

文章编号: 1000-8055(2005)01-0142-05

固液混合火箭发动机喷管流动计算

田 辉, 蔡国飙, 王慧玉, 张振鹏
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 利用二维轴对称 N-S 方程和组分方程对选用液氧/端羟基聚丁二烯推进剂的固液混合火箭发动机喷管流动进行了计算。计算采用 LU 时间隐式格式、MU SCL 空间离散和 Van Leer 矢通量分裂方法, 8 组分 10 反应的化学反应模型, 对化学源项进行了点隐式处理。喷管入口条件通过燃速计算和热力计算得到, 计算了多个氧化剂流率和装药长度情况下的喷管流场, 分析了真空比冲和推力与氧化剂流率的关系, 为固液混合火箭发动机喷管设计提供了依据。

关键词: 航空、航天推进系统; 固液混合推进剂火箭; 喷管流动; 燃烧速度; 热力计算; 性能计算
中图分类号: V 436 **文献标识码:** A

Nozzle Flow Computation of Classical Hybrid Rocket Motors

TIAN Hui, CAI Guo-biao, WANG Hui-yu, ZHANG Zhen-peng
(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

Abstract: Numerical solutions of full Navier-Stokes equations with chemical reaction flow were established for the nozzle flow of the LOX/HTPB hybrid rocket motor. Lower-Upper decomposition scheme and MU SCL-type and Van Leer approach were used. A chemical reaction model with 8 components and 10 elementary reactions was presented. The nozzle entrance condition was obtained by thermodynamic calculation. The nozzle flows under several different oxidizer mass flow rates and grain length were calculated. The relationship between oxidizer mass flow rate and specific impulse was analyzed, which will be useful for the hybrid rocket motor design.

Key words: aerospace propulsion system; hybrid propellant rockets; nozzle flow; rate of combustion; thermodynamic calculations; performance calculation

固液混合火箭发动机是采用液体氧化剂, 固体燃料的一种典型的混合火箭发动机。和固体火箭发动机不同, 固液混合火箭发动机的性能主要受氧化剂流率的影响^[1], 这是因为氧化剂流率的大小决定了固液混合火箭发动机固体燃料的燃速。因此对其喷管的计算首先对固体燃料的燃速进行研究。

选取液氧(LOX)/端羟基聚丁二烯(HTPB)

推进剂, 利用燃速计算和热力计算得到喷管入口条件, 然后利用二维轴对称的 N-S 方程和组分方程, 采用有限速率化学反应模型对固液混合火箭发动机喷管流动进行了数值模拟研究。

1 燃速计算和热力计算

1.1 燃速计算

固液混合火箭发动机固体燃料的燃速主要由

收稿日期: 2004-01-13; 修订日期: 2004-03-23

联系人: 蔡国飙

基金项目: 航天科技创新基金项目

作者简介: 田辉(1978-), 男, 陕西富平人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事固液混合火箭发动机研究

氧化剂流率决定, 根据对流换热理论得出的燃速公式如下式^[2]:

$$\dot{r} = a G_{\text{ox}}^n X^m$$

式中: G_{ox} 是氧化剂流率, X 是轴向距离。 a , n 和 m 是与燃速相关的系数, 理论值 $n = 0.8, m = -0.2$ 。

1.2 热力计算

在给定氧化剂流率和装药长度的条件下, 利用燃速计算, 可以得到燃料流率, 从而得到氧燃比 O/F , 然后利用热力计算得到绝热燃烧温度, 喷管入口各组分的分布情况。

通过喷管的热力计算, 可以得到喷管出口参数, 从而可以利用下式计算出喷管的真空推力 F_v 和真空比冲 I_{sv0}

$$F_v = \dot{m} u_e + p_e A_e, \quad I_{sv} = F_v / \dot{m}$$

式中: $\dot{m}$ 是质量流量, u, p 和 A 分别是速度、压强和面积, 下标 e 代表喷管出口截面。

2 喷管流动计算

2.1 控制方程

在忽略了彻体力、热辐射、且认为喷管为绝热体系的前提下, 二维轴对称、非定常、可压、化学非平衡、湍流流动雷诺平均的 $N-S$ 方程及组分扩散方程进行坐标变换后如下^[3]:

$$\frac{\partial \tilde{U}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{G}}{\partial \eta} = \frac{\partial \tilde{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{G}_v}{\partial \eta} + \tilde{S}$$

