

火箭发动机喷雾均匀性数值分析

周 奎, 吴伟亮, 张玫宝

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 喷雾均匀性对火箭发动机燃烧室内掺混效率和燃烧强度有着重要影响。以火箭发动机为对象, 研究了喷雾均匀性。为了对雾化场均匀性给出定量指标, 对燃烧室横截面内周向和径向方向上进行区域划分, 定义了能定量衡量雾化场均匀性的参数。利用商业软件对火箭发动机燃烧室内喷雾场进行了数值模拟, 结果表明, 合理调整喷嘴喷射角度, 能够有效改善喷雾均匀性。

关键词: 火箭发动机; 雾化场均匀性; 数值模拟

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 02-0026-06

Numerical analysis on uniformity of spray in rocket engines

Zhou Kui, Wu Weiliang, Zhang Meibao

(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, 200240, China)

Abstract: Spray uniformity influences the efficiency of chamber mixing and combustion intensity. A parameter was introduced in order to quantify the spray uniformity. Numerical simulation was carried out for atomization in a rocket motor. Simulation results show that a reasonable adjustment of the nozzle spray angle can effectively improve spray uniformity.

Key words: rocket engine; uniformity of spray; numerical simulation

0 引言

液体燃料火箭发动机是发展最早、技术最成

熟、使用较多的一种火箭发动机。它具有液体燃料流量调节容易实现、发动机燃烧效率高、能量高等优点^[1]。在火箭发动机燃烧室中, 喷嘴喷出雾滴的均匀性直接影响掺混的充分程度、燃烧强

收稿日期: 2009-11-16; 修回日期: 2010-01-17。

作者简介: 周奎 (1984—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机。

度及效率。吴志合等人通过试验方法和数值模拟方法研究了横向流速度对旋流式喷嘴雾化的影响,得出了喷雾流场随横向流速度变化的规律^[2],但研究的是常温下横向流对雾滴雾化的影响。

传统火箭发动机燃烧过程的设计方法基本上是基于试验为主的边试边改方法。这就不可避免地会导致研制周期延长、费用高,而且由于燃烧室内的高温、高压、高速环境以及过程的迅速变化,使得测量的难度增加,很难在每次试验中都能获得足够可靠的测量数据,也不能确定性能改进以及失败的原因^[3]。本文使用流体计算软件对压力旋流式喷嘴在高温高压场中的雾化情况进行数值模拟,提出燃烧室喷嘴优化布置方案,探索出有效提高掺混效率和燃烧强度的方法。

现有试验研究主要通过 PDA、PIV、LDV 等测量技术关注雾滴粒径大小和速度分布是否均匀^[4],事实上,雾滴的空间分布对掺混效率和燃烧强度有着重要影响。本文运用横截面内周向和径向两种区域划分方法,引入均匀性参数定义,定量地分析了喷雾空间均匀性。结合火箭冲压发动机的特点,合理调整喷嘴布置和方向,对均匀性的改善程度给出了定量评价。

1 数值模拟方法

1.1 问题描述

本文研究对象为火箭冲压发动机燃烧室,其结构如图1所示。

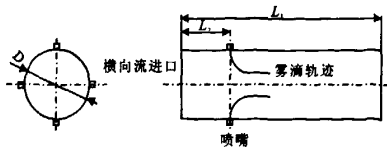


图1 火箭冲压发动机燃烧室示意图

Fig.1 Scheme of a rocket ramjet combustor

燃烧室截面为圆形,直径为 D ,喷嘴距横向流进口 L_1 ,燃烧室总长度为 L_2 ,且 $L_1=0.6D$, $L_2=3.2D$ 。四个喷嘴周向均匀布置,均为压力旋流式喷嘴,工作压力 0.6MPa ,工作流量 0.64kg/s ,雾化角 90° ,计算中参考压力设为 1.2MPa 。

