

三维实验固体火箭冲压发动机燃烧室湍流反应流数值模拟*

余 勇, 陈小前, 王振国

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要 :在对固体火箭冲压发动机的研究中,建立合适的数学模型对其内部工作过程进行模拟是冲压发动机设计和试验的重要环节。本文在三维湍流反应流情况下,对某实验固体火箭冲压发动机建立了数学模型并进行数值求解,得出了一些有用的结论,为冲压发动机的设计和实验提供了有用的理论研究基础。

关键词 :固体火箭冲压发动机;三维湍流反应流;流场模拟

中图分类号 :V435.12 文献标识码 :A

Numerical Simulation of 3-D Turbulent Reacting Flow in a Solid Ducted Rocket

YU Yong, CHEN Xiao-qian, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :During the research on Solid Ducted Rocket (SDR), it is an important link for the design and experiment of SDR that a suitable mathematical model is built to simulate its internal working process. The turbulent reacting model presented in this paper was based on a 3-D ducted rocket. Then the numerical simulation of the model was given and some conclusions were obtained. The conclusions are useful for the design and experiment of the ducted rocket.

Key words :solid ducted rocket; 3-D turbulent reacting flow; flow field simulation

固体火箭冲压发动机兼有火箭发动机和冲压发动机的优点,它具有高比冲、宽马赫数、高推重比、高推阻比、快速发射、机动性好、结构简单、成本较低等优点,特别适宜于长距离超音速飞行,非常适合于军事用途。固体火箭冲压发动机的这些明显优势使它成为下一代战术导弹武器动力系统的理想动力装置。

由于冲压发动机流动和燃烧过程的复杂性,目前对其内部流场还缺乏定量的了解,这对于发动机的设计及准确把握燃烧机理、指导实验工作等是非常不利的。本文在三维湍流反应流情况下,通过理论分析,建立了某实验固体火箭冲压发动机内流场的数学物理模型,并进行了数值模拟,由计算结果描绘出冲压发动机燃烧室的内部流场,得出了一些有用的结论。

1 数学物理模型

1.1 研究的问题

根据某型导弹的应用要求,为研究 SDR 的内部流场,设计了实验发动机,其结构如图 1 所示。借鉴国内外研究冲压发动机燃烧室工作过程的成功经验^[3,4],实验中进入燃烧室的燃气用乙烯模拟,燃料从头部中心喷入。

该导弹的飞行环境确定了进行实验所需要的工况,据此确定计算条件如下:

补燃室内径	0.1524 m	燃料喷嘴直径	0.01143 m
补燃室长度	0.8636 m	冲压空气温度	556K
头部距离	0.0508 m	燃料温度	556K

