- [3] WILSON K J, GUTMARK E, YU K H, et al. Active control of bluff-body flame-holder combustor, AIAA 94-0215[R]. USA: AIAA, 1994.
- [4] 侯晓春, 季鹤鸣. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [5] 郑殿峰, 张会强, 林文漪, 等. 蒸发式稳定器常压和低压燃烧性能试验研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2004, 36(12): 1724-1728.
- [6] 郑殿峰, 张会强, 林文漪, 等. 蒸发式稳定器气态燃料掺混特性和蒸发管的流量系数[J]. 燃烧科学与技术, 2004, 10(1): 28-31.
- [7] 刘鸿, 王家骅. 特种 V 型蒸发式火焰稳定器的总压损失试验研究[J]. 江苏石油化工学院学报, 2002, 14(3): 40-42.
- [8] 刘鸿, 王家骅. 特种 V 型蒸发式火焰稳定器的低压性能试验研究[J]. 江苏工业学院学报, 2004, 16(1): 12-14.
- [9] 王方, 许春晓, 王家骅. 稳定器流动、燃烧实验及冷态大涡模拟研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 502-506.
- [10] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [11] 《航空发动机设计手册》总编委会编. 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [12] 王家骅. 蒸发式火焰稳定器的稳定机理研究[J]. 南京航空学院学报, 1980 (1): 69-84.
- [13] 王声宏. 热等静压(HIP)技术在金属材料方面的应用[J]. 粉末冶金工业, 1999, 9(6): 18-24.

(编辑: 马 杰)

(上接第 8 页)

- [8] ESTUBLIER D, SACCOCCIA G, AMO J G d. Electric propulsion on SMART-1[J]. ESA Bulletin, 2007 (129): 41-46.
- [9] DI CARA Davina M, ESTUBLIER Denis. SMART-1: an analysis of flight data [J]. Acta Astronautica, 2004, 57(2): 250-256.
- [10] KOPPEL C R, ESTUBLIER U D. The SMART-1 electric propulsion subsystem, AIAA-2003-4545 [R]. Hunts ville, USA: AIAA 2003.
- [11] DUCHEMIN O, LEROI V, VIAL V, et al. Electric propulsion thruster assembly for small GEO, AIAA-2010-6696[R]. Nashville, USA: AIAA, 2010.
- [12] ESTUBLIER D L. The SMART-1 spacecraft potential investigations[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(6): 2262-2270.
- [13] GANAPATHI G B, RAYMAN M D, GREEN S, et al. Effects of xenon propellant on the spin up/down of the Dawn Spacecraft, AIAA-2007-5202[R]. Cincinnati, USA: AIAA, 2007.
- [14] BROPHY J R, GANAPATHI Gani B. Status of the Dawn ion propulsion system, AIAA-2004-3433[R]. Fort Lauderdale, USA: AIAA, 2004.
- [15] BROPHY J R, ETTERS M A, GATES J, et al. The Dawn ion propulsion system: getting to launch [C]// 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007: 83-89.
- [16] BROPHY J, GARNER C. Dawn ion propulsion system: initial checkout after launch, AIAA -2008 -4917 [R]. Hartford, USA: AIAA, 2008.

(编辑: 王建喜)