

切向旋流对 SRR 补燃室内气流掺混影响^{*}

李 强, 胡春波, 何洪庆, 蔡体敏

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 采用 N-S 和 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型, 离散后采用迎风格式进行数值求解, 对燃气发生器喷管不同旋流工况下, 管道式固体火箭冲压发动机补燃室内燃气与空气掺混进行了数值研究。比较分析了不同旋流角对补燃室中掺混效果的影响。计算表明: 在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 计算范围内, 随着旋流角度的增加, 补燃室中高温燃气和冷空气的掺混更充分。

关键词: 冲压火箭发动机; 加力燃烧室; 混合; 旋流角⁺

中图分类号: V236 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 04-0300-03

Influence of tangential rotational jet on the mixing effect in additional chamber of solid ram rocket

LI Qiang, HU Chun-bo, HE Hong-qing, CAI Ti-min

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: Using the N-S and $k-\varepsilon$ turbulence model and upwind scheme, numerical studies on the mixing effects of burning gas and air in the additional chamber of solid ramjet motor were carried out under different rotational angles. After comparison, the influences of rotational angles on mixing effect were analyzed, and numerical results show that the mixing effects increase as rotational angle increases when it is smaller than 20° .

Key words: Ducted rocket engine; Afterburner; Mixing; Rotational flow angle⁺

1 引 言

管道式固体火箭冲压发动机(Solid Ram Rocket)^[1]贫氧燃气能否与空气充分掺混, 直接影响补燃效率, 从而影响固冲发动机性能; 同时, 如果贫氧燃气与空气能在很短的长度中充分掺混和充分补燃, 还可缩短补燃室的长度, 从而缩短发动机长度, 减轻结构重量。因此, 设计球缺形切向旋流多孔喷管, 由它流出的贫氧燃气呈旋流散射形, 这样的燃气流与进气道吸入的空气能充分掺混, 达到提高补燃效率和缩短补燃室长度的目的。Dijkstra F 等^[2]研究了燃气发生器低燃烧温度下的喷管结构, 认为用多级喷管的注入方式, 产生一个微小尺寸的湍流可改善对流点火和补燃, 获得高的补燃效率。马智博^[3]利用块隐式法对火箭冲压发动机掺混流场进行了数值模拟。王卫东^[4]

提出利用垂直横向喷射流引入旋涡来增强燃气与空气的混合。本文研究燃气发生器非壅塞式多级多孔旋流式喷管与双侧下颚式进气道协同流场的微小尺寸湍流流场, 目前尚未发现这方面的研究报道。

2 发动机结构示意图

图 1 给出了计算用管道式固体火箭冲压发动机的整体结构示意图, 图 2 给出了球缺型旋流喷嘴的分布示意图。喷嘴的轴线与补燃室坐标之间的夹角定义为旋流角 θ ($\theta = (\theta_x, \theta_y, \theta_z)$, 其中 $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 分别为喷孔轴线和补燃室三个坐标轴 x, y, z 之间的夹角)。喷嘴内径为 7mm, 补燃室内径为 120mm, 进气道与发动机轴向夹角为 30° , 两进气道周向夹角为 90° , 进气道内径为 56mm。

^{*} 收稿日期: 2002-05-17; 修订日期: 2002-12-17。基金项目: 国防重点实验室基金 (99JS60 ZS6005)。

作者简介: 李 强 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为二相流的数值模拟。

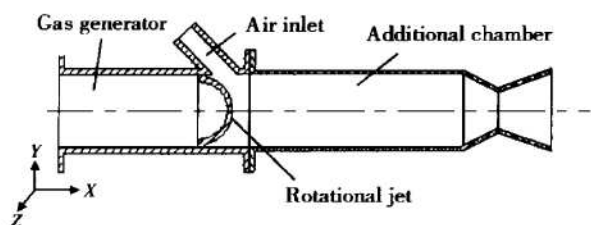


Fig. 1 Schematics of SRR

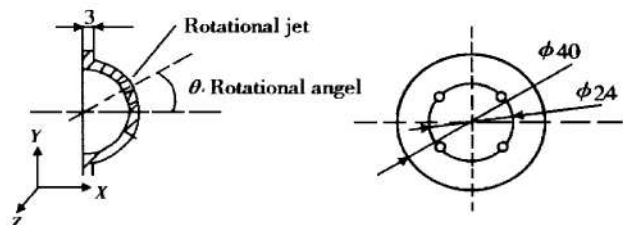


Fig. 2 Schematic of rotational flow jet

3 模型方程

计算中采用可压流动强守恒型的N-S方程.在直角坐标系中可以写成如下形式:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