* 收稿日期:2002-05-14
基金项目:国家 863 高技术项目资助(863-2)
作者简介:余勇(1974-),男,博士生。

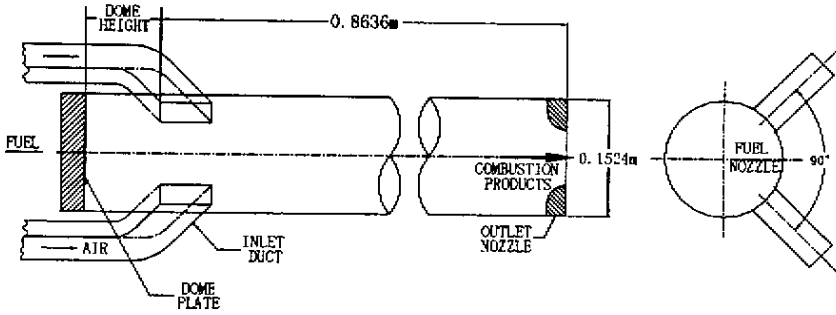


图1 模型发动机

Fig.1 Ramjet model

表1 交换系数和源项

Tab.1 Exchange coefficient and source terms

φ	Γ_φ	S_φ
u	$\mu_l + \mu_t$	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{r \partial r} \left(r \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{r \partial \theta} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial \theta} \right) + \frac{\partial}{r \partial x} (r \lambda \nabla \cdot \vec{V})$
v	$\mu_l + \mu_t$	$-\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{r \partial r} \left(r \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{r \partial \theta} \left[r \mu \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{w}{r} \right) \right]$ $- 2 \frac{\mu}{r} \left(\frac{\partial w}{r \partial \theta} + \frac{v}{r} \right) + \frac{\rho w^2}{r} + \frac{\partial}{r \partial r} (r \lambda \nabla \cdot \vec{V}) - \frac{\lambda}{r} \nabla \cdot \vec{V}$
w	$\mu_l + \mu_t$	$-\frac{\partial p}{r \partial \theta} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{r \partial \theta} \right) + \frac{u}{r} \left[r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{w}{r} \right) + \frac{\partial v}{r \partial \theta} \right] + \frac{\partial}{r \partial \theta} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{r \partial \theta} + \frac{2v}{r} \right) \right]$ $+ \frac{\partial}{r \partial r} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial \theta} - w \right) \right] - \frac{\rho v w}{r} + \frac{\partial}{r \partial \theta} (\lambda \nabla \cdot \vec{V})$
k	$\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_k}$	$P_k - \rho \epsilon$
ϵ	$\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}$	$C_1 \frac{P_k \epsilon}{k} - C_2 \frac{\rho \epsilon^2}{k}$
f	$\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_f}$	0
g	$\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_g}$	$C_{g1} P_g - C_{g2} \frac{\rho \epsilon g}{k}$

进气道倾角	45°	补燃室末端压强	5.0 × 10 ⁵ Pa
进气道宽度(轴向)	0.06985 m	空气流量	1.814 kg/s
进气道宽度(周向)	0.0508 m	燃料流量	0.1088 kg/s

1.2 控制方程

所求解的控制方程组包括质量连续方程、动量方程、能量方程、湍能方程、湍能耗散率方程、混合分数方程和混合分数脉动均方值方程,其通用形式为:

$$\frac{\partial (\rho \varphi)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \varphi - \Gamma_\varphi \nabla \varphi) = S_\varphi$$

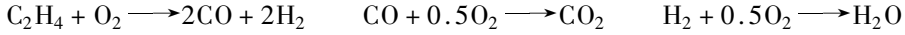
方程中 Γ_φ 为有效扩散系数, S_φ 是源项。 $\varphi = u, v, w, k, \epsilon, f, g$ 分别对应于 x, r 和 θ 方向的动量方程、湍流动能、湍流耗散率方程、混合分数方程和混合分数脉动均方值方程, $\varphi = 1, \Gamma_\varphi = 0$ 及 $S_\varphi = 0$ 时为连续方程。其各自对应的值见表1,其中 $\sigma_k, \sigma_\epsilon, \sigma_f, \sigma_g$ 分别为湍流动能、湍流耗散率、混合分数和混合分数脉动均方值的湍流普朗特数,取 $\sigma_k = 1, \sigma_\epsilon = 1.3, \sigma_f = \sigma_g = 0.6$,常数项 $C_1 = 1.47, C_2 = 1.92, C_{g1} = 2.8, C_{g2} = 2.0$,湍流粘性系数 $\mu_t = C_\mu \rho \epsilon^2 / k, C_\mu = 0.09$ 。

此外,滞止焓 H 通过下式来计算:

$$H = C_p T + (u^2 + v^2 + w^2)/2 + m_{fu} Q_{fu}$$

其中 $C_p = \sum_i m_i C_{pi}$, $C_{pi} = a_i + b_i T + c_i T^2$, m_{fu} 和 Q_{fu} 分别代表贫氧燃料在混合气体中的质量百分比以及单位质量的燃烧热。

燃烧模型化学反应采用简单三步化学反应模型,如下所示:



2 计算结果与分析

采用 SIMPLE 算法^[3]求解上述方程,采用交错网格系统,全域计算网格点数为 $16 \times 38 \times 39$,网格划分考虑了进气道和燃料喷嘴的位置和尺寸,燃料喷嘴位于发动机头部中心,两个旁侧进气道在周向 0° 和 180° 的位置。根据计算结果绘出燃烧室内部流场的速度矢量如图 2~图 4 所示。

