

双组元液体远地点火箭发动机 扰流环的设计方法研究

银仁亮¹, 周 进¹, 张中光²

¹ 国防科技大学材料与工程学院; ² 中国航天科技集团公司第八研究院八〇一所

摘 要: 针对双组元液体远地点火箭发动机采用液膜冷却的工作特点, 分析了矩形、三角形以及两者混合结构等不同形状的扰流环对发动机燃烧性能的影响, 得到了不同形状以及处于不同位置时的扰流环对发动机内流场以及燃烧效率影响结果。分析表明, 数值计算的结果与发动机试验相符合, 为液体远地点发动机的扰流环设计提供了重要参考。

关键词: 远地点发动机; 扰流环; 数值仿真

中图分类号: V431

文献标识码: A

文章编号: (2004) 01-0011-05

1 引言

液体远地点发动机 (LAE-Liquid Apogee Engine) 通常用于为航天器远地点机动入轨提供推力。随着我国新一代的卫星研制工作的开展, 迫切需提高远地点发动机的性能。从提高推力室性能的方式来看, 工程上通常采用以下两种方案: 其一为提高推力室身部结构材料的耐热性能, 寻求耐更高温度的新型材料, 以适应边区冷却流量减少后, 喷管喉部结构温度升高的需要; 其二是开展对推力室结构方面的研究, 如设计高性能的喷注器或对推力室壁面设计扰流环来提高燃烧性能等。对于液体远地点发动机, 燃料的边区冷却流量通常为燃料总流量的 10%~25% 左右, 对于某些无毒推进剂甚至高达 50% 以上。由于这部分的燃料在燃烧室内不能完全参加燃烧, 导致燃烧效率降低。理论分析和试验结果表明, 采用扰流方案后, 燃烧室效率提高 2%~3% 的目标是可以实现的^[6]。本文在此基础上, 以采用四氧化二氮为氧化剂、一甲基肼为燃料的某远地点发动机为研

究对象, 对处于不同位置时, 形状分别为矩形、三角形以及两者混合结构的扰流环对燃烧室性能影响进行了数值仿真分析, 并与加了扰流环设计后的发动机试验结果进行了比较, 仿真结果和发动机的试车结果相符合。

2 控制方程

两相化学反应流的控制方程由气相的欧拉方程和液相的拉格朗日方程组成。在轴对称坐标系中的气相时均 Navier-Stokes 方程写成统一的形式:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u\phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r\rho v\phi) \\ & = \frac{\partial}{\partial x}(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial r}) + S_\phi + S_{\phi,d} \end{aligned} \quad (1)$$

式中, ϕ 是需要数值求解的变量, 当 ϕ 取 1、 u 、 v 、 h 、 k 、 ε 、 Y_f 、 Y_{ox} 时, 方程 (1) 分别表示连续方程、动量方程、能量方程、湍流动能方程、湍流耗散率方程、燃料组分守恒方程和氧化剂组分守恒方程, 其中气体密度由状态方程计算

收稿日期: 2003-09-01; 修回日期: 2003-10-09。

作者简介: 银仁亮 (1978—), 男, 硕士研究生, 研究领域为火箭发动机燃烧分析。

$\rho = p/(RT)$, u 、 v 为圆柱坐标系下的燃气速度矢量, h 为燃气的焓, Y_f 、 Y_{ox} 分别为燃料和氧化剂组分, Γ_ϕ 是广义扩散系数, S_ϕ 表示气相源项以及变量写成式 (1) 形式后的剩余项, $S_{\phi,d}$ 代表气液耦合相互作用项。各源项的具体表达式及其物理意义参考文献[1][2]。

在拉格朗日坐标系下, 液滴的运动方程为^[1]:

$$\frac{du_p}{dt} = \frac{3}{8} \cdot \frac{C_D}{r_p} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_p} |u - u_p| (u - u_p) \quad (2)$$

$$\frac{dv_p}{dt} = \frac{3}{8} \cdot \frac{C_D}{r_p} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_p} |u - u_p| (u - u_p) \quad (3)$$