其中 U 为场变量, E, F, G 为无粘通量, E_v, F_v, G_v 为粘性通量。湍流模型采用目前广泛使用的低 Reynolds 数 $k-\varepsilon$ 模型。

4 边界条件

边界处理是流场数值模拟的重要环节之一。如果边界条件处理不恰当,不仅会降低数值模拟精度而且可能导致整个计算发散。在跨声速流动的数值模拟中,这一点表现尤为明显。本文计算中涉及到的边界条件有如下四类:进气道入口边界、固体壁面边界条件、加质壁面边界条件和出口边界条件。

4.1 进气道入口边界条件

对于超声速进气道入口,需要给定两个边界条件,可以一个给质量流率,然后根据可压流体的等熵条件由静温给出总温:

$$\frac{T_0}{T_s} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (2)$$

本文中,对于超声速进气道,我们给出的边界条件为质量流率和总温。

4.2 出口边界条件

对于超声速出口,不需给定任何边界条件,全部气流参数二阶外推即可。

4.3 固体壁面边界条件

固体壁面边界是流场中最常见的边界。对于粘性流体,一般采用粘附条件,即认为壁面处流体速度与该处壁面速度相同。当壁面固定不动时,流体速度为零,即:

$$V = 0 \quad (3)$$

4.4 质量入口边界条件

对于发动机固体燃料表面,令燃气生成率为 $m\dot{\bar{g}}$,那么在壁面边界上有 $\rho V \Delta A = m\dot{\bar{g}}$,其中 ΔA 为壁面燃烧微元面积, V 为垂直于壁面的气流速度,其模记为 V 。根据能量守恒关系有

$$T = 1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma} V^2 = 1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma} (\rho V)^2 \frac{1}{\rho^2} = 1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma} (\rho V)^2 \frac{T^2}{p^2} \quad (4)$$

变形为

$$\frac{1-T}{T^2} = \frac{\gamma-1}{2\gamma} (\rho V)^2 \quad (5)$$

在加质壁面上 $\partial p / \partial n = 0$, n 为壁面型面外法线方向,由此可以确定温度 T ,然后依据气体状态方程可确定密度 ρ 及速度模 V ,进而根据壁面倾角确定速度分量。

5 计算结果及分析

本文模拟了发动机在高空 $H = 10\text{km}$, 以 $Ma = 3$ 速度飞行时的状态,因此在进气道给出的边界条件为: $m\dot{\bar{g}} = 0.184\text{kg/s}$, $T_1^* = 625\text{K}$,在燃气发生器加质壁面的边界条件为: $m\dot{\bar{g}} = 0.09\text{kg/s}$, $T_2^* = 2300\text{K}$ 。对4个喷孔,旋流角 θ 分别为: $\theta_1 = (0, 90^\circ, 90^\circ)$, $\theta_2 = (5^\circ, 90^\circ, 95^\circ)$, $\theta_3 = (10^\circ, 90^\circ, 100^\circ)$, $\theta_4 = (20^\circ, 90^\circ, 110^\circ)$,4种工况进行了数值模拟,主要计算结果见图3~10(温度单位为K)。

从图3~10中的等温线图可以看出,当喷孔数目相同时,随着旋流角度数的增加,在这些截面上等温线分布趋于均匀,最低温度增高,最高温度降低,最高温度和最低温度的差距减小,同一等温线所围成的面积增大,这说明从喷孔喷出的燃气与从进气道吸入的空气掺混得更好。

从图3~6中相应的速度矢量图可以看出,随着旋流角度数的增加,在补燃室左上侧和左下侧形成的低速涡的尺寸都增加。

从图7~10中的速度矢量图可以看出,随旋流角度数的增加,该截面上低速涡的尺寸增大,强度增加、

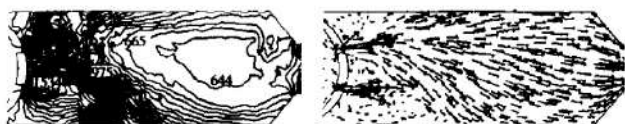


Fig. 3 Isotherm graph and velocity vector graph on section $z=0$ when $\theta=\theta_1$



Fig. 5 Isotherm graph and velocity vector graph on section $z=0$ when $\theta=\theta_3$