2.2 数值方法

求解包含化学反应的流场最大的困难是方程组的刚性问题。由于化学反应进行的时间尺度很短, 因此就限制了流场推进的时间步长。通常的做法是将化学反应源项隐式处理, 以消除其刚性。计算采用 LU 时间隐式格式进行求解, 对其进行时间空间离散, 并对反应源项进行隐式处理后得:

$$(D + L + U) \delta \tilde{U} = -\Delta t R H S$$

$D = I + \beta \Delta t (\tilde{A}_{i,j}^+ - \tilde{A}_{i,j}^- + \tilde{B}_{i,j}^+ - \tilde{B}_{i,j}^- - \tilde{Z})$ 为对角阵。

$L = -\beta \Delta t (\tilde{A}_{i-1,j}^+ + \tilde{B}_{i,j-1}^+)$ 为下三角阵。

$U = \beta \Delta t (\tilde{A}_{i+1,j}^+ + \tilde{B}_{i,j+1}^+)$ 为上三角阵。

$$RHS = D_\xi [\tilde{F}(\tilde{U}^n) - \tilde{F}_v(\tilde{U}^n)] +$$

$$D_\eta [\tilde{G}(\tilde{U}^n) - \tilde{G}_v(\tilde{U}^n)] - \tilde{S}(\tilde{U}^n)$$

$$\tilde{A} = \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \tilde{U}}, \quad \tilde{B} = \frac{\partial \tilde{G}}{\partial \tilde{U}}, \quad \tilde{Z} = \frac{\partial \tilde{S}}{\partial \tilde{U}}$$

反映了源项的变化率, β 为松弛因子, 在计算中取

1。

为了获得更高的计算精度, 计算中使用了 $MUSCL$ ^[4] 方法, 在任一个网格点上的信息来源依据当地马赫数的值分别由上游或下游插值得到。通量插值时, 是根据上述方法插值得到的原始变量进行计算, 而不是直接把通量插值。以 i 向为例:

$$F_{i+1/2}^+ = F^+(Q_{i+1/2}^-)$$

$$F_{i+1/2}^- = F^-(Q_{i+1/2}^+)$$

式中: Q 代表原始变量。

采用 Van Leer 的矢通量分裂方法, 对流通量可分裂成为以下形式^[5]: $F = F^+ + F^-$

2.3 化学反应模型

如果同时 N_s 个组分有 N_r 个基元反应, 并且第 j 个基元反应为:

$$\sum_{i=1}^{N_s} \nu_{ij} A_i \rightleftharpoons \sum_{i=1}^{N_s} \nu'_{ij} A_i \quad (j = 1, 2, 3, \dots, N_r)$$

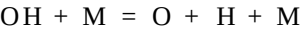
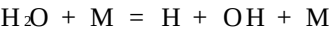
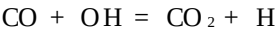
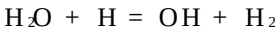
则第 i 种组分的生成率为:

$$\omega_i = M_i \sum_{j=1}^{N_r} (\nu'_{ij} - \nu_{ij}) \left(\frac{\rho}{M} \right)^L \cdot$$

$$\left[K_j \prod_{i=1}^{N_s} \left(\rho \frac{Y_i}{M_i} \right)^{\nu_{ij}} - K_{-j} \prod_{i=1}^{N_s} \left(\rho \frac{Y_i}{M_i} \right)^{\nu'_{ij}} \right]$$

式中: M_i 和 Y_i 分别是第 i 种组分的分子量和组分质量百分比, M 是平均分子量, ρ 是密度, K 和 K_{-} 分别是正向和逆向反应速率。当反应中包含对反应有影响但又不实际发生化学变化的催化剂时, $L = 1$; 反之, 当反应中不包含对反应有影响但又不实际发生化学变化的催化剂时, $L = 0$ 。

根据选用的 $LOX/HTPB$ 推进剂, 认为喷管内包括 8 种组分, 分别是 $CO_2, CO, H_2O, H_2, O_2, H, O$ 和 OH 。10 种化学反应为:



2.4 性能计算

流场计算完成后, 对喷管出口进行积分可以得到质量流量、真空推力和真空比冲。

$$m^{\circ} = \int \rho u dA$$
$$F_v = \int (\rho u^2 + p) dA \quad , \quad I_{sv} = \frac{F_v}{m^{\circ}}$$

3 结果分析

对氧化剂流率从 10~ 150 kgm⁻²s⁻¹, 装药长度 0.381 0~ 0.952 5 m 的多种工况进行了计算。计算区域如图 1 所示。

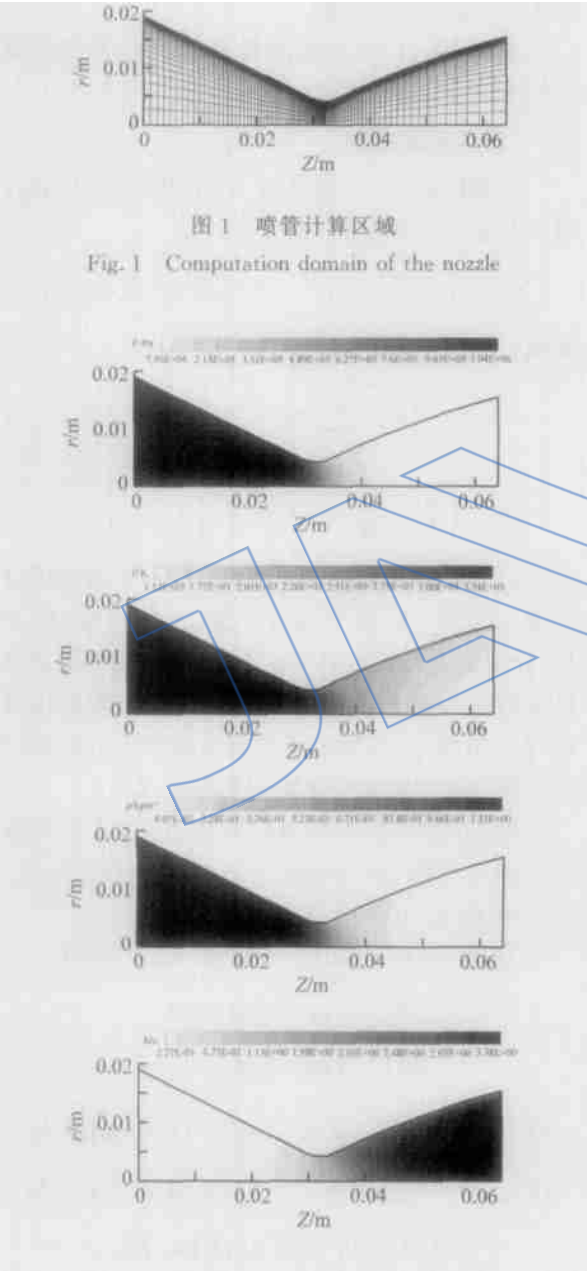


图 1 喷管计算区域
Fig. 1 Computation domain of the nozzle

图 2 是 $G_{ox} = 30 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.381 \text{ 0 m}$ 时的流场压强、温度、密度、马赫数分布, 图 3 是 $G_{ox} = 150 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.381 \text{ 0 m}$ 时的流场压强、温度、密度、马赫数分布。