式中, r_p 表示液滴的半径, u 、 v 、 u_p 、 v_p 分别表示气相和液滴的速度矢量, C_D 为液滴的阻力系数, 其数值参考文献[1]。

对液滴颗粒采用轨道模型, 即对两相湍流流动采用欧拉-拉氏 (E-L) 模型, 并相应的采用计算单元内颗粒源项算法 (PSIC) 方法进行求解。

3 反应流的湍流燃烧模型

推力室内反应流燃烧过程的反应速率由式(4)计算, 计算中所需用到的一些物性参数取自文献[4]。

$$W_{ch} = \min(|R_{EBU}|, |R_{Arr}|) \quad (4)$$

式中, $|R_{EBU}|$ 是按 Spalding 提出的湍流预混火焰燃烧模型计算:

$$|R_{EBU}| = -C_{EBU} \rho g^{\frac{1}{2}} \varepsilon / k \quad (5)$$

C_{EBU} 是经验常数, 通常取 $C_{EBU} = 0.35 \sim 0.4$, g 是混合质量分数的脉动均方值, 由下式计算:

$$g^2 = \min(Y_{fu}, \frac{Y_{ox}}{s}, \frac{BY_{pr}}{1+s}) \quad (6)$$

式中, B 为经验常数, $B = 4.5$, Y_{fu} 、 Y_{ox} 、 Y_{pr} 分别表示 MMH、NTO 和燃烧产物的质量浓度, s 为氧化剂和燃料的化学计算质量比, $|R_{Arr}|$ 是化学反应速率, 由于 MMH、NTO 为自燃推进剂, 推进剂化学反应速率很快, 可以近似认为由蒸发和化学反应过程共同控制, 燃烧过程按单步化学反应考虑^[1], 化学反应的速率按 Arrhenius 定律计算:

$$R_{Arr} = k_A \left(\frac{\rho_1}{M_1}\right)^{v_1} \cdot \left(\frac{\rho_2}{M_2}\right)^{v_2} e^{-\frac{E_a}{RT}} \quad (7)$$

式中, k_A 为反应频率因子, v_i 为反应级数, 相关参数见文献[1][3]。

4 数值计算方法

有许多很成功的 CFD 算法, 如 PISO 算法、MacCormack 算法以及 SIMPLE 系列算法等, 本文采用交错网格系统 SIMPLE 算法, 在壁面附近应用壁面函数法进行计算, 由于反应流对密度的改变非常敏感, 因此应采用非均匀的网格系统, 分别对燃烧室的头部和喉部进行网格加密。同时, 按 SIMPLE 算法, 控制方程中的源项必须线性化处理, 才能有效地控制发散。由于液相蒸发而导致的两相间质量、动量、能量交换源项, 经线性化处理后加入控制方程, 这样可以改善计算的稳定性, 同时为了有效地控制计算发散, 计算中采用了时间相关法进行松弛迭代, 在初始给定的流场参数基础上, 保持边界条件不变, 进行虚拟非定常计算, 这样可使计算稳定地达到收敛解。

5 计算及结果分析

5.1 计算初始条件及边界条件

由于三维两相湍流燃烧计算非常费时, 而由试验以及仿真结果可以看出, 尽管发动机内的流场在径向和周向都很不均匀, 但是主要的不均匀发生在径向。考虑到燃烧室和扰流环的轴对称特性, 为了提高计算效率, 采用二维的两相湍流燃烧模型对扰流环的影响进行分析研究。

入口边界: 给定推进剂的流量、温度, 以及速度分量;

壁面边界: 无滑移、不可渗透的绝热壁面, 即 $\frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \phi}{\partial y} = 0$, $u = v = 0$;

轴对称面: 所有变量的梯度在 X 、 Y 方向上为零, $\frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \phi}{\partial y} = 0$;

出口条件: 由于喷管出口燃气达到了超音速, 所有变量采用数值边界条件 $\frac{\partial \phi}{\partial z} = 0$, 即通过一阶

外推得到。

计算过程中部分物性参数^[7]，见表 1。

5.2 仿真计算结果

根据上述基础，以及相关的推进剂物性参数

和推力室的结构参数等，分别对不同高度扰流环在不同位置时的推力室燃烧性能进行了仿真计算，计算结果见表 2，以及对采用不同形状扰流环时推力室燃烧性能的仿真结果见表 3 所示。

表 1 推进剂的性质

推进剂	CH ₂ NHNH ₂	N ₂ O ₄
蒸发潜热(kJ/kg)	876.3	413.8
密度(液相)(kg/m3)	860.0	1447.0
比热(液相)(kJ/kg K)	3.03	1.54

