

文章编号: 1000-8055(2002)01-135-05

液体火箭发动机燃烧室的一种分区模型

刘 昆, 张育林

(国防科技大学 空间技术研究所, 湖南 长沙 410073)

摘要: 发展了燃烧室的分区模型: 将燃烧室分为两个区, 一个是燃烧区, 采用时滞燃烧瞬时均匀混合模型, 另一个是流动区, 连同喷管一起, 采用一维理想气体流动的有限元状态变量模型。给出了一个利用该模型计算发动机起动过程的一个算例, 计算结果表明该模型可较好地描述液体火箭发动机燃烧室的建压及非稳态流动过程。模型采用状态方程形式, 具有形式简单、计算简便的特点, 适用于液体火箭发动机的控制与仿真。

关键词: 液体火箭发动机; 燃烧室; 分区模型; 有限元; 状态变量模型

中图分类号: V 434

文献标识码:

An Innovative Partition Model of Liquid Rocket Engine Combustion Chambers

LIU Kun, ZHANG Yu-lin

(National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An innovative partition model of liquid rocket engine combustion chambers is developed in this paper, which divides combustion chambers into two regions. One region is named as combustion region in which propellant changes into combustion gas instantaneously after constant-time lag, and the combustion gas instantaneously and uniformly mixes with the staying gas of the region. The other is flow region, in connection with nozzle being treated as ideal gas pipe and being modeled by employing the finite element state-variable model of one-dimensional ideal gas flow. An example using the model to calculate the start-up process of a liquid rocket engine is given, and the calculated results show that the model describes the thrusters' transients well. The model is expressed in the form of state-variable equations, therefore it has simple expressions and can be solved easily. It is suitable for the simulation and control of liquid rocket engines.

Key words: liquid propellant rocket engines; combustion chambers; partition model; finite elements; state-variable model

1 引言

燃烧室、预燃室或燃气发生器(以下统称为燃烧室)是液体火箭发动机最重要的元件之一,推进剂在燃烧室内的流动燃烧过程是极为复杂的物理化学过程,对它的工作机理及其数值模拟方法的

研究一直是液体火箭推进领域的重要研究课题之一^[1]。由于燃烧过程的复杂性,现在还没有简单可靠的非稳态燃烧模型,另一方面,燃烧过程对发动机的低频过程影响不大^[2],所以在目前的发动机系统动态特性分析中,都采用了反应燃烧室平均效应的零维模型^[3~7]。在燃烧室各种零维模型

收稿日期: 2000-12-21; 修订日期: 2001-03-31

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59886003)

作者简介: 刘昆(1965-),男,国防科技大学空间技术研究所副教授,博士

中,燃气质量流量由喷管稳态流动的流量关系式计算,这类模型的特点是计算简单,并且基本上能反应出燃烧室的实际建压过程。然而,在一些情况下,如推进剂供应系统管路压力存在高频振荡等情况,采用喷管稳态流动流量公式难以反应燃烧室燃气流量实际的动态变化过程。为此,我们提出了燃烧室的分区模型,即将燃烧室分为燃烧区和流动区两个区,对燃烧区采用反应燃烧过程平均效应的时滞瞬时均匀混合模型,对流动区连同喷管采用一维有限元状态变量模型,燃烧室的建压与喷管流动一体化求解。

2 燃烧区动力学模型

将燃烧室分成两个区,如图 1 所示。其中第一区为燃烧区,推进剂在燃烧区中经过一个时滞后瞬时燃烧完毕,生成的燃气与燃烧区的滞留燃气瞬时均匀混合。燃烧室中的第二个区为流动区,同喷管一起为准一维平衡流燃气流动管道。

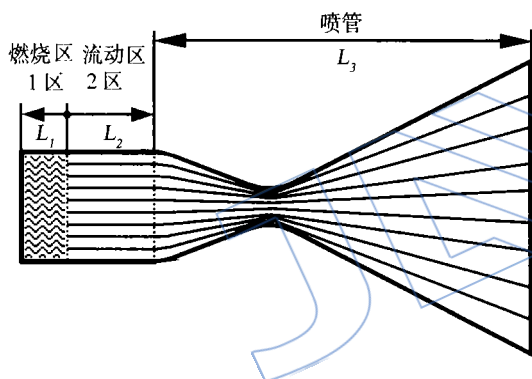


图 1 燃烧室分区示意图

Fig 1 The schematics of combustion chambers's partition

为了对燃烧区建立一个比较简单的动态模型,作如下几点假设:

