

# 基于可视化平台的液氢/液氧火箭 发动机核心部件质量计算

薛 薇, 蔡震宇, 曹红娟, 戈庆明  
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 运载火箭总体方案论证阶段, 为了选择推进系统方案需要对发动机的质量、性能等参数进行比较和优化, 但是液体火箭发动机的质量是很难估算的, 影响发动机质量的因素很多, 几乎没有什么规律可循, 估算发动机质量的工作只能是非常粗糙的。依据液体火箭发动机主要部件的特点及工程经验, 提出了发动机核心部件的质量计算模型; 给出了发动机推力室和涡轮泵 2 部件的 2 种计算模型并进行了比较。最后, 采用 VC++ 平台设计了可视化的计算界面, 并结合国内外的发动机进行了验证。

**关键词:** 航天推进系统; 液体火箭发动机; 质量模型; 可视化界面

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 04-0061-06

## Mass calculation of key assembly units in LH<sub>2</sub>/ LOX rocket engine based on visual interface

XUE wei, CAI Zhenyu, CAO Hongjuan, GE Qingming  
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** At the beginning of project development of a new aerospace launch vehicle, in order to choose the design scheme of propulsion system, it's necessary to contrast and optimize the rocket's parameters, such as mass and performance. However, it's difficult to calculate the mass of a liquid propellant rocket engine duo to more related factors, because there is nearly no rule to follow, so the mass evaluation of a liquid propellant rocket engine is usually not precise. According to the characteristics of the liquid propellant rocket engine and project experiences, the mass calculation models for the key assembly units of the engine are proposed in this paper. Two kinds of different models to calculate the mass of thrust chamber and turbopump are presented and compared. At last, based on the VC++ platform, the visual interface was designed for the mass calculation model. The mass models were validated by the calculation of different kinds of liquid propellant rocket engines.

**Keywords:** aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engine; mass model; visual interface

收稿日期: 2015-02-01; 修回日期: 2015-05-27

基金项目: 国家 863 项目(2006AA702067)

作者简介: 薛薇 (1981—), 女, 博士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计、故障诊断、动态建模

## 0 引言

以往估算发动机质量的工作是非常粗糙的,通常是把各组件或子系统质量相加而确定,各组件要么称重,要么通过计算容积和已知或假设的密度来计算,有时初步估算基于相似部件或组件的已知数据。本文根据已有的氢/氧发动机及组合件质量进行分析,找出其对应的关系,便于氢/氧发动机系统方案初步论证工作的开展。

任何液体火箭发动机都是由推力室、涡轮泵、燃气发生器、各种活门自动器以及机架、导管、支撑件等部件组成。不论从发动机系统的角度,还是从各组合件的质量比较,推力室和涡轮泵都是发动机的核心部分。从质量上分析,这2个主要组合件约占发动机总质量的50%~60%。因此,如果能较准确估算这2个主要组合件的质量,则发动机的质量估算就不会出现大的偏差。

## 1 质量模型计算

### 1.1 推力室质量分析和估计

结合国内外在此方面的研究,本文综合考虑性能参数以及工艺制造和材料性能等对发动机质量的影响,利用统计学和理论推导2种方法建立了发动机推力室的质量模型

#### 1.1.1 方法一

推力室的质量一般与推力的大小及喷管面积比的大小成正比:推力越大,则推力室必然越重;喷管面积比越大,则质量也越大。推力室的尺寸随着燃烧室内的压力增高而缩小,因而推力室的质量又必然和它的燃烧室压力成反比。结合这几个参数,推力室的质量可以概括为以下的函数关系:

$$m_{tc} = 0.00268 F_t^{0.8} \sqrt{\varepsilon} / p_c^{0.15} \quad (1)$$

式中,  $m_{tc}$  为推力室的质量, kg;  $F_t$  为推力室的推力, N;  $\varepsilon$  为推力室的喷管面积比;  $p_c$  为燃烧室内的压力, N/cm<sup>2</sup>。

