

箭发动机不稳定燃烧切向振型分析模型,并用作者发展改进的 PISO 算法对液氢/液氧发动机燃烧过程稳定性进行了初步分析。

2 数值方法

液体火箭发动机内部燃烧流动过程采用气/液两相流 Navier-Stokes 方程描述,在直角坐标系下变截面流动控制方程一般形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{1}{b} \frac{\partial}{\partial x}(b\rho u\phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v\phi) = \frac{1}{b} \frac{\partial}{\partial x}(b\Gamma_{\phi} \frac{\partial\phi}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(\Gamma_{\phi} \frac{\partial\phi}{\partial y}) + S_{\phi} + S_{d,\phi} + S_{c,\phi} \quad (1)$$

式中: $\phi = \rho, u, v, h, k, \epsilon, m_f$ 代表不同变量, d 表示液滴, Γ_{ϕ} 是其输运系数, S_{ϕ} 是原方程的源项, $S_{d,\phi}$ 是液相对气相的源项, $S_{c,\phi}$ 是化学反应源项。上述控制方程采用控制容积法和二阶迎风/中心格式在非交错网格中离散,使数值模拟计算具有空间二阶精度^[5]。控制方程离散后得到的代数方程一般形式如下:

$$a_p\phi_p = a_E\phi_E + a_W\phi_W + a_N\phi_N + a_S\phi_S + a_{EE}\phi_{EE} + a_{WW}\phi_{WW} + a_{NN}\phi_{NN} + a_{SS}\phi_{SS} + a_p^n\phi_p^n + b_{\phi} \quad (2)$$

其中:

$$a_p = a_E + a_W + a_N + a_S + a_{EE} + a_{WW} + a_{NN} + a_{SS} + a_p^0 + a_p^*$$

$$a_E = D_e + [|-2F_e, 0|]; \quad a_{EE} = -[|-F_e/2, 0|]$$

$$a_W = D_w + [|2F_w, 0|]; \quad a_{WW} = -[|F_w/2, 0|]$$

$$a_N = D_n + [|-2F_n, 0|]; \quad a_{NN} = -[|-F_n/2, 0|]$$

$$a_S = D_s + [|2F_s, 0|]; \quad a_{SS} = -[|F_s/2, 0|]$$

$$a_p^0 = \frac{\rho_p^n}{\delta t}(b\Delta x\Delta y); b_{\phi} = (S_{\phi} - S_{a,\phi})(b\Delta x\Delta y)$$

式中符号 $[|a, b|]$ 表示取二者较大值。各变量方程离散后,求解采用 PISO 算法一步隐式预测两步显式校正迭代方案^[6]。边界条件给定入口推进剂流量、温度,气相组分以及液滴直径、温度、速度分量。出口边界和中心线处令所有气相参数法向梯度等于零。固体壁面给定无滑移、无渗透、绝热壁面条件。

3 物理模型

3.1 等效矩形燃烧室模型

液体火箭发动机燃烧室及喷管通常是轴对称旋转体,为了抑制切向振型不稳定燃烧,一般采取在燃烧室壁面开声腔,喷注器头部加隔板的方法。在数值模拟分析切向不稳定燃烧时,如要考虑隔板和声腔的影响,就必须进行燃烧室三维流场计算。为了避免数值计算上的困难,文献 [1] 提出了等效矩形燃烧室模型,把轴对称燃烧室剖开展成矩形燃烧室,但保持燃烧室横切面积及轴向长度不变。燃烧室高度 H 则可根据所分析的不同切向振荡频率调整变化,其计算公式为: $H = a/f$, f 是切向振荡频率, a 是音速。燃烧室厚度 b 按横截面积不变原则计算,即: $b(x) = \pi R_x^2/H$ 。变换前后的燃烧室形状见图 1,原来沿径向分布的隔板变成了纵向分布。