表 2 不同高度的扰流环在不同位置下的计算结果(矩形)

计算 编号	<i>H</i> (mm)	<i>L</i> (mm)	扰流前压力 MPa	扰流后压力 MPa	氧化剂流量 g/s	燃料流量 g/s	燃烧效率 %
001	0	0	0.592	0.583	103	63.1	93.7
002	2	27	0.613	0.605	103	61.3	95.2
003	4	27	0.645	0.621	102	62.2	97.5
004	4	17	0.640	0.615	102	62.2	97.1
005	4	42	0.642	0.618	102	62.2	97.2

H — 表示扰流环的高度；*L*—表示扰流环离喷注面的距离。

表 3 不同形状扰流环的计算结果

计算 编号	<i>H</i> (mm)		<i>L</i> (mm)		扰流前压力 MPa	扰流后压力 MPa	氧化剂流量 g/s	燃料流量 g/s	燃烧效率 %
X001	0		0		0.592	0.583	103	63.1	93.7
X002	2.7		25		0.624	0.608	103	61.3	96.1
X003	4		30		0.647	0.632	102	62.2	97.6
X004	2	3	25	39	0.638	0.629	102	62.2	96.9

H—表示扰流环的高度；*L*—表示扰流环离喷注面的距离。

在表 3 中，X002 为矩形结构，计算温度分布见图 1；X003 为圆弧边三角形结构，其温度分布见图 2；X004 为两者的混合结构，即对燃烧室内

的边区冷却流量进行两段扰流，前一段设计成矩形，后一段为圆弧边三角形的混合结构，其温度分布见图 3。

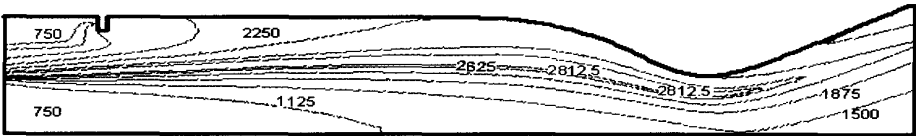


图 1 推力室采用矩形扰流环后的温度分布

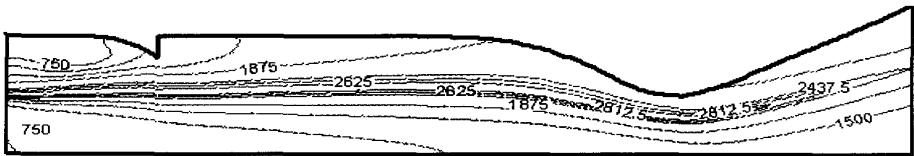


图 2 推力室采用圆弧边三角形扰流环后的温度分布

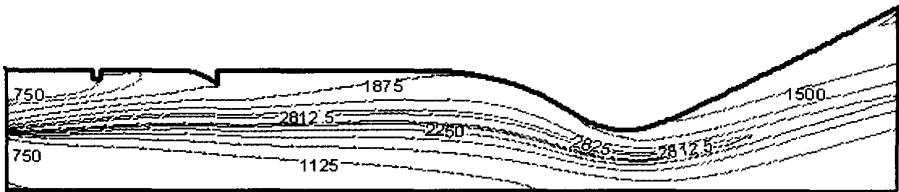


图 3 推力室采用混合结构扰流环后的温度分布

5.3 试验结果

对结构形状为矩形的扰流环，对扰流环在不

同设计高度下的推力室燃烧性能进行了试验，试验结果见表 4。

表 4 不同扰流环高度的试验结果

试验 编号	H (mm)	L (mm)	燃烧室压力 MPa	氧化剂流量 g/s	燃料流量 g/s	混合比 γ	燃烧室效率 %
S001	0	0	0.681	103	63.1	1.63	94.3
S002	2	25	0.688	103	61.3	1.68	96.3
S003	3	25	0.696	102	62.2	1.64	97.5
S004	4	25	0.699	102	62.2	1.64	97.9

注： H —表示扰流环的高度； L —表示扰流环离喷注面的距离。

5.4 结果分析

由图 1、图 2 和图 3 可以看出，由于发动机的燃烧室比较短、喷管的膨胀比大等原因，燃烧室中的射流火焰峰会延伸到喷管的扩张段。在计算中没有考虑燃烧产物的离解，以及在试验中由于

