

# 高速气流场燃油雾化液滴分布数值研究

马天举<sup>1</sup>, 栾希亭<sup>2</sup>, 洪 流<sup>1</sup>

(1 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 针对亚燃冲压发动机燃烧室内流动特点, 结合二元稳定器试验台高速气流场燃油雾化特性试验, 建立试验件三维模型并对其喷雾两相流动进行数值模拟。主要研究了来流马赫数以及喷嘴条件变化时燃油雾化液滴与油气比的分布。分析认为, 来流马赫数的增加使得雾化特征角缩小, 可同时改善燃油蒸发并获得更加均匀的油气比分布。随着供油压力的提高, 离心式与直流式喷嘴雾化特征角均增大, 但供油压力不是影响直流喷嘴雾化锥角的主要因素。计算结果与试验结果对比定性符合良好, 定量误差范围可以接受, 验证了计算模型与计算方法的正确性, 所得到的结果可应用于工程设计。

**关键词:** 亚燃冲压发动机; 燃油雾化; 燃料分布; 雾化角; 数值模拟

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 03-0021-05

## Numerical investigation of spray in high speed airflow

Ma Tianju<sup>1</sup>, Luan Xiting<sup>2</sup>, Hong Liu<sup>1</sup>

(1 Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2 Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Based on experimental investigation of the liquid fuel atomization in high speed airflow and the flow characteristics of ramjet combustion chamber, a three-dimensional model was established. With the two-phase flow numerical simulation, spray field and fuel-air ratio distributions were investigated at different Mach numbers and injector conditions. The simulation results indicate that with the Mach number increasing, an improved vaporization and better fuel distribution were obtained, the atomization angle was reduced. The atomization angles of orifice and swirl injectors were changed with fuel pressure changing, but it was not the main factor. The numerical simulation and the experiment results agreed well. The numerical simulation model method and results can be used in engineering design.

**Key words:** ramjet; atomization; fuel distribution; atomization angle; numerical simulation model

收稿日期: 2009-01-25; 修回日期: 2009-02-20。

作者简介: 马天举 (1983—), 男, 硕士研究生, 研究领域为冲压发动机燃烧室技术。

## 0 引言

燃烧室的设计和改进都需要对燃油的雾化、蒸发和掺混有充分的认识,必须能预估和控制燃烧室的燃油分布。燃烧效率、火焰稳定极限、起点火以及火焰筒的冷却等都与燃烧区燃油浓度分布密切相关,而燃油的浓度分布很大程度取决于自喷嘴喷射出来的液滴的空间分布形态。亚燃冲压发动机燃烧室内气流速度一般为  $0.2\sim 0.3Ma$ ,在不同飞行马赫数与工作条件下,燃烧室内流动变化很大,燃油在高速气流场中的雾化分布与喷射入静止气流场中存在明显差别。本研究结合高速气流场燃油雾化特性试验,选取试验台二元蒸发式火焰稳定器和喷油杆的一段,在矩形通道内进行模拟亚燃冲压发动机不同来流马赫数、不同喷嘴条件工况下的两相流动数值仿真计算。研究高速气流影响下燃油初始雾化液滴以及燃油油气比分布规律,并将数值计算与试验结果进行对比与分析。

## 1 几何模型与网格划分

二元稳定器试验装置内组件较多且形状复杂,目前能力无法承受对完整结构的建模计算。因此,在建立几何模型时考虑影响流场主要结构因素,只计算试验流道内的气流场与喷雾场,忽略各类连接管路与测试元件。简化后全尺寸三维模型结构如图1所示,主要包括喷油杆、喷嘴外型结构与火焰稳定器等组件。

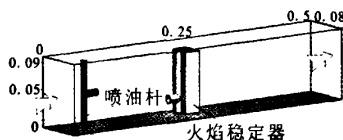


图1 模型结构简图 (单位: m)

Fig.1 Schematic configuration of the physical model (unit: m)

由于几何模型与试验件在尺寸上无差异,保证了计算结果的工程可用性。喷油杆与火焰稳定

器外型比较复杂,构造计算网格时权衡了边界网格质量、可变性以及划分网格工作量,将喷油杆与喷嘴周边计算域、火焰稳定器周边计算域划分为四面体非结构网格,剩余区域为六面体结构网格。在火焰稳定器、喷油杆及壁面附近采取了局部网格加密处理,如图2所示。