3.2 推进剂喷雾模型

喷雾模型通常用来确定液相的初始条件,本文中喷雾液滴按 Rosin-Rammler 尺寸分布函数进行分组,每组内取若干尺寸相同的计算液滴,具体单个计算液滴速度、入射角应用高斯随机分布函数确定^[7],即:

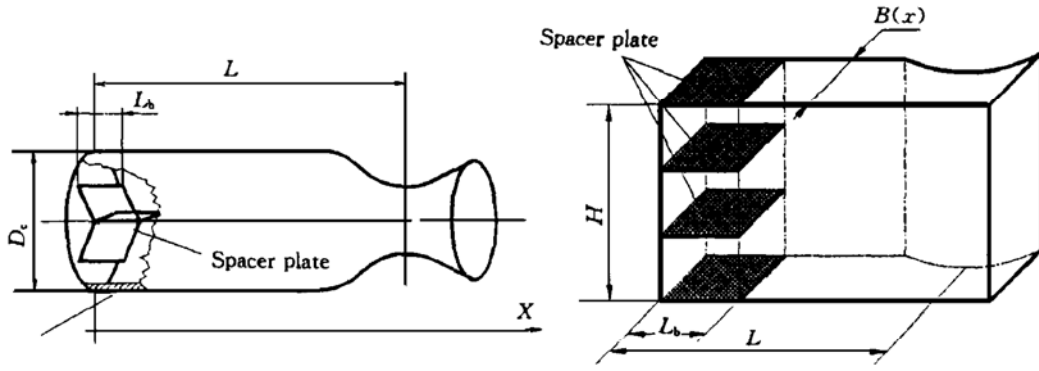


Fig. 1 The equivalent annular combustion chamber

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_x}} \exp\left[-\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2}\right] \quad (3) \quad \dot{m}_{d,i} = \dot{m}_i q_i / K_i \quad (4)$$

式中： x 表示随机变量 u, θ 。 $\dot{m}_{d,i}$ 任意组内的计算液滴所代表的液相流量， \dot{m}_i 是液滴相总流量， q_i 是第 i 组尺寸粒子所占总喷雾质量的百分比， K_i 是该组中计算液滴个数。液滴对气相流场的影响通过计算液滴进出每个网格单元的质量、动量、能量源项考虑。

3.3 液滴高压蒸发模型

应用文献 [8] 建立的液氧/烃组元液滴高压蒸发理论，计算氧液滴蒸发速率。

$$\text{液滴蒸发速率} \quad \dot{m}_v = \frac{2\pi\rho D r_s Nu_m^0}{AB} \ln\left[\frac{1 - BY_{v,\infty}}{1 - BY_{v,s}}\right] \quad (5)$$

$$\text{液滴半径变化} \quad \frac{dr_s}{dt} = -\left[\frac{\dot{m}_v}{4\pi r_s^2 \rho_l} + \frac{r_s}{3\rho_l} \frac{d\rho_l}{dT} \frac{dT_l}{dt}\right] \quad (6)$$

$$\text{液滴温度变化} \quad \frac{dT_s}{dt} = \frac{1.5\lambda Nu_T^0 C}{\rho_l C_{p,l} r_s^2} \left[\frac{T_\infty - T_s}{e^c - 1} - \frac{\Delta H_v}{AC_{p,v} + (A-1)\rho_{e,s} C_{p,e}/\rho_{e,s}}\right] \quad (7)$$

其中： $A = 1 + \frac{4\pi r_s^2 \rho_{v,s} dr_s}{\dot{m}_v}$ ， $B = 1 + \frac{\rho_{e,s}}{\rho_{v,s}} \left(1 - \frac{1}{A}\right)$ 。下标 s 表示液滴表面， ∞ 表示环境气体， e, v 分别表示液滴表面和环境中燃料蒸汽， l 表示液滴参数。