(1) 认为推进剂喷入燃烧室到转换成燃气是在经过一个时滞 τ_0 之后瞬间完成的,并假设燃烧时滞 τ_0 为一个常数;

(2) 燃烧过程是绝热的,燃烧反应热全部用于加热生成燃气;

(3) 生成燃气与燃烧区滞留燃气瞬时均匀混合,达到温度、组分平衡;

(4) 推进剂的燃烧产物为完全气体;

(5) 忽略燃烧区液相推进剂所占的体积。

对燃烧区的滞留燃气,忽略燃气的动能和传热,以及推进剂初温变化的影响,其能量守恒和质量守恒方程为:

$$\frac{d(m_c \cdot e_c)}{dt} = h_g m_g - h_c m_{out} \quad (1)$$

$$\frac{dm_c}{dt} = m_g - m_{out} \quad (2)$$

式中, h_g 为推进剂生成燃气的比焓, m_g 为单位时间生成燃气的质量, h_c 为流出燃气的比焓, m_{out} 为流出燃烧区燃气的质量流量, e_c 为燃烧区滞留燃气的内能, $m_c = \rho_c V_c$ 为燃烧区滞留燃气的质量, ρ_c 为燃烧区滞留燃气的密度, V_c 为燃烧区的容积。

根据燃气为完全气体的假设,将焓值、内能与燃气热值联系起来,由方程(1)~(2),并利用燃气的状态方程,可得:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{Y}{V_c} [(RT)_g m_g - (RT) m_{out}] \quad (3)$$

$$\frac{d(RT)_c}{dt} = \frac{(RT)_c}{p_c V_c} \{ [Y(RT)_g - (RT)_c] \cdot m_g - (Y - 1)(RT) m_{out} \} \quad (4)$$

式中, p_c 为燃烧区的压力, $(RT)_g$, $(RT)_c$ 分别为燃烧区生成燃气与滞留燃气的热值。

根据时滞瞬时燃烧的假设,并考虑到补燃循环的情况,燃气的质量生成率为:

$$m_g(t) = m_f(t - \tau_0) + m_o(t - \tau_0) + m_{sc}(t) + m_i(t) \quad (5)$$

式中, m_f 为燃料的质量流量, m_o 为氧化剂的质量流量, m_{sc} 为补燃燃气的质量流量, m_i 为点火器燃气的质量流量, τ_0 为燃烧时滞。忽略了补燃燃气和点火器燃气参与补燃的时滞。

流入燃烧区燃烧的推进剂组元质量流量混合比为 $K \triangleq m_o(t)/m_f(t)$, 其中:

$$m_o(t) = m_o(t - \tau_0) + \frac{K_{sc}}{K_{sc} + 1} m_{sc}(t) + \frac{K_i}{K_i + 1} m_i(t) \quad (6)$$

$$m_f(t) = m_f(t - \tau_0) + \frac{1}{K_{sc} + 1} m_{sc}(t) + \frac{1}{K_i + 1} m_i(t) \quad (7)$$

式中, $m_o(t)$ 为 t 时刻参与燃烧的氧化剂的质量流量; $m_f(t)$ 为 t 时刻参与燃烧的燃料的质量流量; K_{sc} 为流入燃烧区的补燃燃气的平均质量混合比; K_i 为流入燃烧区的点火器燃气的平均质量混合比。

燃烧区生成燃气的做功能力 $(RT)_g$ 与推进剂质量流量混合比 K' 以及燃烧区压力 p_c 有关,由标准热力计算得到 $(RT)_{in} = f(K', p_c)$

有别于质量流量混合比 K' , 燃烧区的平均质

量混合比(以下简称质量混合比)定义为 $K_c \equiv m_c^\circ / m_c^f$, 这里 m_c° 为燃烧区中氧化剂的质量; m_c^f 为燃料的质量; $m_c^\circ + m_c^f = m_\infty$ 。经推导, 可得:

$$\frac{dK_c}{dt} = \frac{K_c + 1}{\rho_c V_c} (m_{in}^\circ - K_c \cdot m_{in}^f) \tag{8}$$

燃烧区的平均质量混合比只在预燃室和点火器用到, 因为, 预燃室和点火器燃气还要参与补燃, 为确定补燃燃气中的氧化剂和燃料的比例, 需要知道补燃燃气的平均质量混合比。