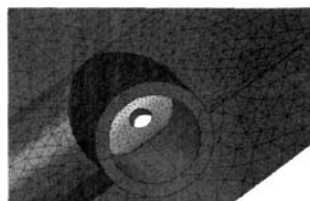


图2 火焰稳定器壁面附近局部网格加密

Fig.2 Part of flame holder computational grid

## 2 数值模型与计算方法

基于CFD-ACE+计算平台,采用将空气作为连续相,燃油液滴作为弥散相的颗粒随机轨道模型简化处理燃油雾化两相流问题。描述控制方程的坐标系为Eulerian-Lagrangean坐标系,即在欧拉坐标系下描述气相控制方程,在拉格朗日坐标系下描述弥散相液滴的运动规律。采用SIMPLEC算法求解有限差分方程,在两相各自计算后再考虑两相间的质量、动量与能量源项耦合求解。湍流模型采用程重整化群 $k-\epsilon$ 模型,标准壁面函数处理近壁区域粘性流动。

计算时,参考试验用航空煤油物性表,修正重新定义了代用燃料 $C_{12}H_{22}$ 物性数据文件。由静态雾化试验测量结果,初始雾化液滴锥角设定值为离心式喷嘴 $70^\circ$ 、直流式喷嘴 $5^\circ$ ;液滴初始直径由CFD-ACE+所提供的喷嘴模型根据设定工作参数计算得到,液滴分布满足指数为3.5的 $R-R$ 分布。采用波致破碎模型描述喷嘴模型的初始雾化过程,RT(Rayleigh-Taylor)表面波不稳定性模型描述液滴在连续运动中伴随发生的二次雾化现象。

将流场近似为不可压流动( $Ma \leq 0.3$ ),模型进口条件给定轴向进气速度、总温、湍动能以及

湍动能耗散率, 除此之外还需定义混合物组分, 出口设定压力出口条件。为提高计算效率, 计算时使连续相与弥散相同时迭代至基本收敛后, 将得到气流场结构与液滴运动规律考虑相间源项进行耦合计算, 此法可有效避免在求解过程中出现的相间剧烈耦合报错问题。

### 3 计算结果与试验验证

利用所建模型计算得到不同来流马赫数安装离心喷嘴工况时燃油雾化液滴与油气比分布, 对比分析高速气流场中直流、离心喷嘴供油压力变化时燃油液滴分布计算解与试验测量结果, 可以判断计算结果的合理性。

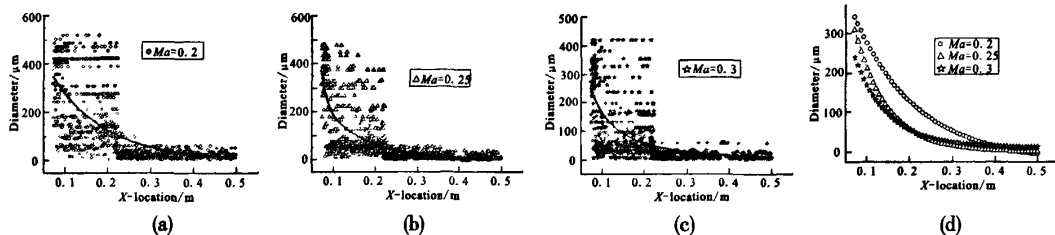


图 3 不同来流马赫数沿轴向截面液滴直径分布

Fig.3 Comparison of spray drop diameter at three different  $Ma$  numbers

燃油浓度分布对初始点火与燃烧影响很大, 这里采用本地油气比  $f$  表示燃油和空气的分布情况, 本地油气比  $f$  定义如下

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{V_{\text{cell}} Y_f}{1 - V_{\text{cell}} Y_f}$$

其中,  $\dot{m}_f$ 、 $\dot{m}_a$  分别为燃油与来流空气流量;  $V_{\text{cell}}$  为网格体积;  $Y_f$  为网格内燃油质量分数。图 4 为来流总油气比一定时, 不同来流马赫数工况横向截面油气比分布图。

由图可以看出, 燃油自从喷嘴喷出起就存在蒸发, 蒸发的燃油蒸汽顺气流向下运动, 被火焰稳定器后方气流卷吸至回流区内部, 形成一定的油气比分布。伴随来流马赫数的变大, 各工况计算域相同位置均反映出油气比增大趋势, 分析认为这是由于增大的气流速度同时改善了燃油雾化水平与蒸发速度所致。当来流马赫数相对较低为