1.2 控制方程

计算模型中将燃烧室内横向来流处理成连续相,采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型;液滴按照离散相处理,采用 TAB 模型计算液滴破碎过程,计算中考虑了燃料的蒸发和燃烧。

1.2.1 连续相湍流模型

横向来流按照连续相处理,采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流计算。湍流动能 k 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M$$

湍流动能耗散率 ε 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + G_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$

湍流速度 μ_t 由式 $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$ 确定。

上述几式中, G_k 表示由层流速度梯度而产生的湍流动能; G_b 是由浮力产生的湍流动能; Y_M 是在可压缩湍流中,因为过度扩散而产生的波动; σ_k 和 σ_ε 分别是 k 方程和 ε 方程的湍流 Prandtl 数,取 $\sigma_k=1.0$, $\sigma_\varepsilon=1.3$ 。经验常数 $C_{1\varepsilon}=1.44$, $C_{2\varepsilon}=1.92$, $C_{3\varepsilon}=1.0$, $C_\mu=0.09$ 。

1.2.2 液滴破碎模型

采用了 TAB 液体破碎经典模型。该模型源于在弹簧质量系统与雾滴振荡、变形之间进行的泰勒对比。方程如下:

$$\frac{d^2 \gamma}{dt^2} = \frac{C_F \rho_g u^2}{C_b \rho_l r^2} - \frac{C_k \sigma}{\rho_l r^3} \gamma - \frac{C_d \mu_l}{\rho_l r^2} \frac{d\gamma}{dt}$$

式中, x 为实际雾滴的赤道与当其为球形时的赤道二者之间的位移量; ρ_g 、 ρ_l 分别为连续相和离散相的密度; u 为雾滴相对速度; r 为未发生变形前的雾滴半径; σ 为雾滴表面张力; μ_l 为雾滴粘度。几个无量纲常数由实验数据及理论推导得到 $C_k=8$, $C_F=5$, $C_F=1/3$, $C_b=0.5$ 。

1.2.3 连续相与离散相间耦合

在连续相影响离散相的同时,也可以考虑离

散相对连续相的作用。交替求解离散相与连续相的控制方程,直到二者均收敛为止,这样,就实现了双向耦合计算。

动量交换,雾滴动量变化值为:

$$F = \sum \left(\frac{18\beta\mu C_D Re}{\rho_p d_p^2 24} (u_p - u) + F_{other} \right) \dot{m}_p \Delta t$$

式中, μ 为流体粘度; ρ_p 为雾滴密度; d_p 为雾滴直径; Re 为相对雷诺数; u_p 为雾滴速度; C_D 为曳力系数; \dot{m}_p 为雾滴质量流率; Δt 为时间步长; F_{other} 为其他相间作用力。

热量交换,雾滴的热量变化值为:

$$Q = \left[\frac{\overline{m}_p}{m_{p,0}} c_p \Delta T_p + \frac{\Delta m_p}{m_{p,0}} \left(-h_{fg} + h_{pyrol} + \int_{T_{ref}}^{T_p} c_{p,i} dT \right) \right] \dot{m}_{p,0}$$

式中, \overline{m}_p 为控制体内的雾滴平均质量; $m_{p,0}$ 为雾滴初始质量; c_p 为雾滴比热容; ΔT_p 为控制体内雾滴温度变化; Δm_p 为控制体内雾滴质量变化; h_{fg} 为挥发潜热; h_{pyrol} 为挥发热解所需热量; $c_{p,i}$ 为挥发比热; T_p 为离开控制体雾滴的温度; T_{ref} 为焓所对应的参考温度; $\dot{m}_{p,0}$ 为跟踪雾滴的初始质量流率。

