

滑行过程中火箭发动机泵系统各构件温度数值模拟^{*}

王为术, 李良星, 李会雄, 陈听宽, 罗毓珊, 刘伟民

(西安交通大学 动力工程多相流国家重点实验室, 陕西 西安 710049)

摘 要: 利用数值计算的方法, 研究了某型液体火箭发动机泵系统各构件及泵腔残余氧化剂在二次启动前滑行过程的温度变化。基于集总参数法建立了温度变化计算模型, 并建立了泵腔残余氧化剂排空计算模型。计算结果与试车数据吻合良好。滑行过程中, 涡轮温度下降, 而泵壳体及进口管的温度升高; 泵腔中残余氧化剂间歇排放。研究表明, 滑行结束时泵系统的温度高于 100℃, 泵腔中残余氧化剂含汽率为 1, 不满足二次点火启动条件。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 涡轮泵; 温度计算; 集总参数^{*}

中图分类号: V434.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2005) 05-0394-04

Numerical simulation of the temperature distribution in the turbo-pump system of a rocket engine during gliding

WANG Wei-shu, LI Liang-xing, LI Huixiong, CHEN Ting-kuan, LUO Yu-shan, LIU Wei-min

(National Key Lab. of Multiphase Flow in Power Engineering, Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049, China)

Abstract A model based on lumped parameter method was developed for numerical simulation of the temperature distribution in the Turbo-Pump System. A method for resolving the discharging process of remainder oxidant in pump room was also presented. An example simulation was implemented for parts of the Turbo-Pump System of a liquid rocket engine during gliding before the second start-up of the engine. The simulation results agree well with the experimental data. It is showed that during gliding the temperature of turbo decreases while the temperature of pump and inlet tube increases. The remainder oxidant in pump room exhausts discontinuously. It can be seen that temperature for the turbo pump and inlet tube is higher than 100℃ and the quality in pump room is 1 at the end of gliding obviously, which can not meet conditions of the second start-up.

Key words Liquid propellant rocket engine; Turbine pump; Temperature calculation; Lumped method^{*}

1 引 言

推进系统中, 涡轮泵的正常与否是保证火箭发射安全的基础^[1-3]。发动机一次关机后, 在设计的高空滑行时间后进行二次点火启动。在滑行期间, 因为发动机各构件之间的温度不同, 各构件之间热量必然重新分布。那么, 经过泵腔中残余氧化剂的排放、各构件热重新分布和二次启动前的主动排放冷却后, 发动机各部件的温度特性和泵腔中含汽量, 对发动机的安全及其二次启动的可靠性极其重要。20世纪 40年代以来, 国外就开始进行火箭发动机特性的数值仿真研究^[4-5]。建立了仿真计算模型^[6-8], 但不适用于液

体火箭二次点火前发动机温度特性的研究。为此, 本文基于集总参数法, 针对发动机泵系统的各构件建立耦合计算模型, 并建立泵腔残余氧化剂排空的计算模型, 以地面试车结果验证模型。对一液体发动机滑行过程中泵壳体、进口管、排放管和涡轮壳体的温度变化, 和泵腔残余氧化剂经定压单向阀排空过程及泵腔中的汽液比例进行模拟计算, 并将计算结果与地面试车数据进行比较。

2 物理过程的数学模型

火箭发动机在滑行过程中, 泵腔壁面温度逐渐升高, 残留在泵腔中的氧化剂吸热升温, 直至汽化, 使泵

* 收稿日期: 2004-11-30 修订日期: 2005-02-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50323001)。

作者简介: 王为术 (1972-), 男, 博士生, 研究领域为汽液两相流与传热。E-mail: wangweishu@mail.xjtu.edu.cn

腔内压力升高,达到排空压力后,定压单向阀打开,开始排空,腔内压力回落,压力降低到定压单向阀关闭;泵腔中剩余氧化剂重复进行上述过程,直到泵腔中无法建立排空压力,泵腔中残余氧化剂的排空是复杂的间歇排放。在滑行过程中,发动机各构件间是一个导热、辐射及对流的复合瞬态传热过程。实际上,二次启动关心的是涡轮泵系统在启动前的温度水平而不是空间点的温度分布、泵腔中是否带汽等问题。集总参数法是忽略物体内部导热热阻的简化分析方法,认为整个固体单元在同一瞬间均处于同一温度。为便于建模计算,用集总参数法建立发动机各构件物理模型,即认为各构件的温度仅为时间的函数。