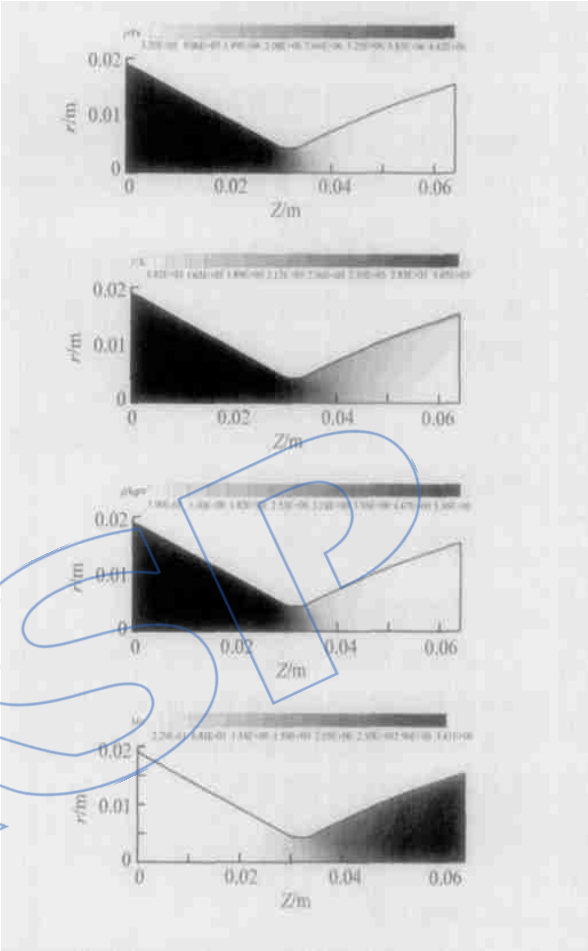


图 3 流场参数分布
($G_{ox} = 150 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.381 \text{ 0 m}$)
Fig 3 Flow parameter distribution at
 $G_{ox} = 150 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.381 \text{ 0 m}$

图 4 是 CO_2 , CO , H_2O , OH 和 O_2 在 $G_{ox} = 150 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.381 \text{ 0 m}$ 时的分布, 图 5 是 CO_2 , CO , H_2O , OH 和 O_2 在 $G_{ox} = 150 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.952 \text{ 5 m}$ 时的分布。

图 6 和图 7 是分别采用热力计算和流场计算得到的真空比冲、推力随氧化剂流率和氧燃比的变化。

从以上结果可以看出:

- (1) 从图 2 和图 3 可以看出随着氧化剂流率的不断增大, 使燃气不断增多, 提高了燃烧室压强。
- (2) 从图 4 和图 5 可以看出, 沿喷管轴线温度降低, 使放热反应加强, CO_2 和 H_2O 的质量分

图 2 流场参数分布
($G_{ox} = 30 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.381 \text{ 0 m}$)
Fig 2 Flow parameter distribution at
 $G_{ox} = 30 \text{ kgm}^{-2}\text{s}^{-1}$, $x = 0.381 \text{ 0 m}$