质量交换,雾滴的质量变化值为:

$$M = \frac{\Delta m_p}{m_{p,0}} \dot{m}_{p,0}$$

1.2.4 液滴蒸发模型

液滴在到达蒸发温度前的加热规律为

$$m_{di} c_{drop} \frac{dT_{di}}{dt} = h A_{di} (T_{\infty} - T_{di})$$

式中, A_{di} 为液滴表面积; T_{∞} 为当地气体温度; h 为对流热传导系数。

液滴温度达到蒸发温度后,假定液滴在对流中蒸发,液滴内部物理状态均匀。蒸发速率受液滴表面蒸汽与气相间的浓度梯度控制:

$$N_i = k_c (C_{i,s} - C_{i,\infty})$$

式中, N_i 为蒸汽摩尔质量流量; $C_{i,s}$ 为液滴表面的蒸汽浓度; $C_{i,\infty}$ 为气相浓度; k_c 为质量传导系数。

假设液滴表面的蒸汽压力等于液滴温度 T_{di} 的饱和蒸汽压 p_{sat} , 因此有 $C_{i,s} = p_{sat}(T_{di})/RT_p$ 。由 Nusselt 关系式得出:

$$Nu = k_c d_{di}/D_{i,m} = 2.0 + 0.6 Re_{di}^{1/2} Sc^{1/3}$$

式中, $D_{i,m}$ 为蒸汽扩散系数; Sc 为 Schmidt 数, $Sc = \mu/\rho D_{i,m}$; d_{di} 为液滴直径。

则下一时刻的液滴质量为:

$$\frac{dm_{di}}{dt} = -N_i A_{di} M_{w,i}$$

另外,液滴温度变化规律由液滴与气相间的平衡方程来描述:

$$m_{di} c_{drop} \frac{dT_{di}}{dt} = h A_{di} (T_{\infty} - T_p) + h_{fg} \frac{dm_{di}}{dt}$$

式中, $\frac{dm_{di}}{dt}$ 为蒸发速率; h_{fg} 为液滴蒸发潜热。

1.2.5 计算方法

计算区域网格采用结构化网格,并在边界层和局部区域进行了加密,网格总数为 58000。初始条件:喷嘴向燃烧室中喷射的液滴、气流入口和液体温度为常数;进口面为速度进口边界条件,出口面为压力出口边界条件,出口压力为标准大气压。连续相在固体壁面上满足无滑移固体边界条件,离散相(雾滴)与壁面碰撞时采用“捕捉(trap)”模型,在出口和进口处按照“逃离(escape)”条件处理。计算连续相时采用一阶定常隐式格式求解,得出稳态的连续相流场;计算离散相时采用二阶非定常隐式时间推进法求解,选择离散相和连续相耦合求解,同时考虑雾滴的破碎、合并和蒸发。

2 空间均匀性定义

雾滴的空间均匀性直接影响燃烧室内掺混效率、燃烧强度,但现有研究大多通过喷雾场照片对空间均匀性仅仅进行定性分析^[9],不能精确地反映均匀程度。本文运用横截面内周向和径向两种区域划分方法,引入均匀性定义,在此基础上可以对喷雾场的空间均匀性进行定量分析。

2.1 周向、径向均匀性定义

从提高燃烧效果而言,雾滴应该在燃烧室横截面内越均匀越好,但如何定量衡量雾滴场均匀性,尚缺乏一个令人信服的方法。雾滴在喷嘴轴线界面内,沿燃烧室圆周方向集中在喷嘴附近,

沿半径方向集中在壁面附近, 据此本文从周向和径向两个方面定义和考察雾滴场均匀性。具体方法如下:

对燃烧室横截面进行周向和径向区域划分: 在周向上分为圆心角相等的 n_1 (本文中 $n_1=16$) 个扇形, 在径向上分为面积相等的 n_2 (本文中 $n_2=20$) 个圆环/圆, 见图 2 (a)、3 (a)。利用数值方法计算或通过试验测量得到出雾滴场空间分布后, 通过统计雾滴在划分区域内的数目, 计算其占雾滴总数的百分比, 得到区域内雾滴分布的概率曲线见图 2 (b)、3 (b)。图中虚横线表示雾滴场绝对均匀时雾滴分布概率曲线, 是最理想的雾滴分布情况。