氧化剂和燃料的流量不能完全控制等因素，加上计算模型的简化，导致计算的燃烧效率和压力绝对值比试验值偏低一些，但是压力以及燃烧效率的相对高低能够反映扰流环的好坏。

扰流环后喷管的入口处的压力代表了燃气作

功能力, 反应了燃烧室的性能, 扰流环前后的压力差则说明了扰流环导致的压力损失。由表 2 可以看出, 002 工况比没有扰流环时头部压力要大, 喷管的入口压力也要大一些, 这说明扰流环对提高燃烧效率的作用是非常明显的。002 工况的喷管入口压力比 003 工况喷管入口压力小, 说明扰流环的高度对燃烧室的燃烧效率有重要的影响, 扰流环越高对燃烧效率越有利, 当然, 较高的扰流环产生的压力损失也越大, 发动机的传热环境也越恶劣。004 和 005 工况比 003 喷管的入口处的压力分别都要小一些, 说明扰流环有一个最佳位置, 如果扰流环太靠近头部或者太靠近喷管的入口处, 都会影响扰流环的性能, 尤其扰流环的位置太靠近头部时扰流效果差, 这主要因为当扰流环太靠近头部时, 它完全淹没在头部附近燃料回流区中, 导致其与推进剂的射流火焰的相互作用非常小, 达不到提高燃烧效率的效果。

由表 3 可以看出, 对于矩形的扰流环, 其压力损失对比三角形扰流环要大, 主要由于三角形圆弧边的导流作用使气流的压力损失比较小, 而气流在扰流环的折向作用下, 提高了燃料和氧化剂的混合, 从而提高了燃烧效率。但是这种扰流环对燃烧室的头部有较强的反射作用, 不利于发动机的稳定性。而在分段扰流中, 在前一段采用高度较小的矩形扰流环, 这样减小了对头部的压力反射, 而在后一段采用三角形的扰流环, 这样的效果好一些。

6 结论

在燃烧室中安装扰流环是提高发动机燃烧效率的一种新的技术, 根据以上的仿真结果分析, 可以得出:

(1) 扰流环应该放在燃烧室头部回流区的稍

下游位置, 不能太靠近喷管入口, 否则燃烧室的性能也会降低, 同时扰流环必须具有一定的高度, 高度太低对提高燃烧效率没有明显的效果。

(2) 矩形扰流环会导致燃烧室内的压力损失较大, 圆弧边三角形的扰流环对边区的流体有一定的导向作用, 但是其对喷注头部的压力反射作用较大。

从以上数学模拟的结果和分析来看, 计算所采用的方法是有效和有用的, 这为双组元液体火箭发动机的扰流环设计提供了借鉴, 也为以后的研究工作打下了基础。

参考文献:

- [1] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.2.
- [2] 聂万胜. 自燃推进剂火箭发动机燃烧稳定性分析(博士论文). 国防科技大学研究生院, 1998.9.
- [3] Louis Larosiliere, Ron Litchford, Jeng San-Mou. Hypergolic Bipropellant Spray Combustion and Flow Modelling in Rocket Engines. AIAA 90-2238.
- [4] 童景山, 李敬. 流体热物理性质的计算. 清华大学出版社, 1982.
- [5] Kee R J, Rupley F M, Miller J A. CHEMKIN II: A Fortran Chemical Kinetics Package for the Analysis of Gas-Phase Chemical Kinetics. Technical Report SAND 89-8009, Sandia National Labs, 1989.
- [6] 刘昌国. 高比冲性能双组元远地点火箭发动机研究. 卫星推进技术研讨会论文集, 2002.11.
- [7] Jiang T L, Chiu M H. Biopropellant Combustion in a Liquid Rocket Combustion Chamber. Journal. of Propulsion and Power, Vol.8, No.5.1992.

(上接第 10 页)

参考文献:

- [1] 葛李虎. 某型发动机推力室技术总结. 十一所内部资料, 1992.3.
- [2] 陶文铨. 数值传热学. 西安交通大出版社, 1998.7.

- [3] LeBai F I, Popp M. Numerical Analysis of High Aspect Ratio Cooling Passage Flow and Heat Transfer, AIAA 93-1829.
- [4] Bi Linfeng. On the Influence of Artificial Roughness on the Heat Exchange Efficiency Of Periodic Cooling Channels. Thesis of B.Sc., Beijing University, 2002.