

# 固液火箭冲压发动机燃烧室流场数值仿真

韩红伟, 刘 宇, 任军学  
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 固液火箭冲压发动机通过固液两种燃料匹配工作, 相比传统的固体火箭冲压发动机和液体燃料冲压发动机具有较为明显的优势。基于离散相模型和单步反应模型, 采用 Fluent 对设计点飞行参数下, 不同结构和不同工况条件下的燃烧室两相反应流场进行了数值仿真。结果表明, 燃气发生器喷管参数和进气道进气角度主要影响空气与燃气流的撞击以及头部区的回流, 而进气道周向角度主要影响液体燃料的分布, 发动机比冲随余气系数的增大先增大后减小。根据仿真结果, 提出了有利于提高发动机性能的结构参数和余气系数范围。

**关键词:** 固液火箭冲压发动机; 燃烧室; 单步反应; 数值仿真

**中图分类号:** V430-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2011) 01-0022-06

## Numerical simulation of combustion chamber flow field for solid-liquid rocket ramjet

HAN Hong-wei, LIU Yu, REN Jun-xue

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The solid-liquid rocket ramjet (SLRR), compared with traditional ducted solid propellant rocket or liquid fueled ramjet, has an evident advantage of matching operation of solid and liquid fuel. Based on discrete phase model (DPM) and single-step reaction model, numerical simulation of two-phase flow field in the combustion chamber with different configurations and working conditions was conducted with Fluent under design point flight parameter. The results show that the generator nozzle parameter and inlet angle of the air duct mainly influence the circumfluence in head region, and the impact of air flow and gas flow; the inlet circumferential angle decides the distribution of liquid fuel droplets; and the engine specific impulse increases firstly and then decreases with the increase of residual gas coefficient. According to the simulation results, the structure parameters and residual gas coefficient range beneficial to engine performance are presented.

**Keywords:** solid-liquid rocket ramjet; combustion chamber; single-step reaction; numerical simulation

收稿日期: 2010-10-13; 修回日期: 2010-12-16

作者简介: 韩红伟 (1984—), 男, 硕士生, 研究领域为冲压发动机仿真与试验技术

## 0 引言

固液火箭冲压发动机 (SLRR) 采用贫氧固体推进剂的小型燃气发生器产生值班火焰, 根据推力需要向冲压通道喷注煤油 (或其他燃料), 通过控制液体燃料的流量实现推力的调节, 从而克服了固体火箭冲压发动机比冲较低、推力调节困难和液体燃料冲压发动机大攻角飞行燃烧不稳定甚至熄火等不足。

固液火箭冲压发动机由于同时有空气、高温富燃燃气和液体燃料注入, 燃烧室内的流动较之于传统固冲和液冲更为复杂, 是三维多组分气固液多相流动。在固液火箭冲压发动机燃烧室内同时存在着液滴破碎和蒸发, 富燃燃气和气态煤油与空气的掺混和燃烧, 燃烧室内掺混与燃烧效率受发动机的结构设计和工作参数的影响较大。而固液火箭冲压发动机燃烧室的结构变量和工况变量又大于常规固冲或液冲, 如进气道的形状与尺寸、进气夹角, 燃气发生器喷管数目和轴线偏角, 液体燃料喷嘴位置以及余气系数、进气总温总压等。本文主要研究了设计点飞行参数下不同燃气发生器喷管型式、进气道周向角和空气进气角对燃烧室掺混和燃烧的影响, 结果可以为燃烧室结构设计提供参考。

## 1 计算模型

### 1.1 物理模型与网格划分

本文研究对象为固液火箭冲压发动机燃烧室流场, 流场中只包含了进气道末端部分 (不包括超声速流动部分), 流场区域与直连式试验的情况类似。图 1 给出了发动机燃烧室结构的示意图。如图所示,  $x$  轴沿发动机轴线指向尾喷管方向,  $oxz$  平面为补燃室对称平面。 $x$  轴原点建立补燃室前端盖上, 即  $oyz$  平面与补燃室前端盖平面重合。燃烧室总长 1500 mm, 内径 340 mm。燃气发生器采用单喷管或双喷管结构, 采用双喷管时, 两喷管与发动机轴线夹角为  $\gamma$ 。采用二元进气道, 进气道周向角为  $\theta$ , 且进气道与燃气发生