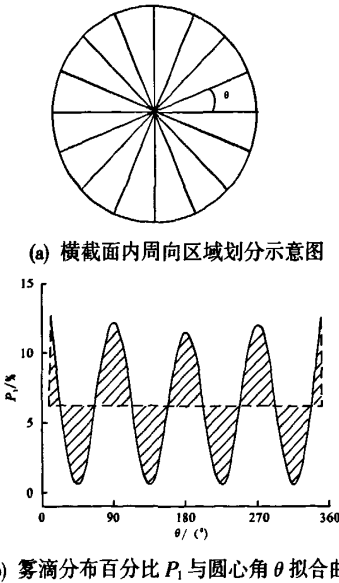


图 2 周向区域划分及雾滴分布百分比拟合曲线
Fig.2 The regional division in cross-section & the fitting curve of droplet distribution P_1 vs central angle θ

雾滴场均匀性参数按如下定义: 设 S_{diff} 为雾滴分布百分比拟合曲线与理想分布百分比直线包络的面积 (图 2 (b) 和图 3 (b) 中的阴影面积), S_{basic} 为理想分布概率直线与横轴包络的面积, 数值 S_{diff}/S_{basic} 定义为雾滴均匀性。对于上面区域划分情况, 沿圆周方向理想分布线下包含的面积为 $S_{\theta-basic} = \frac{100}{n_1} \times 360$, 沿半径方向理想分布线下包

含的面积为 $S_{r-basic} = \frac{100}{n_2} \times 0.5$ 。下面将周向和径向均匀性参数分别表示为 $Diff_1 = S_{diff} / S_{\theta-basic}$ 、 $Diff_2 = S_{diff} / S_{r-basic}$ 。

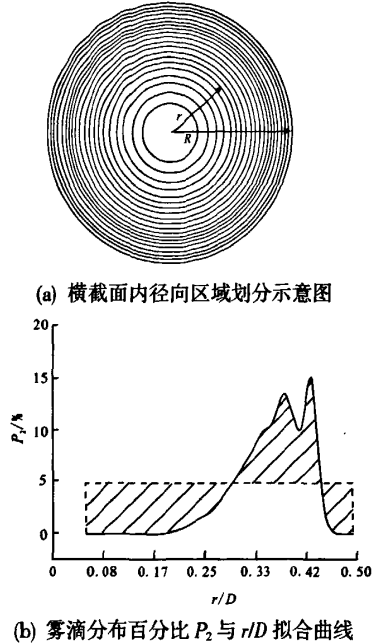


图 3 径向区域划分及雾滴分布百分比拟合曲线
Fig.3 The radial division in cross-section & the fitting curve of droplet distribution P_2 vs r/D

3 数值模拟结果及分析

对喷嘴喷射方向对雾滴场均匀性影响进行了研究, 将燃烧室轴向截面内喷嘴轴线与喷射方向的夹角记为 α , 横截面内的喷嘴轴线与喷射方向的夹角记为 β , 定义横向来流方向 α 为正, 横截面内逆时针方向 β 为正, 进口横截面中心为原点 O , 沿轴线方向为 x 轴, 示意图见图 4。

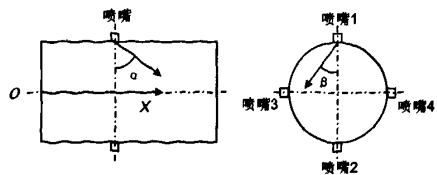


图 4 喷嘴喷射角度 α 、 β 示意图
Fig.4 Diagram of injections angles α , β

3.1 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ 时的雾滴分布情况

液体从喷嘴喷射进入燃烧室,迅速破碎形成液滴。雾滴在喷出的初始阶段分布很不均匀,大量雾滴聚集在四个喷嘴附近。随着雾滴向下游运动,在横向气流作用下,分布情况有所改善。对该情况下的喷雾均匀性进行了计算,结果表明,雾滴在轴向距离 $x=0.85D$ 后较为均匀(图5),但在等面积圆环内的分布仍不理想,雾滴大部分集中于 $r<0.33D$ 的圆内,其他圆环内雾滴较少。因为喷嘴喷射角度为直喷,径向速度大,雾滴大部分向轴线运动,造成管壁附近的雾滴数目较少。