燃烧区的燃气密度根据理想气体状态方程来计算。至此, 建立了燃烧区的全部方程。该模型适应于各种燃烧室, 对自燃推进剂, 令 $m_i(t) = 0$ 即可, 对预燃室和燃气发生器, 以及非补燃循环的燃烧室, 令 $m_{sc}(t) = 0$ 即可。

确定燃烧区长度的原则是: 在燃烧区内, 推进剂应已完成了蒸发过程。根据文献[8]对液氧/气氢发动机燃烧室流场仿真的结果, 液氧约在燃烧室长度十分之一处已完成了蒸发过程。所以, 燃烧区的长度取为(1/3~ 1/5)燃烧室圆柱段长度。

3 流动区与喷管的有限元状态变量模型及其计算问题

流动区和喷管的燃气按冻结流处理, 采用文献[9]的有限元守恒形式状态变量方程。

喷管的有限元状态变量模型, 在数学上实际是将喷管的一维偏微分方程在空间和时间离散化。对于拉瓦尔喷管, 由于存在从亚音速到超音速的跨越, 采用有限元状态变量模型时, 为取得较好的计算精度, 对空间离散和时间离散的尺度要求很高, 即单元的轴向长度要很小, 状态方程的积分步长要很小。这样势必造成喷管的分段数很大, 整个系统求解的数值积分步长要很小, 虽然这样做可以较精确地分析喷管的非稳态流动过程对发动机系统动态特性的影响, 但也由此带来了计算量增大和计算消耗增加较多的问题。这里提出一种喉部质量流量修正的计算方法, 在喷管分段数较少时, 也能取得较好的计算精度。

众所周知, 当喷管喉部达到壅塞状态时, 流过喉部的燃气流量应只与上游压力有关, 而与下游压力无关。采用喷管的有限元模型时, 由于有限元总有一定的尺度, 使得喉部上游管路单元的质量守恒方程仍与喉部下游管路单元的参数相关联, 这样便会导致计算的喉部质量流量与实际质量流量有偏差, 当分段数较少, 即管路单元轴向长度较长时, 这种误差尤其明显。所以, 在计算时, 需要对

喉部的质量流量进行修正。
当喉部达到音速时, 流过喉部的实际流量为:

$$m_t^\circ = \frac{CA_t p_c}{\sqrt{(RT)_c}} \cdot \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \tag{9}$$

式中, C_t 为喷管的流量系数, $C \approx 1$ 。
设喉部上游的状态单元是第 k 个状态单元, 定义修正系数:

$$\zeta \equiv \begin{cases} \frac{m_t^\circ}{A_t u_k \rho_k} & A_t u_k \rho_k > m_t^\circ \\ 1 & A_t u_k \rho_k \leq m_t^\circ \end{cases} \tag{10}$$

利用修正系数 ζ 对喉部上游所有单元的计算流速进行修正:

$$u_i' = \zeta u_i \quad i \leq k \tag{11}$$

$u_i'(i \leq k)$ 为修正后的流速, 将它代入燃气管路有关单元的质量、动量和能量守恒方程进行下一步的积分计算。

4 算例与讨论

本文发展的模型的主要目的是用于某型分级燃烧循环液氢/液氧发动机的起动过程计算及其控制研究^[10]。这里, 为了不使计算的系统太复杂, 我们利用某型泵压式液体火箭发动机的推力室, 设计了一个挤压式模型发动机, 图 2 为该模型发动机的系统示意图。推进剂组合为液氧/液氢, 采用再生冷却方式, 液氢全部用于冷却推力室, 从冷却夹套出来的气氢与氧化剂路的液氧经喷注、雾化混合后在燃烧室燃烧, 生成的燃气由拉瓦尔喷管膨胀加速喷出。