#### 1.1.2 方法二

推力室身部外形结构简单,壁薄且强度高,材料常选用导热性能好的镉铜合金和不锈钢等。

为保证结构强度和提高了可靠性,会采取多种冷却措施<sup>[3]</sup>。

根据推力室上述特点及对文献[4]的研究,方案二采用面密度法建立推力室质量模型。结合发动机性能参数、结构尺寸及工艺制造、材料性能等影响因素,对于闭式循环可以得到如下计算公式:

$$m_{tc} = A_t \left[ a_1 (p_c m_c^*)^{0.125} + \frac{a_2}{(p_c m_c^*)^{0.25}} + V_c (\bar{S}_z + \bar{S}_s) + V_k \bar{S}_k - \frac{a_3}{A_t} \right] \quad (2)$$

式中

$$V_c = k_1 \frac{p_c 10^{-6}}{\sqrt{d_t}}$$

$$V_k = k_2 \left( \frac{p_c}{\sqrt{\varepsilon_p} \cdot d_t} \right)^{0.475}$$

$$\bar{S}_z = 3.544 L_p \sqrt{\frac{p_c q_c}{m}} - \frac{2}{\sqrt{q_c c^*}} + \sqrt{q_c c^*} + 1$$

$$\bar{S}_s = \frac{2}{q_c c^*} + \frac{0.818}{\sqrt{q_c c^*}} - 0.974$$

$$\bar{S}_k = S_0 \left[ 1 - \left( 1.415 - \frac{0.274}{\sqrt[4]{\varepsilon_A}} \right) (1 - \exp(-\sqrt[3]{1-z})) \right]$$

$$S_0 = (32 - 10k) (\sqrt{\varepsilon_A} - 1) + (2.1 + 1.6k^4) (\sqrt{\varepsilon_A} - 1)^{2.25}$$

$$z = 1 - \left\{ \frac{\sin \beta_a}{0.6 - (0.018k - 0.0175) (\sqrt{\varepsilon_p} + 24)} \right\}^{4/3}$$

式中:  $A_t$  为喷管喉部面积;  $p_c$  为燃烧室压强;  $c^*$  为特征速度;  $\dot{m}$  为推力室推进剂质量流量;  $d_t$  为喷管喉部直径;  $\bar{m} = \dot{m} / (A_c p_c)$ ;  $\varepsilon_p$  为喷管压强比;  $L_p$  为燃烧室特征长度;  $A_c$  为燃烧室圆柱段截面面积;  $\varepsilon_A$  为喷管面积比;  $\beta_a$  为喷管出口型面角;  $k$  为平均等熵指数;  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$ ,  $k_1$  和  $k_2$  为推力室质量系数,与工艺制造、材料性能及结构强度等因素有关,通常取  $a_1 = 6.276 \sim 20.85$ ,  $a_2 = 1.4 \times 10^6 \sim 4.7 \times$

$10^6$ ,  $a_3=6.3\sim 15.8$ ,  $k_1=1.08\sim 3.6$ ,  $k_2=0.021\sim 0.07$ 。

选取的原则为: 小推力发动机靠左选取; 常规一次使用的大推力发动机在中间附近选取; 多次重复使用的大推力发动机靠右选取。

对于开式循环, 推力室质量由 4 部分组成:

$$m_c = A_t \left[ V_c (\bar{S}_2 + \bar{S}_3) + V_k \bar{S}_k + \frac{a_4}{(p_c \dot{m} c^*)^{0.25}} - \frac{a_5}{A_t} \right] \quad (3)$$

式中  $a_4$  和  $a_5$  为推力室质量系数, 通常选取  $a_4 = 1.286 \times 10^6 \sim 1.965 \times 10^6$ ,  $a_5 = 6.7 \sim 10.3$ , 小推力发动机靠左选取, 大推力发动机靠右选取。

## 1.2 主涡轮泵质量模型

### 1.2.1 方法一

主涡轮泵的质量基本上取决于发动机的推力大小和燃烧室压力的高低。发动机的推力越大, 则涡轮泵的尺寸也越大, 因而质量也越大<sup>[2]</sup>。涡轮泵的质量和它的工作转速及工质的材料关系密切。准确估计出涡轮泵的质量比较困难。