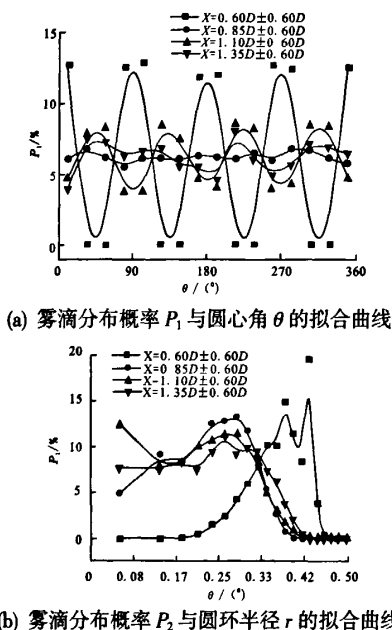


图5 雾滴分布概率的曲线拟合示意图

Fig.5 Fitting curve of droplet distribution probability

对雾滴分布计算了定义的均匀性参数 Diff, 结果如表1所示。可以看出所定义参数 Diff 更能定量地反映雾滴分布的规律。

表1 直喷射角度时的雾滴均匀度参数 Diff 值

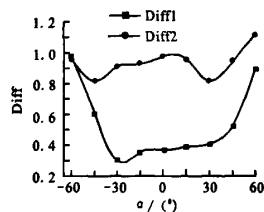
Tab.1 Uniformity parameter Diff of direct injection angles

均匀度参数	x 范围			
	$x=0.60D\pm 0.06D$	$x=0.85D\pm 0.06D$	$x=1.10D\pm 0.06D$	$x=1.35D\pm 0.06D$
Diff1	0.91	0.04	0.28	0.14
Diff2	0.96	1.03	1.04	0.68

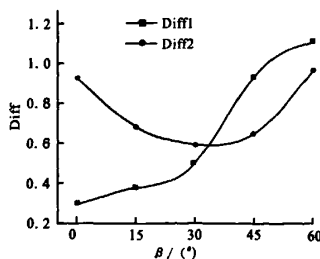
3.2 喷射角度 α 、 β 对均匀性的影响

分别保持角度 α 或 β 不变,以 15° 为间隔改变另一角度, β 的变化范围为 $0^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$, α 的变化范围为 $-60^\circ \leq \alpha \leq 60^\circ$ 。对以上方案进行数值模拟计算,喷射稳定后,读取雾滴数据计算各方案的均匀性参数 Diff。图6(a)为 $\beta=0^\circ$ 时 α 对 Diff 的影响曲线,图6(b)为 $\alpha=0^\circ$ 时 β 对 Diff 的影响曲线。

从图6可以看出喷射角度 $\alpha < -30^\circ$ 或 $\alpha > 30^\circ$ 、 $\beta > 30^\circ$ 时都会引起雾滴分布极度不均。这主要因为: $\alpha < -30^\circ$ 或 $\alpha > 30^\circ$ 时,雾滴的周向分布未能得到改善,大部分雾滴集中于喷口与燃烧室中心的连线附近; $\beta > 30^\circ$ 时,雾滴形成绕燃烧室中心的环状分布,周向分布得到有效改善,但较少的雾滴进入燃烧室内部中心,径向分布变差。故同时调整喷射角度 α 和 β ,使雾滴两个速度分量(一为燃烧室圆形横截面的切向速度分量,一为燃烧室圆形横截面的轴向速度分量)的大小既能满足改善周向分布的需要,也能满足改善径向分布的需要。就本文研究的火箭发动机而言, $\alpha = \pm 15^\circ$ 、 $\beta = 15^\circ \sim 30^\circ$ 是较好的喷嘴布置方案,此时雾滴均匀性较好。