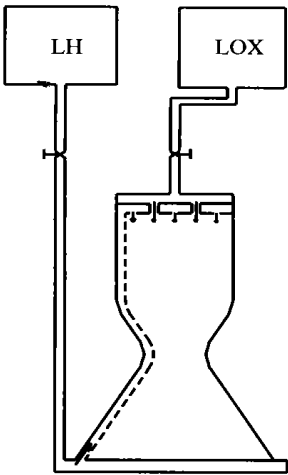


图 2 挤压式液体火箭发动机系统示意图

Fig 2 Schematics of one model liquid rocket engine

对图 2 所示发动机系统的起动过程进行了仿

真计算。计算条件为(1)燃料路: 贮箱压力 5M Pa, 阀前管路长度 2 m, 阀后管路长度 0.2 m, 管道内径 0.04 m, 阀门 $C_{DA} = 0.0009\text{ m}^2$, 喷注器 $\mu F = 0.0007\text{ m}^2$, $V = 0.002\text{ m}^3$; (2)氧化剂路: 贮箱压力 4.6 M Pa, 阀前管路长度 2 m, 阀后管路长度 0.2 m, 管道内径 0.04 m, 阀门 $C_{DA} = 0.0009\text{ m}^2$, 喷注器 $\mu F = 0.0004133\text{ m}^2$, $V = 0.001\text{ m}^3$; (3)燃烧室燃烧区长度取为 $L_1 = 0.05\text{ m}$, 喷管分段数 $n = 20$, 燃烧时滞 $\tau = 0$, 摩擦系数 $f = 0.005$; (4)阀门在 $t = 0$ 时同时打开。推力室的参数参见文献[10]。

计算时, 管路、喷注器的充填模型以及再生冷却推力室燃气与冷却剂非稳态流动传热计算模型参见文献[10]。计算得到的燃烧室压力和喷管中燃气流速的变化曲线见图 3; 在 $t = 0.4\text{ s}$ 时, 推力室和冷却剂的部分参数的一维分布见图 4。

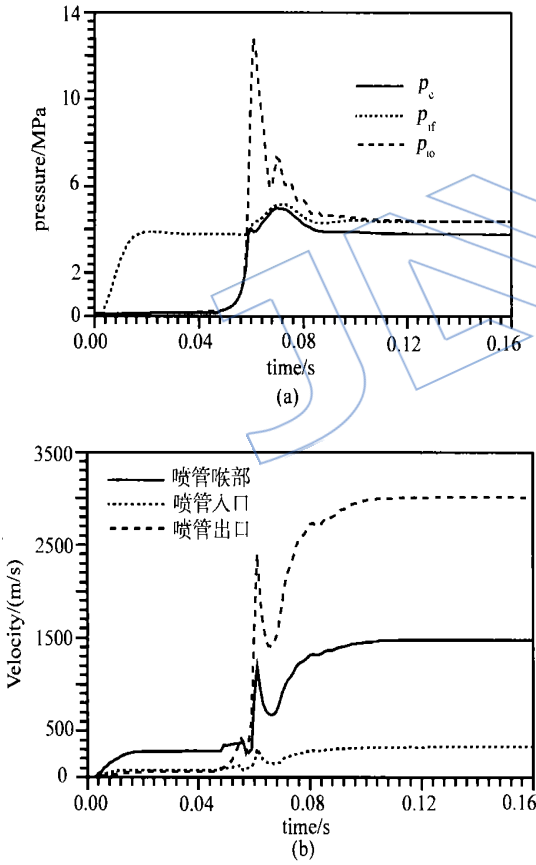


图 3 发动机起动过程中, 推力室压力 (a) 和燃气流速 (b) 随时间的变化曲线

Fig 3 The curves of thruster's pressure (a) and gas flow velocity (b) vs time in the rocket engine start-up process