2.1 温度计算模型

将发动机的喷管、乏气管、涡轮壳体、泵壳体、进口管、排放管分别划为集总参数法的一个固体单元,假定每个固体单元的温度是均匀的。

根据能量守恒定律, Δt 时间内进入固体单元的总热流量等于各构件的内能变化率即

$$\sum_n \Phi_j = MC_p dT/d\tau \quad (1)$$

式中下标 j 表示第 j 个单元。

发动机在一次关机到二次启动的滑行期间,没有燃料燃烧释放的热量,喷管和乏气管的换热主要考虑自身辐射和太阳辐射;涡轮、泵和进口管的换热主要考虑喷管辐射、太阳辐射、自身辐射、相互间的导热和环境的对流换热;排空管和排放管的换热主要考虑自身辐射、太阳辐射、管内对流换热和环境间的换热。根据式(1)可分别建立包括喷管、乏气管、排空管、排放管、涡轮、泵及进口管等构件的热平衡微分方程,方程中 $p_g, f_q, p_k, p_{fw}, b_k, j_k$ 等下标变量分别表示发动机的喷管、乏气管、排空管、排放管、涡轮、泵及进口管等。下面仅给出泵系统主要构件微分方程。

(1) 涡轮壳体热平衡微分方程

$$M_{wl} C_{pw} dT_{wl}/dt + \lambda_{wl}/\delta_{wb} A_{wb} (T_{wl} - T_{bk}) + \epsilon_{wl} \sigma A_{wl} T_{wl}^4 - \epsilon_{wl} \epsilon_{pg} A_{wsp} \sigma F_{wp} T_{pg}^4 - q \epsilon_{wl} A_{wst} + h A_{wl} (T_{wl} - T_0) = 0 \quad (2)$$

式中 $T_{wb}, T_{bk}, T_{pg}, T_0$ 分别表示涡轮、泵壳、喷管 and 环境的温度; $A_{wb}, A_{wsp}, A_{wst}, A_{wl}$ 分别表示涡轮与泵壳体之间的接触面积、涡轮与喷管之间的辐射换热面积、涡轮接收太阳辐射面积和涡轮表面积; $M, C_p, F, q, h, \sigma, \epsilon, \delta, \lambda$ 分别为质量、比热、辐射角系数、太阳热流密度、换热系数、黑体辐射常数、黑度、导热间距和导热系数等。

(2) 泵壳体热平衡微分方程

$$M_{lk} C_{plk} dT_{lk}/dt + \epsilon_{lk} A_{lk} \sigma T_{lk}^4 + \frac{1}{r_c} A_{bj} (T_{lk} - T_j) + h_{by} A_{by} (T_{lk} - T_{by}) - \lambda_{wl}/\delta_{wb} A_{wb} (T_{wl} - T_{bk}) - \epsilon_{lk} \epsilon_{wl} \sigma A_{lsw} F_{lw} T_{wl}^4 - \epsilon_{lk} \epsilon_{pg} \sigma A_{bsp} F_{bp} T_{pg}^4 - q \epsilon_{lk} A_{bst} + h A_{lk} (T_{lk} - T_0) = 0 \quad (3)$$

式中 $r_c, h_{by}, A_{lsw}, A_{bsp}$ 分别表示泵壳与进口管之间的接触热阻、泵腔壁与氧化剂之间的换热系数、泵壳与涡轮间的辐射面积和泵壳与喷管间的辐射面积。

(3) 进口管热平衡微分方程

$$M_j \cdot C_{pj} dT_j/dt + \epsilon_j A_j \sigma T_j^4 + h_j A_j (T_j - T_{j'}) - (1/r_c) A_{bj} (T_{lk} - T_j) - q \epsilon_j A_{jst} - \epsilon_j \epsilon_{wl} \sigma F_{jw} A_{jsw} T_{wl}^4 - \epsilon_j \epsilon_{pg} \sigma F_{jp} A_{jsp} T_{pg}^4 + \alpha A_j (T_j - T_0) = 0 \quad (4)$$

式中 $h_j, A_{jst}, A_{jsw}, A_{jsp}$ 分别表示进口管与氧化剂间的换热系数、进口管接收太阳辐射的面积、进口管与涡轮间的辐射面积和进口管与喷管间的辐射面积。