#### 3.1 来流马赫数变化时燃油分布

图 3 为离心式喷嘴在不同来流马赫数时, 各工况沿轴向截面液滴直径分布与二次指数插值对比, 计算时喷嘴压降  $\Delta p = 1.5 \text{ MPa}$ 。图中离散点为轴向截面液滴直径稀疏显示结果。可以看出, 在喷嘴类型与喷射压降一定的情况下, 液滴的初始直径基本相同, 但伴随着来流速度的增大, 燃油雾化得到改善, 相同轴向位置截面大液滴分布减少; 液滴直径受来流速度影响, 在火焰稳定器之前雾化水平得到改善较明显, 可归结为以下两方面原因, 首先, 马赫数的变大增加了此处液滴与气流间相对速度, 加快液滴蒸发速度引起液滴直径减小; 其次, 来流马赫数增加同样使得韦伯数变大, 直接影响较大液滴的二次破碎发生。

0.2 时, 稳定器油气比分布很不均匀, 在回流区内部油气比较低的同时壁面附近呈富油状态, 将严重影响燃烧效率与火焰稳定, 甚至会造成燃烧室局部壁面烧蚀。因此, 速度变化范围较大的燃烧室, 应考虑飞行条件改变对燃油分布的影响。

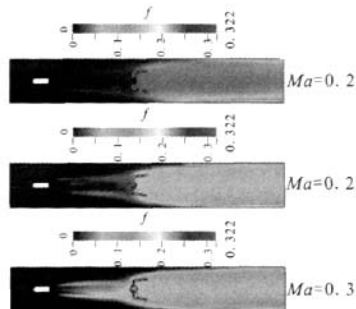


图 4 不同来流马赫数横向截面油气比分布

Fig.4 Fuel-air ratio cross section distribution of different  $Ma$  numbers along the tunnel axis

图5表示了稳定器尾缘截面在不同来流马赫数工况下油气比分布。可以看出,来流速度的增加使稳定器尾缘下游燃油分布越趋均匀,本地油气比相对变大。同时随来流速度的提高,稳定器后燃油分布向轴线位置集中收拢,回流区内浓度不均匀程度得到改善,这是因为较高的来流速度使得回流区附近气流卷吸效应增强,输运燃油蒸汽的能力大大提高,将更多原本处于回流区外部的燃料输送到回流区内部;因此,也可以推断,意图单纯通过增加前方供油量来改善稳定器后回流区内燃油分布与均匀程度是不可行的。

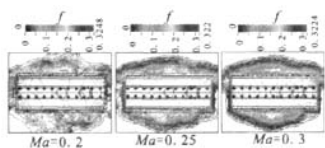


图5 稳定器尾缘截面不同来流马赫数工况下油气比分布

Fig.5 Fuel-air ratio distribution at flame holder tail

定义特征雾化角 $\alpha'$ 来衡量带有收缩效应的雾锥大小, $\alpha'$ 是指以喷嘴出口为中心, $x$ 为半径作圆弧与雾化锥边界相交的两点和喷嘴出口中心连线组成的夹角,这里统一取值 $x=35\text{mm}$ 。图6为离心式喷嘴来流马赫数改变时,雾化锥特征角数值模拟与试验对比结果,计算时喷油压降为 $\Delta p=1.5\text{MPa}$ 。可见,计算与试验结果吻合, $\alpha'$ 受来流马赫数影响明显,伴随着马赫数的增大, $\alpha'$ 逐渐减小。由于各工况喷嘴条件均相同,燃油雾化液滴初始速度变化不大,因此认为特征雾化锥角减小的原因在于来流马赫数的变化。马赫数增大,来流滞止液滴切向初始速度的能力增强而使得横向贯穿度减小,进而表现为雾化锥角减小。

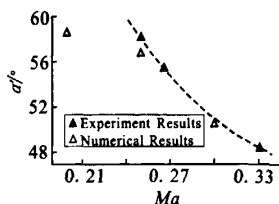


图6 不同来流马赫数 $\alpha'$ 数值模拟与试验对比

Fig.6 Numerical simulation and experiment results comparison of  $\alpha'$  at different  $Ma$

### 3.2 喷嘴条件对燃油分布的影响

在来流数 $Ma=0.25$ 并使用离心喷嘴喷油时,将流场中燃油液滴分布数值仿真结果与试验高速摄影图像对比见图7。可以看出,上半段所得计算结果与下段试验值符合得较好,计算结果液滴分布范围趋势与试验值基本一致。但是观察计算得到的雾锥液滴分布,发现并非为试验观测到的空心锥状,在轴线位置也有一定的液滴存在。这是由于喷嘴模型假设液滴初始速度为法向与轴向两方向分速度矢量求和得到,因此计算结果中必然会有液滴出现在轴线位置。