本算例计算的挤压式发动机, 氧化剂路和燃

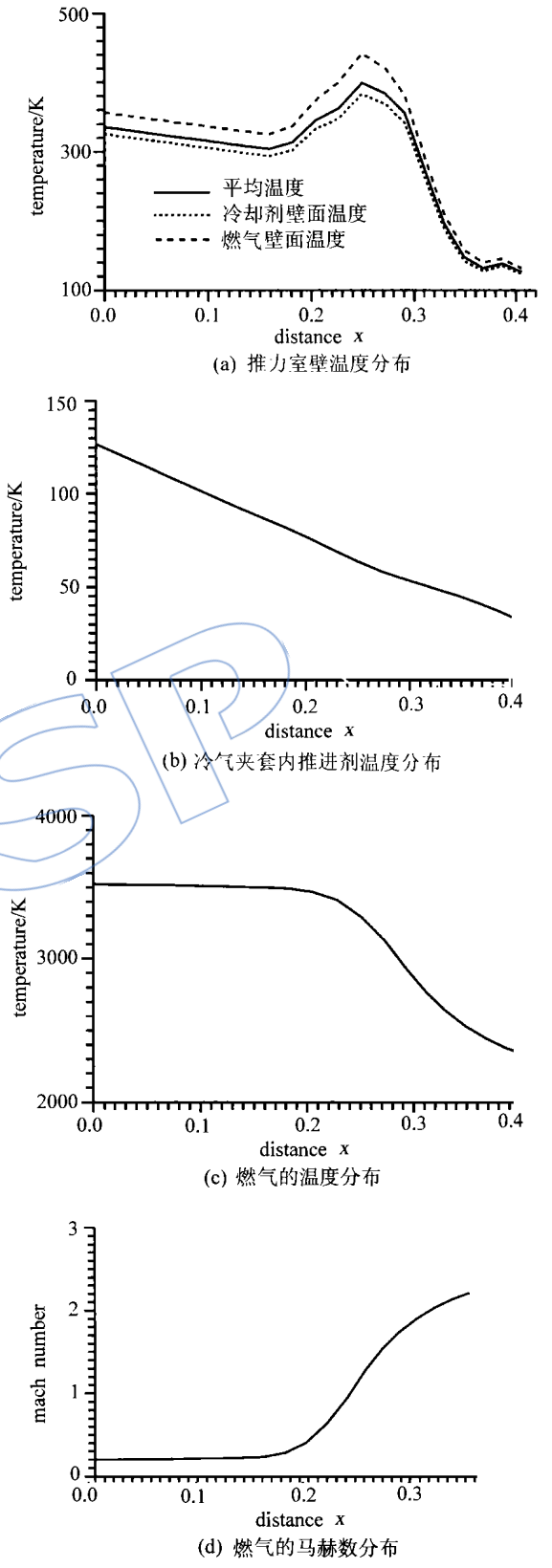


图 4 推力室壁温、冷却剂和燃气参数沿轴线的一维分布 ($t = 0.4\text{ s}$)

Fig 4 The one-dimension distribution of the thruster's wall temperature, coolant and gas parameters at $t = 0.4\text{ s}$

料路阀门同时打开后, 由于液氢的密度较之液氧的密度小很多, 液氢会首先冲入燃烧室, 液氧在喷注器的充填过程中, 最初流量较小, 喷入燃烧室的推进剂混合比还达不到着火混合比(约为 0.4), 随着液氧逐步充满喷注器, 其流入燃烧室的流量迅速增加, 推进剂着火, 燃烧室压力迅速增加。图 3(a)清楚地反映了燃烧室的这一建压过程, 图中燃烧室的过压主要是由于氧喷前的水击压力造成的。图 3(b)表明, 在燃烧室快速建压过程中, 会在喷管中形成一明显的激波。

图 4 计算结果表明, 对采用再生冷却方式发动机系统的动态性能分析计算, 对冷却夹套和喷管的流动采用一维模型是必要的。本文提出的燃烧室分区模型和作者已发展的再生冷却推力室燃气与冷却剂流动传热的有限元状态变量模型(拟另文发表)很好地解决了这一问题, 模型具有形式简单、适应性好(分段数可以根据需要改变)、计算方法简单(采用大家熟知的常微分方程数值积分方法)的特点。

5 结 论

本文发展的燃烧室分区模型可较好地描述液体火箭发动机燃烧室的建压及非稳态流动过程, 模型采用状态方程形式, 具有形式简单、适应性好、计算方法简单的特点, 适用于液体火箭发动机

的控制与仿真。

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[M] 长沙: 国防科技大出版, 1995

[2] [俄]格列克曼 BΦ 液体火箭发动机自动调节[M] 顾明初, 郁明桂, 邱明煜, 译 北京: 宇航出版社, 1995

[3] SSM E Model, Engine Dynamic Characteristics Related to POGO [R] N 76- 15264, N A S A , 1973

[4] Aki KANMURI, et al Start Transient Analysis of Turbopump-Fed LOX/LH2 Rocket Engine LE- 5) [R] N 86- 19371, 1983

[5] Ruth E K, Ahn H, Baker R L, et al Advanced Liquid Rocket Engine Transient Model[R] A I A A 90- 2299

[6] Mason J R, Southwick R D. Large Liquid Rocket Engine Transient Performance Simulation System [R] N 91- 24340, 1989

[7] 张育林 带有可调喷注器与文氏管的变推力液体火箭发动机响应特性分析[J] 推进技术, 1988, 9(5): 19- 27.

[8] 刘卫东 液体火箭发动机不稳定燃烧数值分析模型研究[D] 长沙: 国防科技大学研究生院, 1996

[9] 刘昆, 张育林 一维可压缩流的有限元状态空间模型[J] 推进技术, 1999, 20(5): 62- 66

[10] 刘昆 分级燃烧循环液氧/液氢发动机系统分布参数模型与通用仿真研究[D] 长沙: 国防科技大学研究生院, 1999

(责任编辑 杨再荣)