3.4 双参数不稳定燃烧模型

在进行不稳定燃烧分析中，关键是要建立起压力振荡与燃烧速率振荡的时间、空间关系式，在 Prime 提出的双参数不稳定燃烧模型中^[2]，直接建立起了燃烧速率、推进剂流量与压力脉动的关系式，即：

$$\dot{m}' = \alpha_v \left(\frac{\bar{m}}{p}\right) p' + \beta_v \left(\frac{\bar{m}L}{pa}\right) \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (8)$$

$$\rho u'_{in} = \alpha_s \left(\frac{\bar{\rho} u_{in}}{p}\right) p' + \beta_s \left(\frac{\bar{\rho} u_{in} L}{pa}\right) \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (9)$$

式中上标 ' $'$ 是发动机稳态工作时参数，脉动量则随压力脉动的时间、空间变化而变化。 α, β 是系数， a 是音速， L 是燃烧室长度。在本文计算中只考虑压力脉动对燃烧速率 \dot{m} 的影响，并且不考虑表达式中的压力脉动时间导数项。即燃烧速率响应时滞不用这种直接方式考虑，因为计算中采用了蒸发速率等模型，在某种意义上已经考虑了响应时滞。

3.5 压力扰动模型

进行不稳定燃烧分析时采用压力爆炸弹方法，即在稳态流场上叠加初始压力扰动进行非

稳态过程数值模拟，以考察燃烧过程的稳定性及声腔的阻尼效果。初始扰动可采用压力爆炸弹方法引入，即在有限的时间内使燃烧室局部小区维持较高值，经过这段时间后，压力扰动源便消失。初始压力扰动的具体形式如下：

$$P_{(t,x,y)} = \begin{cases} \bar{P}_{(0,x,y)}[1 + \alpha_p] & (t \leq t_0) \\ 0 & (t > t_0) \end{cases} \quad (12)$$

式中： $\bar{p}_{(0,x,y)}$ 是稳态工作压力， α_p 是压力因子。

4 计算结果及分析

图 1 是发动机圆柱燃烧室和等效矩形燃烧室简图。图 2 是压力爆炸弹三维示意图。图 3 是有隔板时压力扰动传播图。由于隔板的存在，压力扰动明显限制在一定区域，不能传播到整个流场。这种限制对燃烧室形成稳定的压力振荡会具有明显的阻尼作用，因此应用隔板作为抑制不燃烧的手段是有效的。本文建立了液体火箭发动机稳态、非稳态燃烧过程数值模拟的数学物理模型，应用作者发展的 PISO 算法对液体火箭发动机不稳定燃烧机理进行了初步分析。计算表明隔板对发动机不稳定燃烧阻尼作用明显。