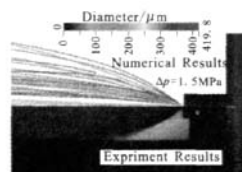


图7 燃油液滴分布数值仿真结果与试验高速摄影图像对比

Fig.7 Spray distribution comparison of numerical simulation result and experiment photo

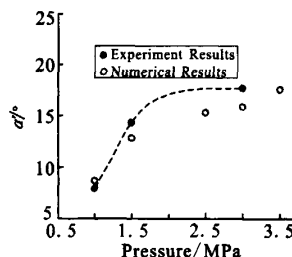


图8 直流式喷嘴不同供油压力时 $\alpha'$ 试验值与计算结果对比曲线

Fig.8 Numerical simulation and experiment results comparison of  $\alpha'$  for orifice injector

图8、图9分别为直流与离心式喷嘴在不同供油压力下雾化锥特征角试验值与计算结果的对比曲线,此时来流 $Ma=0.25$ 。两种喷嘴初始喷雾锥角为给定静态试验测量值,计算结果显示随着供油压力的提高,两种喷嘴雾化锥特征角均增大;但是注意到,直流喷嘴只在供油压力低于 $1.5\text{MPa}$ 时特征角增加较明显,而离心喷嘴在计算工况内雾化锥特征角增加则大致呈线性趋势。这

是由于单纯增加直流喷嘴供油压力, 对其射流初始切向分速度贡献较小, 切向分速度在供油压力大于一定值后受其影响不明显, 此时雾化锥角的增加主要还是由于周围高速气流场的剥离作用引起。数值解与试验结果在变化趋势吻合得较好, 定量比较发现计算结果均较试验值略小, 但是误差范围可以接受, 这是由于在计算时喷嘴模型存在人工粘性项, 使得计算得到的液滴切相速度减小, 进而影响到了燃油的雾化锥角。

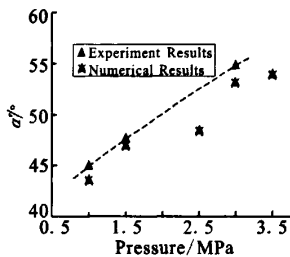


图 9 离心式喷嘴不同供油压力时  $\alpha'$  试验值与计算结果对比曲线

Fig.9 Numerical simulation and experiment results comparison of  $\alpha'$  for centrifugal injector

## 4 结论

通过对高速气流场燃油雾化液滴分布进行数值模拟, 并与试验结果进行对比, 初步得到以下结论:

(1) 受高速气流影响, 燃油雾化液滴分布相对在静止气流中均有所收缩; 增加来流马赫数可改善燃油雾化并加速蒸发, 在稳定器后获得均匀的油气比分布; 燃油雾化锥特征角随来流马赫数

的增加而减小; 马赫数较低引起的雾化锥特征角变大会使得壁面附近燃油局部富集。

(2) 喷嘴供油压力改变时, 仿真计算与试验结果吻合较好。随着喷嘴供油压力的增大, 离心式喷嘴在高速气流场中的燃油雾化锥特征角呈线性趋势增大, 而直流喷嘴在供油压力大于 1.5MPa 时受其影响不明显。

## 参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上册)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] CFD-ACE+V2006 Modules Manual [M]. ESI CFD Inc, 2006.
- [3] Huu P Trinh. Numerical Simulation of Liquid Jet Atomization Including Turbulence Effects [R], AIAA 2005-3973.
- [4] 牛海瑛, 徐行. 模型燃烧室冷热态两相流场的计算研究[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(1):189-192.
- [5] 傅勇强, 徐行. 燃烧室内喷雾两相流场数值研究[J]. 燃烧科学与技术, 2001, 7(2): 230-234.
- [6] Gopala Y, Lubarsky E, Measurements of Spray Characteristics in Preheated Cross flowing Air [R]. AIAA 2007-1179.
- [7] 柳长安, 吴宝元, 王玉峰. 冲压发动机转级流场数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(5): 22-25.
- [8] 黄日鑫, 谭永华. 亚燃冲压发动机燃烧室燃油浓度分布预测[J]. 火箭推进, 2008, 34(4): 21-25.
- [9] 钱丽娟, 熊红兵, 林建忠. 液体物性对雾化射流液雾粒径的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(2): 246-250.

(编辑: 陈红霞)