器在同一对称平面内, 空气进气角为  $\delta$ 。每个进气道出口前, 煤油通过直流式喷嘴从壁面垂直空气流喷注。

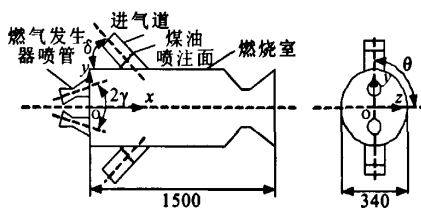


图 1 固液火箭冲压发动机燃烧室结构示意图

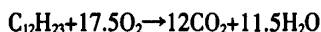
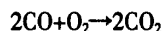
Fig. 1 Structure schematic of SLRR combustion chamber

考虑到燃烧室头部几何形状较为复杂, 首先在 SolidWorks 中构造了头部区的几何模型, 然后导入 GAMBIT 生成网格文件。由于燃烧室结构对称, 所以只沿  $oxz$  平面构造了全部结构的一半, 共生成 156551 个六面体网格。在数据处理中, 则通过镜像, 给出整个燃烧室的参数分布。

### 1.2 计算方法

数值仿真中湍流模型采用标准  $k-\varepsilon$  双方程湍流模型。燃烧模型建立在“快速反应”基础上, 采用涡团耗散模型。液体燃料喷注过程是一个伴随传热传质的复杂气液两相流动过程, 需要分别求解气液两相流的控制方程。本文中在离散液滴模型 (DPM) 的框架内, 气相控制方程用 Eulerian 坐标系中完全的 Navier-Stokes 方程描述, 而液相控制方程则在 Lagrangian 坐标系中对单个液滴的行为进行描述。

从燃气发生器中喷出的富燃燃气, 成分非常复杂, 既有气相成分, 也有凝相成分。为了降低机时和计算量, 这里将燃气成分简化为质量分数 60% 的 CO、10% 的 HCl 和 30% 的  $N_2$ 。液体燃料采用煤油, 煤油的组成成分较为复杂, 本文将其分子式简化为  $C_{12}H_{23}$ 。空气定义为质量分数 23% 的  $O_2$  和 77% 的  $N_2$ 。富燃燃气中的 CO 和液体燃料  $C_{12}H_{23}$  与进气道吸入空气中的  $O_2$  发生化学反应, 假设反应均为一步完成, 没有中间产物, 反应不可逆, 则发生的化学反应为



任一截面燃料的燃烧效率  $\eta_{fu}$  采用如下定义

$$\eta_{fu} = 1 - \frac{\int \int \rho u Y_{fu} dr d\theta}{\dot{m}_{fu}}$$

其中,  $Y_{fu}$ ,  $\dot{m}_{fu}$  分别代表燃料质量分数和燃料总流率。仿真结果表明, 各种工况下 CO 的燃烧效率均在 98% 以上, 因此认为 CO 完全反应, 仅考虑煤油的燃烧效率。

### 1.3 边界条件

本研究在壁面上速度采用无滑移条件:  $u=0$ ,  $v=0$ ,  $w=0$ ; 温度采用绝热壁条件:  $\left. \frac{dT}{dn} \right|_w = 0$ ; 压力、各组分质量分数为零:  $\left. \frac{dP}{dn} \right|_w = 0$ ,  $\left. \frac{dY_i}{dn} \right|_w = 0$ 。燃烧室包括进气道和燃气喷嘴采用对称设计, 将燃烧室分为两半, 只计算其中的一半, 对称面上采用了对称边界条件。本文中入口边界有两个, 分别是贫氧燃气入口和空气入口, 均采用质量流率入口边界条件。空气入口边界条件均基于设计点飞行参数, 因此所有工况下来流条件相同。设计条件下余气系数为 1.2, 余气系数通过改变煤油喷注质量调整。出口边界为发动机尾喷管出口, 选用压强出口边界条件。