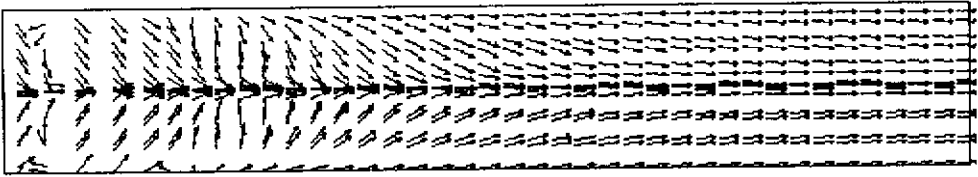


图 2 速度矢量 $\beta = 0^\circ$

Fig.2 Velocity vector $\beta = 0^\circ$

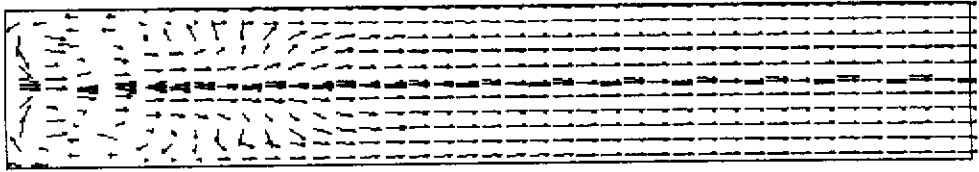


图 3 速度矢量 $\beta = 45^\circ$

Fig.3 Velocity vector $\beta = 45^\circ$

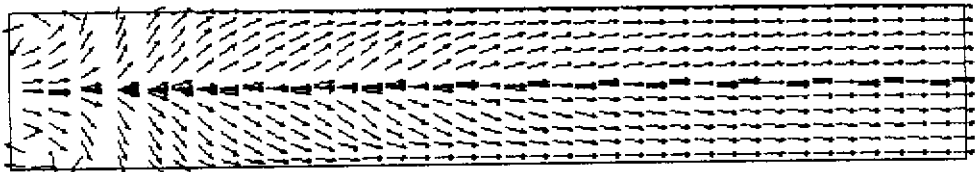


图 4 速度矢量 $\beta = 90^\circ$

Fig.4 Velocity vector $\beta = 90^\circ$

由这些速度矢量图可以清晰地看出,燃烧室里面的流场结构比较复杂。在燃料喷嘴入口和两个旁侧进气道入口后面出现了三个回流区。该区域沿燃烧室周向从 $\theta = 0^\circ$ 到 $\theta = 90^\circ$ 方向,在强烈的湍流掺混过程中,流场渐次均匀,两个回流区呈渐次融合趋势,并在燃料喷嘴入口后面形成了一个较强的湍流主旋涡。受进气道入射气流的影响,燃料喷嘴入口回流区长度较短,但湍流较强。这两个回流区对于促进燃料(气)和冲压空气的充分混合、燃烧及火焰稳定非常重要,因为目前冲压发动机应用中的主要问题就在于燃料和空气混合不充分、燃烧不完全以及由此带来的燃烧不稳定等。目前,解决这个问题的方法主要有以下几种:

1) 在进气道、燃料(气)入口处添加整流器、旋流器、火焰稳定器等装置;2) 增加冲压发动机补(主)燃室的长度;3) 充分利用冲压发动机进气道、燃料(气)入口的突扩、台阶等效应,促进燃料(气)和冲压空气的湍流掺混。

在以上几种方法中,以方法三结构最为简单,应用最为简便。如果组织合理,可以代替旋流器、火焰稳定器等装置。随冲压发动机内部流场速度的提高,特别是在超燃冲压发动机中,进气道、燃料(气)入口突扩、台阶等效应的应用更为重要。

此外,对沿燃烧室中心轴燃气温度的变化做了研究,发现在燃烧室中心轴约 160mm 的地方出现了

一个温度较低的点,如图5所示,这是由高温燃气在两根冲压空气的带动下进入周围回流区,造成该区域燃料较少,而气流速度又较高所致。

最后,对燃烧室头部区域沿径向燃料的分布做了研究,发现在燃烧室头部强烈的湍流掺混和混合燃烧过程中,燃料沿径向的输运效果非常明显,如图6所示。最初余气系数沿径向逐步增加,但当 r 值再增大的时候又有一个下降的过程,即燃料沿径向的质量分数经历了一个先降低又增加的过程,这是由燃料随回流区的输运所致。由图6(a)可以看出,燃烧室头部区域存在一个化学当量比区。根据Schadow和Chieze得出的结论,为了提高燃烧效率,气相燃烧应该从这里开始^[2]。由于该区域很接近壁面,可以预料发动机壁面受热严重。