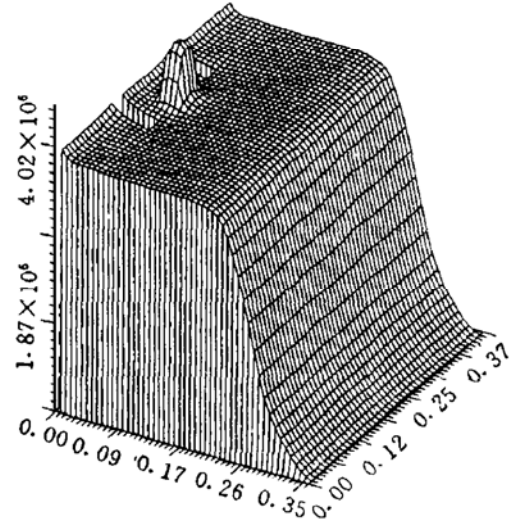


Fig. 2 Schematic of pressure bomb

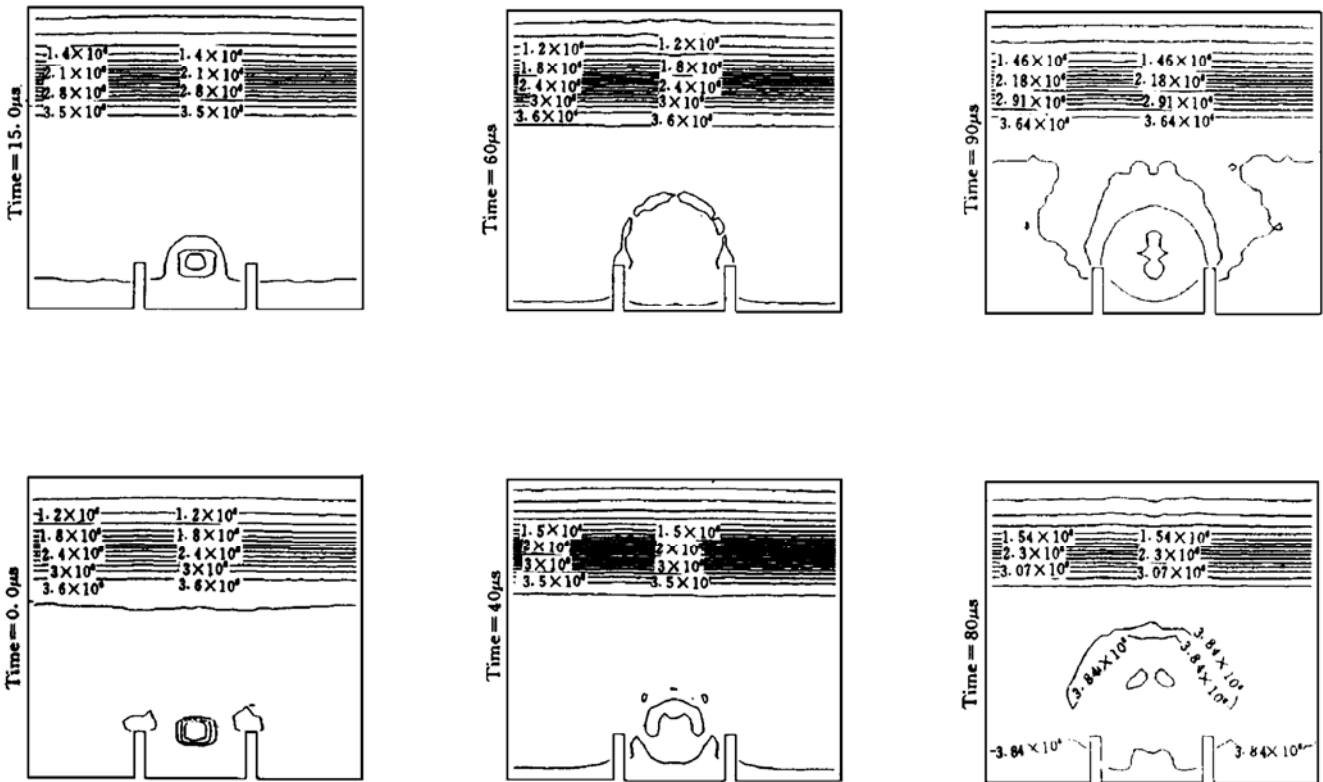


Fig. 3 Propagation of pressure wave produced by pressure bomb

非均匀流等溢流角设计 高超侧压进气道*

张^{方方}元 萧旭东 徐 辉

(南京航空航天大学动力工程系, 南京, 210016)

摘 要: 工作在前体附面层内的高超侧壁压缩进气道, 来流的非均匀性应该是进气道设计的一个重要依据。按经典的附面层理论和等溢流角设计准则设计了侧壁压缩角为 6° , 前缘型线为圆弧的变后掠角高超侧压式进气道模型, 在 $Ma_{5.3}/Ma_4$ 风洞中利用风洞壁面自然发展的附面层进行非均匀来流下进气道性能试验。试验发现, 在相同的来流附面层条件下, 圆弧前缘进气道相对于直前缘进气道喉道处的压力畸变小、进气道总压恢复高。