## 2 仿真结果及分析

### 2.1 燃气发生器喷管型式的影响

对于固体火箭冲压发动机, 燃气发生器经常采用低膨胀比多喷管结构。喷管的数量、位置、大小、轴线偏角的变化, 都会影响发动机性能。固液火箭冲压发动机由于燃气流量较小, 喷管数量不可能太多, 一般只存在单喷管和两喷管两种选择。本研究进行了单喷管、两喷管轴线偏角  $\gamma$  分别为  $0^\circ$  和  $10^\circ$  的三种结构的数值模拟,  $z=0$  和  $z=200$  截面速度矢量图如图 2 所示。由图可知, 单喷管下富燃燃气与进气道进入的空气流的撞击位置离燃烧室头部较远, 撞击不够强烈。双喷管情况下, 每个喷管分别与从进气道进入的空气流相撞击, 同时促进了进气道空气向头部区域的回

流, 有利于燃料与空气的掺混和燃烧。双喷管取一定轴线角, 撞击更为强烈, 回流加剧, 效果最好。从图中还可得知, 进气道质量流量入口边界确定的气流速度较为均匀。进气道末端速度系数约为 0.6 (图中未标出), 认为在合理范围内。在后面的仿真中, 燃气发生器喷管都采用了双喷管小轴线偏角 ( $\gamma=10^\circ$ ) 的结构形式。

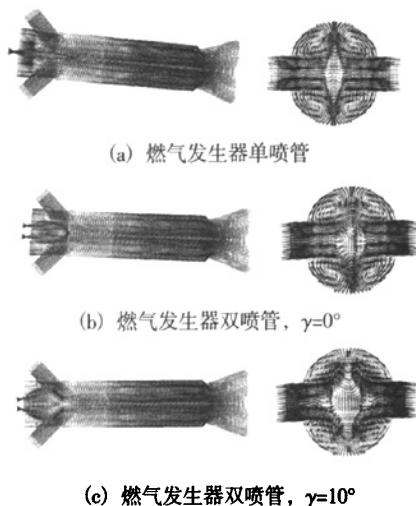


图 2 不同燃气发生器喷管型式下的  
 $z=0$ ,  $z=200$  截面速度矢量

Fig. 2 Velocity vector in section plane of  
 $z=0$  and  $z=200$  with different gas generator nozzles

### 2.2 进气道周向角度的影响

当发动机布置两个进气道时, 工程上采用较多的型式主要有双侧二元进气道和双下侧二元进气道, 即进气道周向角  $\theta$  分别取  $90^\circ$  和  $45^\circ$ 。图 3 给出了两种进气道下的煤油液滴轨迹。由图可知, 煤油液滴随高速气流运动, 在双侧进气道下液滴分布范围较大, 而双下侧进气道下液滴被气流吹到燃烧室的一侧, 到达壁面后反弹, 这样液滴的分布较为集中, 不利于燃烧效率的提高。

图 4 给出了两种进气道型式下燃烧室不同横截面下的  $H_2O$  质量分数的分布。 $H_2O$  的分布表征了煤油燃烧量。由图可知, 相对于双侧进气道, 相同位置截面下, 双下侧进气道燃烧室内  $H_2O$  组分含量较低, 且分布不均匀, 主要集中在靠近壁面处。这与图 3 的液滴轨迹分布相互印证。