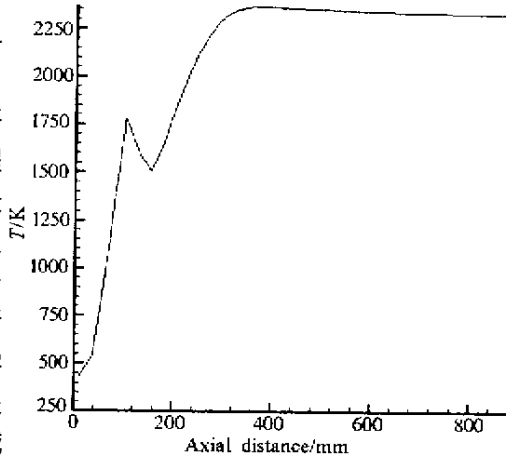


图5 沿轴向燃烧室内部温度的变化
Fig.5 Axial chamber temperature

3 结论

1) 在燃料(气)喷嘴入口和进气道入口后存在明显的回流区,这些回流区对于促进燃料(气)和冲压空气的掺混、燃烧和火焰稳定非常重要。

2) 在燃烧室头部强烈的湍流掺混和混合燃烧过程中,燃料沿径向的输运效果非常明显,可以预料发动机壁面受热严重。

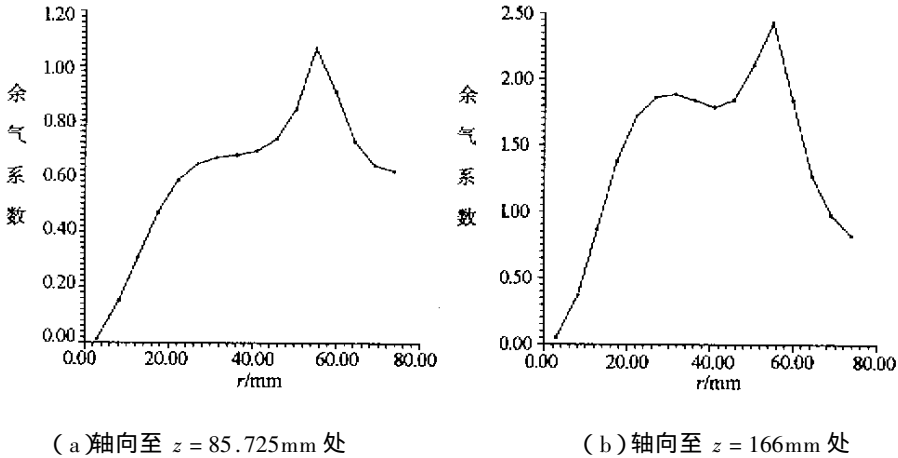


图6 头部区域沿径向余气系数的变化

Fig.6 Radical air/fuel ratio change in the ramjet head zone

参考文献:

- [1] Jarymowycz T A, Yang V, Kuo K K. Numerical Study of Solid-Fuel Combustion under Supersonic Crossflows[J]. Pennsylvania State University, University Park, Pennsylvania 16802, Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2).
- [2] Cherng D L, Yang V, Kuo K K. Numerical Study of Turbulent Reacting Flows in Solid-Propellant Ducted Rocket Combustors[J]. Pennsylvania State University, University Park, Pennsylvania, Journal Of Propulsion and Power, 1989, 5(6).
- [3] Vanka S P. Analytical Studies of Three-Dimensional Combustion Processor [R]. Argonne National Laboratory, AFWAL - TR - 88 - 2140.
- [4] 马智博. 固体火箭冲压发动机补燃室流场数值计算方法研究[D]. 北京航空航天大学博士学位论文, 1998.
- [5] 王卫东, 过增元, 张振家. 冲压发动机突扩燃烧室回流旋涡“热缩”效应的研究[J]. 推进技术, 1999(2).
- [6] 薛桂林, 王健. 四进气道整体式冲压发动机试验研究[J]. 推进技术, 1998(4).
- [7] 陈小前, 杨涛, 方丁酉. 二维实验固体燃料冲压发动机冷流数值分析[J]. 固体火箭技术, 1999(2).
- [8] 陈军, 武晓松等. 固冲发动机三维内流场数值计算与应用[J]. 推进技术, 2000(1).