(a) $\beta=0^\circ$ 时 Diff 与 α 的关系



(b) $\alpha=0^\circ$ 时 Diff 与 β 的关系

图6 α 、 β 分别对 Diff 的影响

Fig.6 Influence upon Diff by α and β

表 2 不同的喷射角度方案及均匀性参数 Diff

Tab.2 Different injection angles and uniformity parameter Diff											
方案编号	喷嘴 1		喷嘴 2		喷嘴 3		喷嘴 4		Diff		
	α	β	α	β	α	β	α	β	Diff1	Diff2	平均 Diff
1	-30	0	-30	0	-30	15	-30	15	0.33	0.86	0.595
2	-30	0	-30	0	0	15	0	15	0.35	0.84	0.595
3	0	0	0	0	-30	15	-30	15	0.37	0.91	0.640
4	-30	0	-30	0	-30	30	-30	30	0.49	0.64	0.565
5	-30	0	-30	0	0	30	0	30	0.51	0.78	0.645
6	0	0	0	0	-30	30	-30	30	0.49	0.73	0.610

3.3 喷射角度优化

喷射角度 α 和 β 对雾滴均匀性同时存在着不同影响, 在流体计算软件中对不同的喷射角度组合进行了数值模拟, 并计算得到了均匀度参数 Diff。表 2 为不同的喷射角度组合及均匀度参数 Diff。从表 2 可以看出, 不同喷射角度组合对雾滴均匀性的影响差别很大: 方案 1、2、3 较为有效地改善了喷雾场的周向均匀性, 方案 4、5、6 较为有效地改善了喷雾场的径向均匀性。综合而言 (两者取平均值), 组合 4 最佳, 其次是方案 1、2。

4 结论

- (1) 建立了周向和径向两个衡量雾滴均匀性的表示方法, 定义了新的雾化均匀性参数, 使雾滴分布均匀性能够进行量化分析。模拟计算表明, 引入的新方法和定义的新参数能够较好地适用于实际应用。
- (2) 数值模拟结果表明, 喷嘴喷射角度 α 、 β 的改变对雾化均匀性有重要影响, 对本文研究的

发动机方案而言, $\alpha=\pm 15^{\circ}$ 、 $\beta=15^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 时雾滴均匀性最好。

- (3) 比较分析多个喷嘴喷射角度组合, 提出较为有效改善喷雾均匀度的方案。相比最初的直射喷雾, 调整后的喷雾更加均匀, 从而能够提高燃烧室内的掺混效率、燃烧强度和效率。

参考文献:

[1] 张伟, 朱慧, 方丁酉, 等. 冲压发动机发展现状及其关键技术[J]. 固体火箭技术, 1998, 21(3): 24-30.

[2] 吴志合, 吴伟亮, 郝世超. 横向流速度对旋流式喷嘴雾化影响的数值分析[J]. 能源技术, 2009, 30(1): 1-4.

[3] 庄逢晨. 计算机数值模拟与仿真在液体火箭发动机喷雾燃烧设计中的应用 [J]. 指挥技术学院学报, 2000, 11(1): 1-7.

[4] 黄佐华, 蒋德明, 王锡斌. 内燃机燃烧研究及面临的挑战 [J]. 内燃机学报, 2008, 26(S1): 105-110.

[5] 刘宇, 隆武强, 杜宝国, 等. 基于喷雾可视化装置的碰撞喷雾研究[J]. 内燃机工程, 2008, 29(1): 20-23.

(编辑: 王建喜)