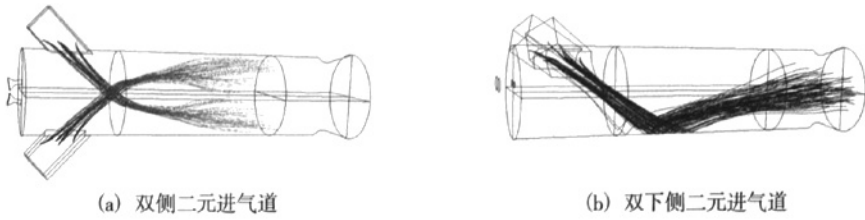


图 3 不同进气道型式下的液滴轨迹

Fig. 3 Tracks of liquid fuel droplets at different inlet circumferential angles

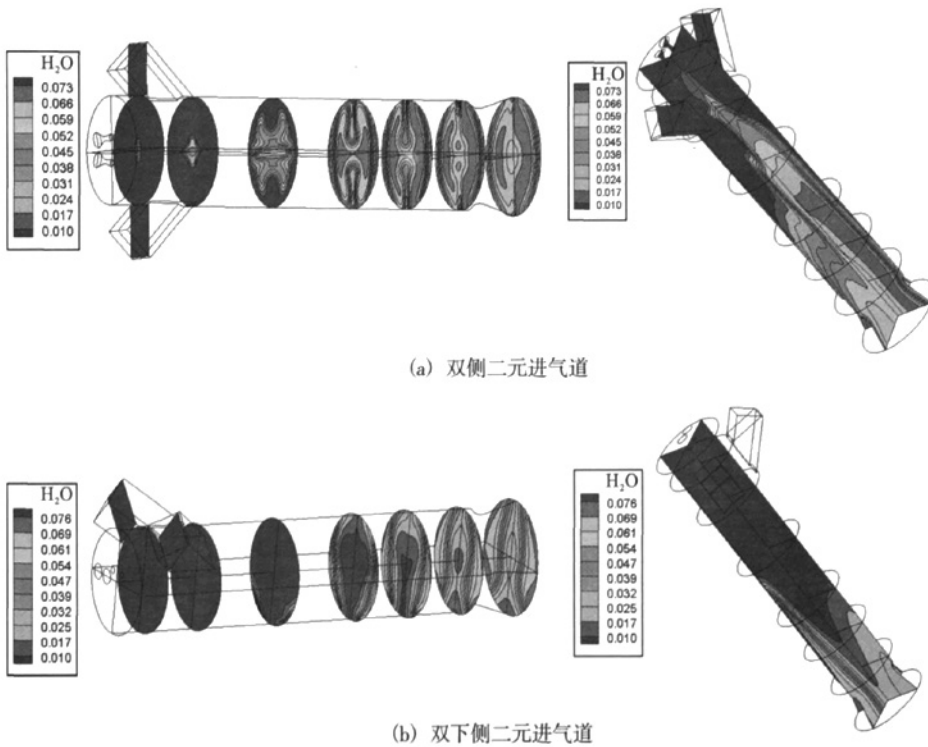


图 4 不同进气道周向角下的  $H_2O$  质量分数分布

Fig. 4  $H_2O$  mass fraction distribution at different inlet circumferential angles

### 2.3 空气进气角的影响

空气进气角  $\delta$  是指进气口处空气气流方向与燃烧室轴线的夹角。图 5 分别给出了三种结构下的  $H_2O$  质量分数的分布。由图可知, 当  $\delta=30^\circ$  时, 燃烧室头部  $H_2O$  分布几乎为 0, 燃烧室下游  $H_2O$  分布主要集中在轴线附近, 浓度较小。这是由于空气进气角较小, 气流径向分量较小, 轴向分量较大, 液滴以及气化的  $C_{12}H_{23}$  迅速被强大的气流吹到燃烧室下游, 无法进入头部, 并且来不及充分燃烧便喷出燃烧室。当  $\delta=60^\circ$  时, 燃烧室头部

$H_2O$  浓度高于其他两种结构, 燃烧室下游  $H_2O$  浓度较大。这是由于  $\delta$  增大, 轴向速度分量减少, 径向速度分量增大, 空气射流射入深度增加, 压缩上游回流区轴向尺寸, 涡流强度增加, 进入头部的气相  $C_{12}H_{23}$  较多, 且燃烧室内气流速度小, 雾化和燃烧更为充分。而  $\delta=45^\circ$  时的  $H_2O$  分布介于以上两种情况之间。因而, 为提高掺混效果和燃烧效率,  $\delta$  尽量取较大值 (例如  $40^\circ\sim 60^\circ$ ), 但应注意过大的  $\delta$  增大燃烧室总压损失。