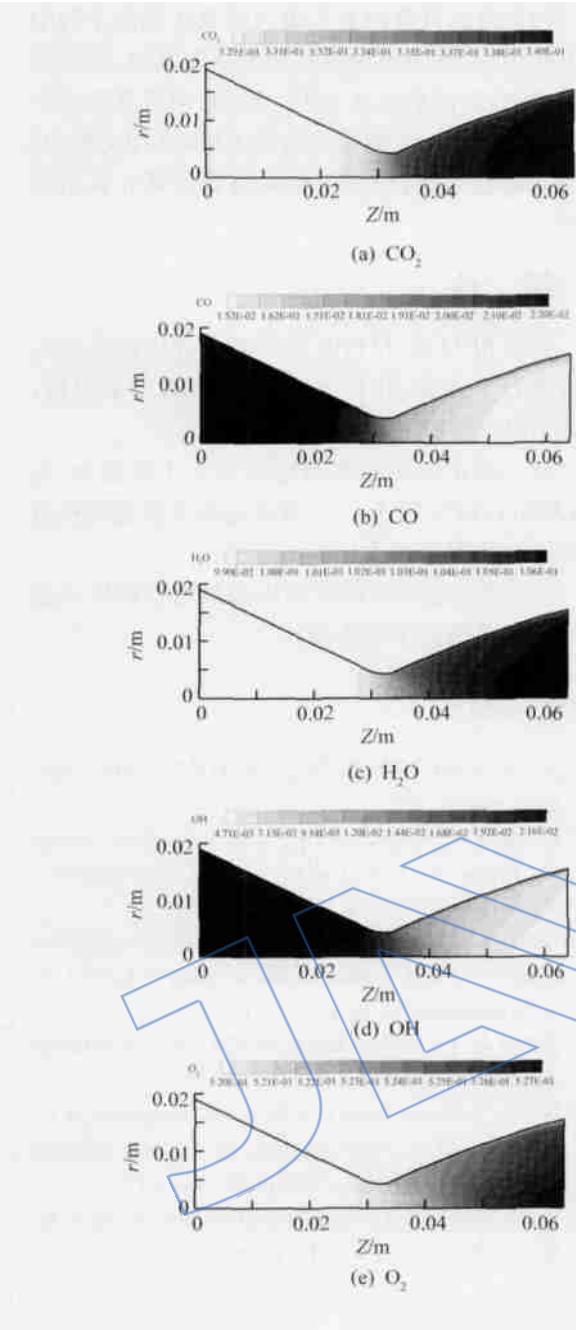


图 4 主要组分分布
($G_{ox}=150\text{ kg m}^{-2}\text{ s}^{-1}$, $x=0.381\text{ 0 m}$)
Fig 4 Main component mass fraction distribution
at $G_{ox}=150\text{ kg m}^{-2}\text{ s}^{-1}$, $x=0.381\text{ 0 m}$

数增加,CO 和 OH 的质量分数相应减少;在靠近壁面处,温度较高,吸热反应增强,CO₂ 和 H₂O 浓度较小,CO 和 OH 浓度较大。
O₂ 的质量分数由于温度降低,放热反应加强沿喷管轴线有增加的趋势,但同时由于 OH 浓度的减少又使 O₂ 的分解反应有加强的趋势,从而 O₂ 的浓度变化对不同装药长度有所不同。在装药长度较小时氧燃比较大,O₂ 的质量分数较大,受

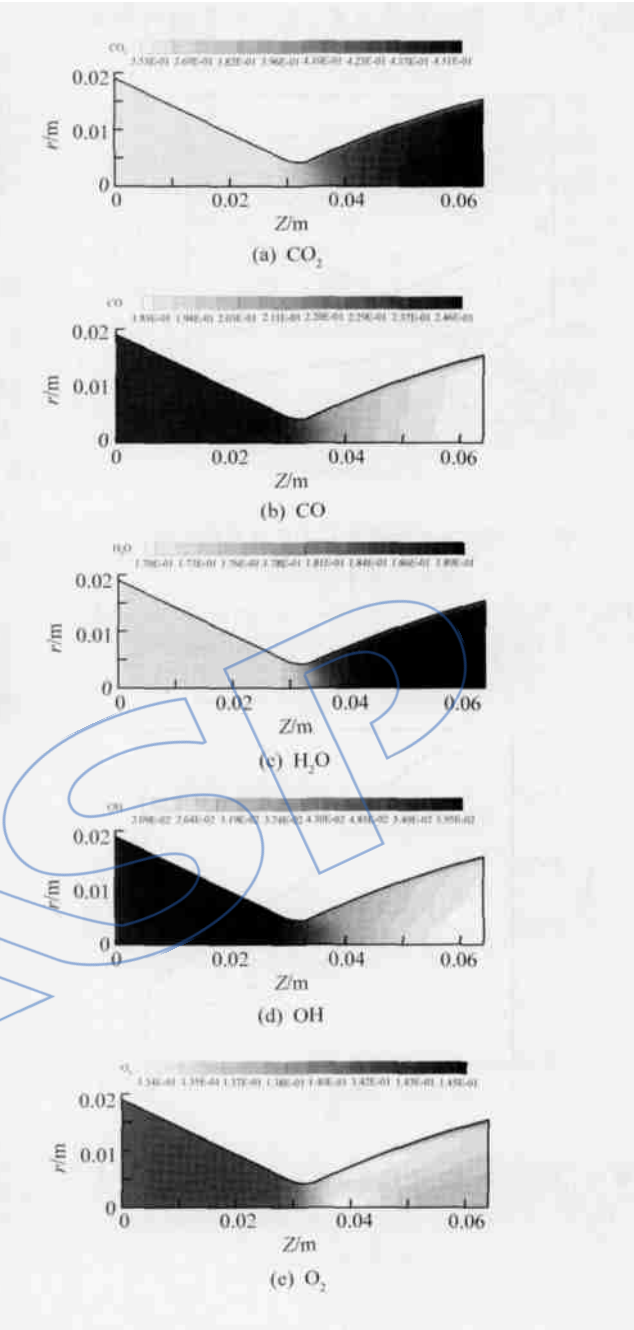


图 5 主要组分分布
($G_{ox}=150\text{ kg m}^{-2}\text{ s}^{-1}$, $x=0.952\text{ 5 m}$)
Fig 5 Main component mass fraction distribution
at $G_{ox}=150\text{ kg m}^{-2}\text{ s}^{-1}$, $x=0.952\text{ 5 m}$