2.2 泵腔残余氧化剂排空计算模型

滑行过程中,泵壳体温度随时间逐渐升高。试验表明,当滑行结束时,其温度可以上升到 100°C ,而氧化剂液态 N_2O_4 的沸点低,常压下仅为 21.2°C ,一次关机时泵腔残余氧化剂的温度,一般低于其饱和温度 3°C 。滑行期间,氧化剂因吸热升温,汽化膨胀升压,通过排空阀排空。排空阀是定压单向阀,当泵腔压力达到或高于排空阀打开压力 p_1 时,排空阀自动打开,氧化剂以汽液两相混合物排放;由于排放,泵腔中压力降低,达到排空阀关闭压力 p_2 时,排空阀关闭。可见,泵腔残余氧化剂的排空是十分复杂的间歇排放过程。可以认为泵腔液态氧化剂经历以下几个过程:受热逐渐升温达到饱和温度(过程一);开始汽化,使腔内压力升高,直至排空压力(过程二);达到排空压力后,定压单向阀打开,开始排空,腔内压力回落,如果降低到定压单向阀关闭,重复过程二,直至泵腔中剩余氧化剂无法建立排空压力(过程三)。为便于建模,可假定:忽略过程一中氧化剂的过冷沸腾;泵腔内汽化过程中温度不变,即 $dT/dt = 0$ 定压单向阀打开,在泵腔中液态氧化剂没有全部汽化前,以均相汽液两相流排空;全部气化以后,以单相气态氧化剂排空。

(1) 泵腔残余氧化剂的能量方程

泵腔中氧化剂吸收来自泵壳体和泵进口管的热量而温度升高,达到汽化点时开始汽化,其能量变化方程为

$$C_p M (dT/dt) + m r = \sum_i h_i A_i (T_i - T) \quad (5)$$

式(5)右边为氧化剂吸收自泵腔和进口管的热量,左边为内能增量和汽化吸热量。

(2) 泵腔压力方程

泵腔内初始压力是 p_0 , 容积为 V , 一次关机时泵腔残余氧化剂质量为 M_0 。在过程二中, 氧化剂开始汽化, 设汽化质量为 m_1 , 并假定汽化过程中 $dT/dt = Q$ 式(5)可简化为

$$m_1 r = \sum_i h_i A_i (T_i - T) \quad (6)$$

随着泵腔内气体增多, 腔内压力升高, 其压力变化方程为

$$p(V_0 - \frac{M_0 - m_1 - m_2}{\rho}) = \frac{m_1 \times 8314 \times T_{sat}}{92} \quad (7)$$

式中 m_1 为泵腔中气体氧化剂质量; m_2 为经排空阀排出泵腔的质量。

$$m_2 = \Delta t \times A_{out} \times u \times \bar{\rho} \quad (8)$$

式中 Δt 为时间, 流速确定如下

$$f = 0.184 R e^{-0.2} = 0.184 \frac{\rho u d}{\mu}^{-0.2} \quad (9)$$

$$\Delta p = f(L/d) (\rho u^2 / 2)$$

式中 f 为流阻系数, Δp 为流动阻力。由以上两式, 可得流体速度

$$u = \left[\frac{2 \times \Delta p \times d^{0.5}}{0.184 \times L \times \rho^{0.8} \times \mu^{0.2}} \right]^{\frac{5}{9}} \quad (10)$$

(3) 泵腔内汽液比的确定

当泵腔内压力升高到满足定压单向阀自动打开的条件时, 过程二结束。在此过程中, 泵腔中氧化剂气体所占的容积比为

$$\beta = [V_0 - (M_0 - m_1 - m_2) / \rho] / V_0 \quad (11)$$

2.3 方程的求解

用 Taylor 展开对方程离散, 采用半隐格式求解离散方程^[9]。各构件的初始条件试验确定。其中, 因为涡轮壳体、氧化剂泵壳体、泵进口管、泵腔内氧化剂的温度相互影响, 必须耦合迭代求解。求解时首先假设一个泵壳的温度, 分别求涡轮和进口管的温度, 再用获得的温度去求解泵壳温度, 并与上一次求解得到的泵壳温度值比较, 如不满足要求的迭代精度值继续迭代, 直到满足收敛条件为止, 即完成这一时层的计算, 然后进入下时层的迭代。计算中角系数按文献[10]有关模型计算、换热系数由 Cooper 公式^[11]确定; 氧化剂液态 N_2O_4 的物性参数根据文献[12]中的