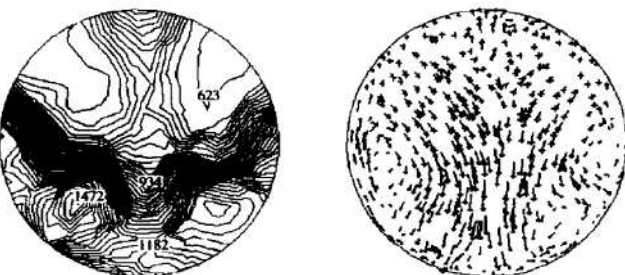


Fig. 7 Isotherm graph and velocity vector graph on section $x=0.15\text{m}$ when $\theta=\theta_1$

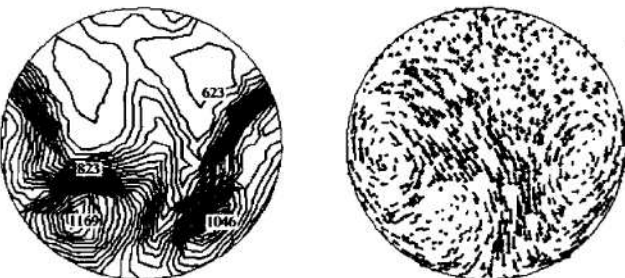


Fig. 9 Isotherm graph and velocity vector graph on section $x=0.15\text{m}$ when $\theta=\theta_3$

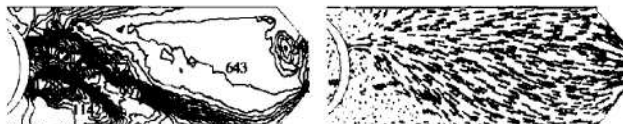


Fig. 4 Isotherm graph and velocity vector graph on section $z=0$ when $\theta=\theta_2$



Fig. 6 Isotherm graph and velocity vector graph on section $z=0$ when $\theta=\theta_4$

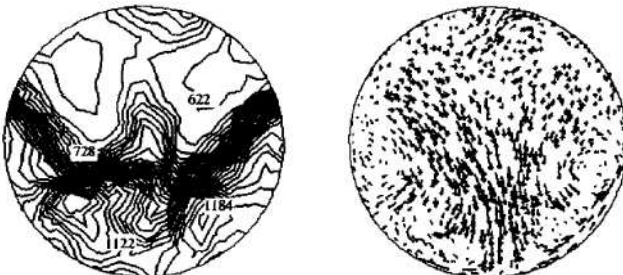


Fig. 8 Isotherm graph and velocity vector graph on section $x=0.15\text{m}$ when $\theta=\theta_2$

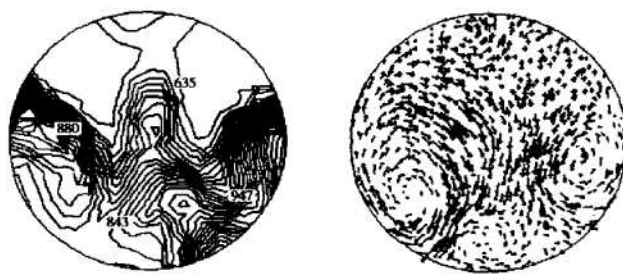


Fig. 10 Isotherm graph and velocity vector graph on section $x=0.15\text{m}$ when $\theta=\theta_4$

数目增多,且向远离进气道位置偏移。

由于旋流角的影响,涡的位置在 $z=0$ 截面的不对称性更加明显,在燃气发生器喷管旋流偏向的一侧(图 7~10 中速度矢量图的右侧),涡的尺寸较小,在另一侧,涡的尺寸较大。

6 结 论

对管道式固体火箭冲压发动机进行了三维湍流流动内流场数值模拟,比较分析了不同旋流角对补燃室中掺混效果的影响,数值计算表明在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 计算范围内,随着旋流角度的增加,补燃室中高温燃气和冷空气的掺混更充分。

参考文献:

- [1] 毛根旺,何洪庆. 固冲火箭技术的发展与展望[J]. 推进技术, 1993, 14(4).
- [2] Dijkstra F. Docted rocket combustion experiments at low gas generator combustion temperatures[C]. 31st AIAA, ASME, SAE and ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 10-12, 1995.
- [3] 马智博,张振鹏. 火箭冲压发动机掺混流场数值方法研究[J]. 推进技术, 1998, 19(4).
- [4] 王卫东. 横向射流与空气混合增强的实验研究[J]. 推进技术, 1998, 19(3).

(编辑:王居信)