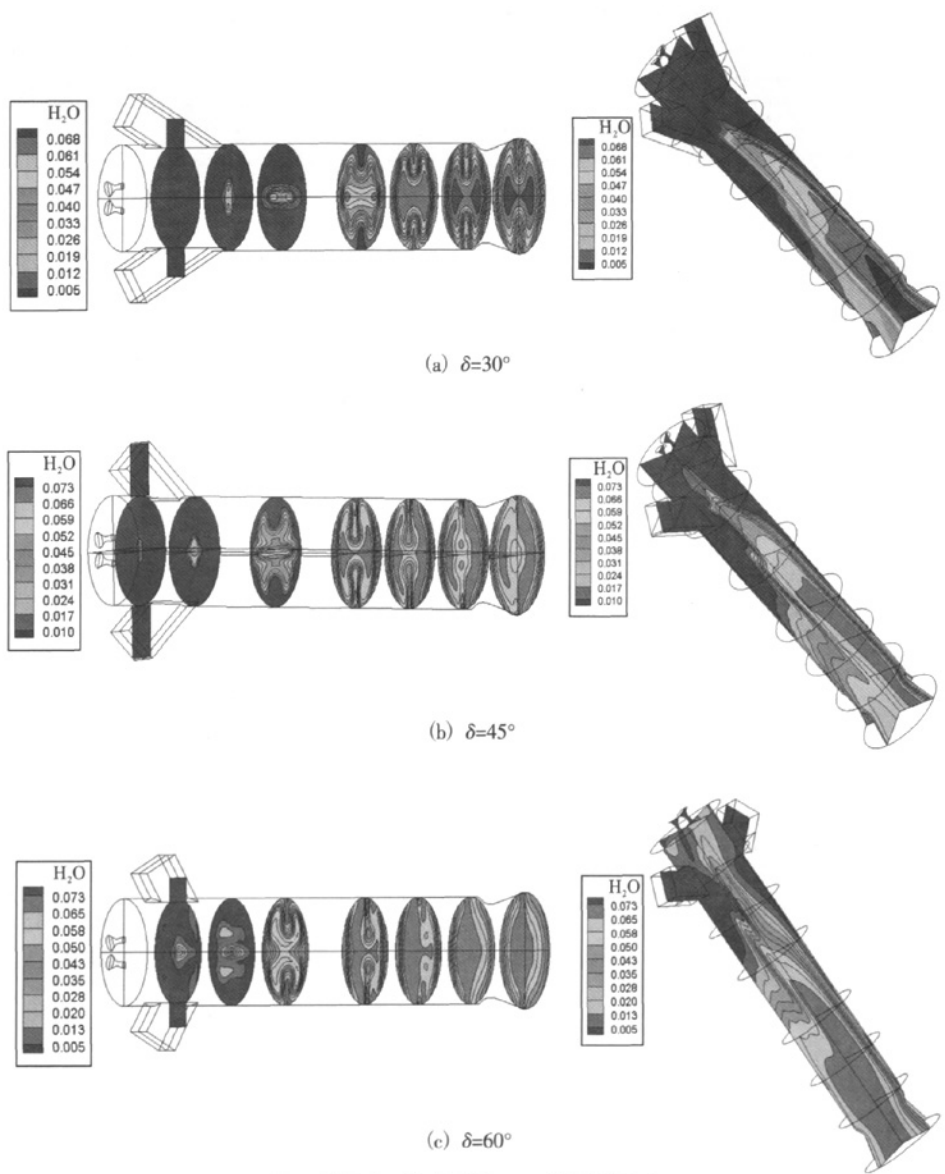


图 5 不同空气进气角下的 H<sub>2</sub>O 质量分数分布  
Fig. 5 H<sub>2</sub>O mass fraction distribution at different inlet angles