数据回归公式用于计算。

3 计算结果及比较

对某液体火箭发动机泵系统各构件在滑行过程中的温度变化进行了计算。涡轮、泵及进口管的温度变化及其与试车数据比较如图 1~3 所示, 图中纵坐标为构件温度值, 横坐标为时间。其中图 1 给出了滑行期间涡轮壳体温度变化及其计算结果与试车测量数据的比较; 图 2 给出了滑行期间泵壳体温度变化及其计算结果与试车测量数据的比较; 图 3 为滑行期间进口管壁温度变化。泵腔中残余氧化剂汽液比计算结果如图 4 图 5 给出了残余氧化剂经定压单向阀排空过程的泵腔压力变化, 图 6 表示了在整个滑行过程中泵腔的压力变化。

从图 1~3 计算结果发现: 滑行过程中, 涡轮壳体温度下降了 444°C , 涡轮的热量通过导热和辐射等方式传递给泵壳及进口管; 泵壳体温度升高了 70°C , 滑行结束时达到 98°C , 泵壳体的热量通过液体导热、对流和沸腾换热方式加热泵腔中的氧化剂; 泵进口管温度从 18°C 升高到 78°C 。由图可见, 涡轮壳体和泵壳体温度计算结果与试车测量结果吻合良好, 在试车时没有测量进口管的温度和泵腔氧化剂物态和汽液比例的数据。计算结果与试车数据之间的偏差是因为计算中忽略了一些次要因素、计算所得结果是各构件的平均值, 而试车测量的是构件中局部点的值。图 4 给出了泵腔残余氧化剂汽液比的变化情况, 结果表明, 在滑行的第 35s 时, 泵腔中全部为气态的氧化剂, 含汽率 β 为 1。计算发现泵腔残余氧化剂的排空是间歇排放过程, 残余氧化剂的间歇排空仅存在于滑行过程的某个时间段, 如图 5 所示, 在第 32.3~41s 间进行间歇排放。由图 6 可知, 在滑行 41s 以后因为腔中汽态的氧化剂剩余量很小, 经过吸热膨胀, 并不能再次建立排空的压力, 图中的细实线为泵腔压力, 可以看出在 41s 到滑行结束, 压力逐渐升高, 但是低于定压单向阀打开的压力 p_1 。以上结果表明, 滑行过程结束时, 涡轮的温度下降, 而泵壳和进口管的温度却较高, 此时, 尽管泵腔中剩余的氧化剂绝对质量很小, 但全部为气态的氧化剂。显然, 此时条件并不利于二次点火, 故在二次启动前, 对发动机的泵系统进行冷却和泵腔排气是必需的。