主题词: 高超声速进气道, 流场畸变, 非均匀流, 进气道总压恢复系数

分类号: V435.11, V211.48

HYPersonic SIDEWALL COMPRESSION INLET WITH CONSTANT SPILLAGE ANGLE DESIGN AT NON-UNIFORM INCOMING FLOW

Zhang Kunyuan Xiao Xudong Xu Hui

(Dept. of Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

Abstract: Three-dimensional sidewall compression inlet model with circle-shaped leading edge under condition of non-uniform supersonic incoming flow is designed and experimentally investigated. The leading edge design was based upon the criterion of a constant spillage angle when a typical boundary layer flow was swallowed by the inlet. Two-inlet model has been tested in $Ma_{5.3}/Ma_4$ wind tunnel. The model No. 1 with leading edge sweep of 30° considered as a basic one. The model No. 2 with a curved leading edge is specially designed for non-uniform incoming flow. The experimental results indicated that model No. 2 is better than the baseline configuration model No. 1 in terms of pressure distortion index and total pressure recovery in performance.

Subject terms: Hypersonic inlet, Flow distortion, Nonuniform flow, Total pressure recovery coefficient of inlet

1 引 言

用于超燃冲压发动机的一体化设计高超侧壁压缩式进气道, 空气流的压缩主要依靠后掠或前掠的侧壁压缩面在垂直方向上完成。这种进气道最大的优点是固定几何形状, 结构简单, 能在很宽的飞行 Ma 数范围内正常工作, 它的另一个特点是能随 Ma 变化自动改变溢流^[1], 通

* 收稿日期: 1997-02-02, 修回日期: 1997-08-20, 本课题系国家自然科学基金资助项目

多孔毛细陶瓷试棒燃油蒸发 与渗透性能的实验研究*

杜声同 孙惠贤 陈建和 陈炳录

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘要: 研究了多孔毛细陶瓷试棒的燃油渗透、蒸发性能与温度、气孔率及气流速度的关系, 并对单直毛细孔的渗透、蒸发及裂解等模型作了分析。

主题词: 陶瓷, 孔隙率, 推进剂蒸发, 渗透率

分类号: V254.2, TB302.1

AN EXPERIMENTAL STUDY OF SOME FUNDAMENTAL PROPERTIES FOR IMPROVING COMBUSTION IN CERAMIC COMBUSTOR

Du Shengtong Sun Huixian Chen Jianhe Chen Binglu

(Dept. of Aeroengine engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: The properties of permeation and evaporation of fuel through porous capillary ceramic rod is investigated. The relation between the permeation, evaporation of fuel and the porosity, air velocity of test rod is studied. The model of permeation evaporation and cracking in a single straight capillary is presented. It is suggested that a new injector or flame stabilizer can be made of porous capillary ceramic material.

Subject terms: Ceramic material, Porosity, Propellant evaporation, Permeability

1 引言

利用陶瓷在烧结过程中形成的多孔毛细状态进行燃油渗透、蒸发、裂解并组织燃烧, 能使燃烧比较充分, 火焰稳定性也好^[1,2]。用它取代空气喷气发动机中高压喷油雾化蒸发及火焰稳定系统, 可大大节省组织燃烧所需的空问。为此, 研究测定了不同气孔率在不同湿度及不同气流速度下的渗透及蒸发性能, 为下一步深入研究打下基础。

2 静态实验

自制的多孔毛细陶瓷试棒尺寸为 $20\text{mm} \times 20\text{mm} \times 20\text{mm}$, 气孔率 $\phi = 19.1\% \sim 39.4\%$ 。选取 11 根试棒分别固定在密封的瓶子中间, 瓶中装有一定高度的航空煤油 (见图 1)。在室温下测定煤油的蒸发量 m 和渗透高度 h 与 ϕ 的关系 (见图 2 和图 3)。实验条件为, 室温 19.3°C , 油温 18.0°C , 大气压 $p_0 = 96.3\text{kPa}$, 1h 后测渗透高度, 24h 后测蒸发量。

从图 2 和图 3 可以看出, 随着 ϕ 的增加, m 和 h 均有所增加。

* 收稿日期: 1997-01-24, 修回日期: 1997-05-10