2.4 余气系数的影响

表 1 给出了不同余气系数下的计算工况列。发动机结构尺寸如 1.1 节中所列，采用偏角为 10° ( $\gamma=10^\circ$ ) 的双喷管燃气发生器以及双侧二元进气道 ( $\theta=90^\circ$ )，空气进气角  $\delta=45^\circ$ 。计算条件中不同的只有煤油喷注量，即余气系数  $\alpha$ 。由表可知，当  $\alpha \geq 1.2$  时，燃烧效率  $\eta_b \geq 95\%$ ，比冲随余气系数的增大先增加后减小，最大值出现

在 1.2~1.6 之间。这是由于余气系数较小时，增大余气系数可提高燃烧效率，增加工质做功能力；而当余气系数增大到一定程度时，对提高燃烧效率的作用不再明显，工质加热比降低，做功能力降低。在导弹的飞行过程中，应尽量使余气系数保持在适当的范围内 (1.1~1.8)，以提高发动机性能。

表 1 不同余气系数下的计算工况列表

Tab. 1 Calculation conditions at different residual gas coefficients

余气系数	煤油流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	煤油燃烧效率/%	推力/N	比冲/(N·s·kg <sup>-1</sup> )
0.8	0.820	72.4	8168.1	7292.9
1.2	0.536	95.5	7487.8	8956.7
1.6	0.395	99.7	6305.6	9072.8
2.0	0.310	99.9	4846.5	7945.1
2.4	0.253	100	3559.2	6436.2
2.8	0.212	100	2768.9	5408.0

3 结论

本文采用 SolidWorks/GAMBIT 完成了燃烧室物理建模和网格划分, 在 Fluent 中针对设计点飞行参数下, 不同燃气发生器喷管型式、不同进气道周向角度、不同空气进气角和不同余气系数条件下的补燃室反应流场进行了数值仿真。主要结论如下:

- 1) 相比于单喷管和无偏角双喷管, 燃气发生器采用具有一定偏角的双喷管型式促进了空气与燃气流的撞击和头部区的回流, 从而有利于提高掺混效果;
- 2) 采用双下侧进气道, 煤油液滴被气流吹到补燃室的一侧, 分布较为集中, 而采用双侧进气道时燃烧室内煤油液滴分布范围较大, 燃烧更充分;
- 3) 较大的空气进气角加强了燃烧室头部的回流, 有利于提高掺混效果和燃烧效率, 但会使总压损失加大;
- 4) 当余气系数大于 1.6 时, 煤油的燃烧效率接近 100%, 而发动机的比冲随余气系数的增大先增大后减小, 最大值出现在 1.2~1.6 之间。

参考文献:

[1] 吕希诚, 王南. 固液火箭冲压发动机研究 [J]. 推进技术, 2001, 22 (6): 446-450.

[2] 那川一郎. ハイブリッドテムジェットの理性能 [J]. 日本航空宇宙学会论文集, 2006, 54 (624): 32-35.

[3] XIE Kan, LIU Yu, QIN Li-zi. Experimental and numerical studies on combustion character of solid-liquid rocket ramjet [R]. AIAA 2009-5124. USA: AIAA, 2009.

[4] 黄日鑫, 谭永华. 亚燃燃烧室稳态工作过程数值研究 [J]. 火箭推进, 2009, 35 (2): 18-24.

[5] 黄生洪, 徐胜利, 刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值研究 [J]. 推进技术, 2005, 26 (2): 101-105.

[6] 王志吉. 固体火箭冲压发动机燃烧过程仿真与实验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2002.

[7] 王志健, 杜佳佳. 动网格在固体火箭发动机非稳态工作过程中的应用 [J]. 固体火箭技术, 2008, 31 (4): 350-353.

[8] 李永兵, 匡波, 张中伟, 等. 低温推进剂输送系统循环预冷非稳态数值模拟研究 [J]. 低温工程, 2009 (1): 8-10.

[9] 刘兴洲, 于守志, 李存杰. 飞航导弹动力装置(下) [M]. 北京: 宇航出版社, 1992.

[10] 刘兴洲, 于守志, 李存杰. 飞航导弹动力装置(上) [M]. 北京: 宇航出版社, 1992.

(编辑: 陈红霞)