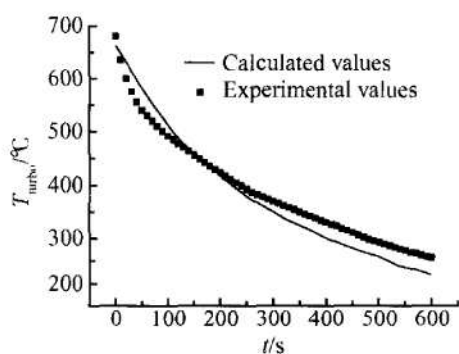


Fig. 1 Calculated and experimental turbo temperatures and time

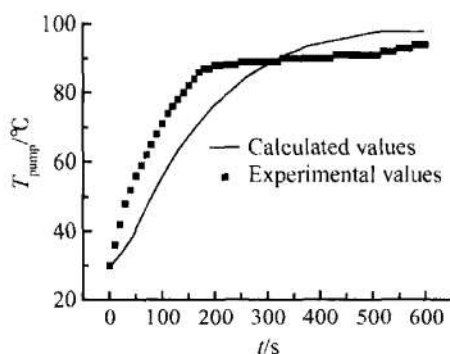


Fig. 2 Calculated and experimental pump temperatures and time

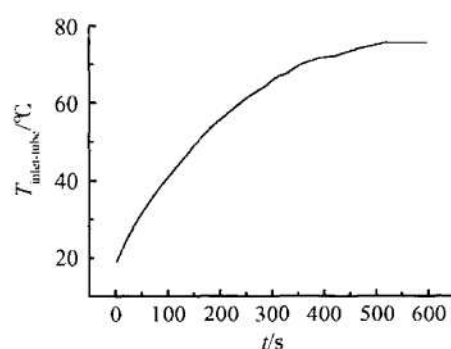


Fig. 3 Calculated inlet-tube temperatures and time

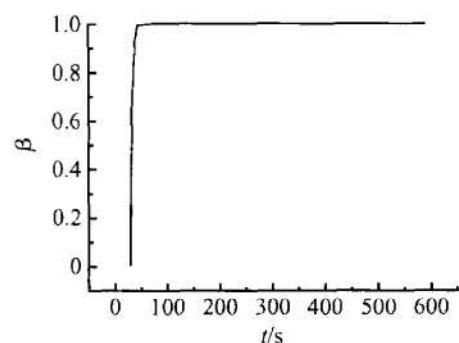


Fig. 4 Void fraction in pump and time

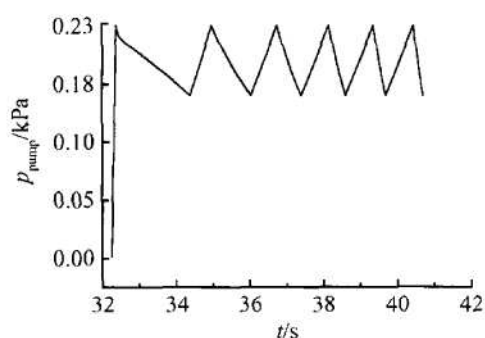


Fig. 5 Pressure values in pump during exhausting and time

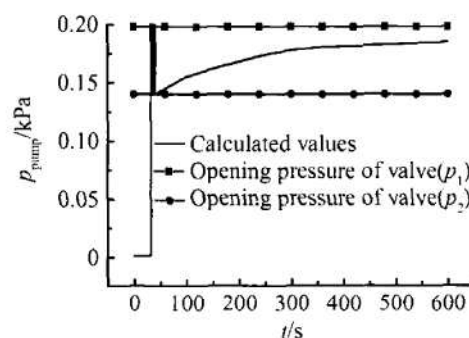


Fig. 6 Pressure values in pump and time

4 结 论

本文建立了基于集总参数法的一次关机后滑行过程中液体火箭发动机涡轮泵系统各构件热力耦合计算模型和泵腔残余氧化剂间歇排放计算模型。计算结果表明,本文所建模型的计算结果与试车结果吻合良好,本文所建模型正确。滑行过程中,涡轮壳体温度明显降低,而泵壳体和进口管温度显著升高;滑行结束时泵腔中残余氧化剂含汽率 β 为 1。由此可见,发动机二次启动前必须对其泵系统进行冷却和排除泵腔气态氧化剂,比如实施二次启动前的主动排放。

参考文献:

- [1] 张振鹏. 液体发动机故障检测与诊断中的基础研究问题[J]. 推进技术, 2002, 23(5). (ZHANG Zhen-peng Fundamental study of fault monitoring and diagnostic technology of liquid rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5).)
- [2] Nemeth E, Nomar A M Jr. Development of a health monitoring algorithm[R]. AIAA 90-1991.
- [3] 于 潇. 液体火箭发动机涡轮泵状态监测与故障诊断系统研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2002, 4: 54~60.
- [4] 黄家骅, 冯国泰. 航空发动机特性仿真技术的进展与展望[J]. 推进技术, 2002, 23(4). (HUANG Jia-hua FENG Guo-tai Development and expectation of perform-

ance simulation in aviation engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4).)

- [5] John Lytle, Greg Follen, Cynthia Naiman, et al Numerical propulsion system simulation (NPSS) [R]. NASA TM -20002209795.
- [6] Christoph Goertz. A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles[R]. AIAA 95-2966.
- [7] 王克昌. 液体火箭推进系统性能分析计算的通用模型[J]. 推进技术, 1992, 13(2). (WANG Ke-chang A generalized model for performance analysis and calculation of liquid rocket propulsion system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1992, 13(2).)
- [8] 黄敏超, 王新建, 王 楠. 补燃循环液体火箭发动机启动过程的模块化仿真[J]. 推进技术, 2001, 22(2). (HUANG Min-chao, WANG Xin-jian, WANG Nan Modular simulation on the start process for staged combustion cycle liquid propellant rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2).)
- [9] 陶文铨. 数值传热学(第二版)[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [10] 杨贤荣. 辐射换热角系数手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [11] Cooper M G. Saturation nucleate pool boiling- a simple correlation[J]. *Int Chem Engng Symp Ser*, 1984, 86: 785~792.
- [12] 刘光启. 化学化工物性数据手册(无机卷)[M]. 北京: 化学工业出版社, 2002.

(编辑: 梅 瑛)