OH 变化的影响不大,从而沿轴线不断增加;在装药长度较大时 O₂ 的质量分数较小,OH 变化的影响就表现出来,从而产生先减小后有所增大的趋势。
(3) 从图 6 和图 7 可以看出,采用热力计算得到的真空比冲和推力比采用流场计算得到的要大,这是因为热力计算采用平衡流动模型,而流场计算采用有限速率模型;热力计算是零维计算,而

流场计算是二维轴对称计算, 会产生非轴向损失。

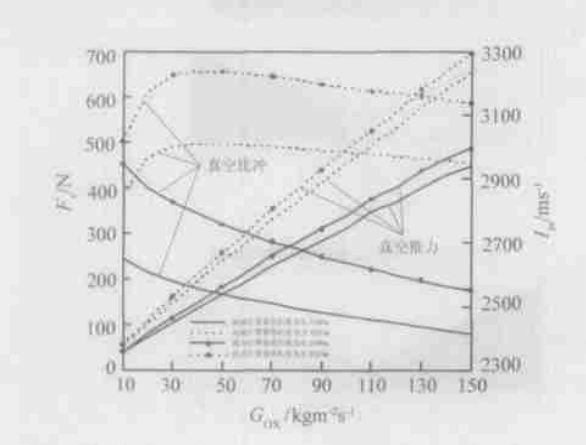


图 6 两种方法计算的真空比冲和推力随氧化剂流率的变化

Fig 6 Vacuum specific impulse and thrust force used two methods with oxidizer flow rate

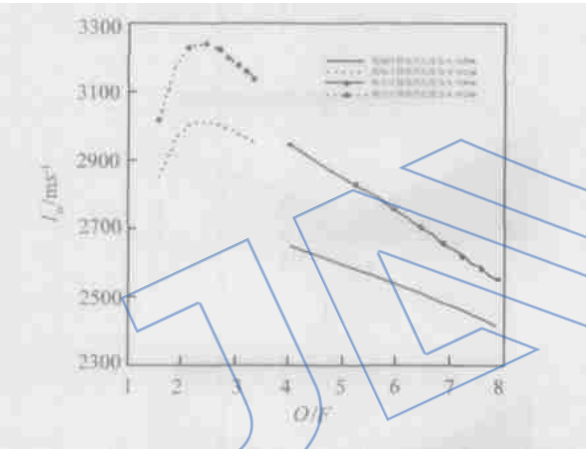


图 7 两种计算方法得到的真空比冲随氧燃比的变化

Fig 7 Vacuum specific impulse used two methods with O/F

两种方法计算的真空推力随氧化剂流率的增加不断增加, 这是因为氧化剂流率的增加, 使质量流量增加, 从而引起真空推力增加。而计算的真空比冲在氧燃比 2.4 附近具有最大值, 这和文献[6]中的计算结果符合较好, 说明喷管流场计算结果合理。

4 结 论

对采用 LOX/HTPB 的固液混合火箭发动机喷管进行了计算, 计算方法先进, 计算结果可靠, 并得到以下重要结论:

- (1) 存在最佳的氧燃比使真空比冲最大, 对于 LOX/HTPB 等于 2.4, 固液混合火箭发动机应尽可能在此附近工作。
- (2) 固液混合火箭发动机的推力控制可以通过调节氧化剂流率来实现。

参考文献

- [1] 任汉芬, 杨培松. 组合型火箭发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 1976
- [2] Ronald W H, Gary N H, Wiley J L. Space Propulsion Analysis and Design [M]. USA: The McGraw-Hill Companies, Inc., Princeton Publishing, 1995
- [3] Ha-Tien L, Mehdi G. Computation of Viscous Chemically Reacting Flows in Hybrid Rocket Motors Using an Upwind LU-SSOR Scheme[R]. AIAA 90-1570
- [4] 朱自强, 吴子牛. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998
- [5] W Kyle Anderson, James L T, Bram V L. Comparison of Finite Volume Flux Vector Splittings for the Euler Equations[J]. AIAA Journal, 1986, 24(9): 1453~1460
- [6] Paul N E, George R W. Hybrid Rocket Motor Propellant Selection Alternatives[R]. AIAA 92-3592