#### 1.2.1.1 小推力氢/氧发动机的涡轮泵结构质量估算

小推力氢/氧发动机涡轮泵的结构基本上都是 1 台涡轮带动 2 台泵<sup>[11]</sup>。如美国的 RL10A-3-3、法国的 HM-7 和我国研制的氢/氧发动机<sup>[9]</sup>都是这种结构。这种结构的涡轮泵质量可以按照以下的公式来估计:

$$m_p = (3.5 + 0.065 p_c) \times (q_{vh} + q_{vo})^{0.5} \quad (4)$$

式中:  $m_p$  为涡轮泵的质量, kg;  $p_c$  为燃烧室压力, kg/cm<sup>2</sup>;  $q_{vh}$  为液氢的体积流量, L/s;  $q_{vo}$  为液氧的体积流量, L/s。

#### 1.2.1.2 转速不同且氢/氧涡轮泵分离结构的质量估算

大推力氢/氧发动机设计中, 常常把氢/氧 2 个涡轮泵分开设计, 主要是因为氢泵要求很高的工作转速, 而氧泵工作转速可以低一些<sup>[2]</sup>。较大推力氢/氧发动机上, 液氧涡轮泵的功率也很大, 用齿轮传动把氢泵和氧泵联系在一起的方案是很难实现的<sup>[12]</sup>。

氢/氧涡轮泵质量计算可以分别依照下面公式:

$$m_{p1} = (4 + 0.065 p_c^{0.95}) \times q_{vh}^{0.45} \quad (5)$$

式中:  $m_{p1}$  为氢涡轮泵的质量, kg;  $p_c$  为燃烧室压力, kg/cm<sup>2</sup>;  $q_{vh}$  为液氢的体积流量, L/s。

$$m_{p2} = (4 + 0.065 p_c^{0.95}) \times q_{vo}^{0.45} (n_1/n_2)^{0.6} \quad (6)$$

式中:  $m_{p2}$  为氧涡轮泵的质量, kg;  $p_c$  为燃烧室压力, kg/cm<sup>2</sup>;  $q_{vo}$  为液氧的体积流量, L/s;  $n_1$  为氢涡轮泵的转速, r/min;  $n_2$  为氧涡轮泵的转速, r/min。

### 1.2.2 方法二

主涡轮泵结构质量在很大程度上取决于其流体力学参数, 即工质流量决定零件的流通面积, 扬程决定零件的壁厚及外形尺寸。在进行主涡轮泵结构方案论证和系统初步优化时, 利用系统给出的流体动力参数和初步的额定转速来近似计算主涡轮泵的结构质量<sup>[13]</sup>。

根据涡轮泵的几何特点, 可以将涡轮泵分解为多个圆筒和空心的圆盘, 则涡轮泵质量可以近似的用圆筒和圆盘的质量之和来表示:

$$m_p = D_H^2 \delta_H \left( \sum \rho_{H1} K_{H1} + \sum \rho_{H2} K_{H2} \right) \quad (7)$$

式中:  $m_p$  为涡轮泵的质量;  $D_H$  为特征直径, 按照入口部件确定;  $\delta_H$  为特征厚度, 根据出口部件确定;  $\rho_{H1}$  和  $\rho_{H2}$  为材料密度;  $K_{H1}$  和  $K_{H2}$  为常数; 下标 H1 表示圆盘, 下标 H2 表示圆筒。

考虑到  $D_H^2 \sim \dot{V}$ ,  $\delta_H \sim \dot{m} H^{3/2} / (\dot{V} \omega)$ , 故上式又可写成如下形式:

$$m_p = K_i \dot{m} H^{3/2} / \omega \quad (8)$$

式中:  $K_i$  为涡轮泵质量系数;  $\dot{m}$  为泵的推进剂质量流量;  $H$  为泵的扬程;  $\omega$  为泵的角速度。

上式得到的是涡轮泵质量计算的基本形式, 具体应用还要根据涡轮泵配置方式来分析。涡轮泵的配置方式主要分为 3 种: 同轴式、齿轮传动式和双涡轮式。

#### 1.2.2.1 同轴式布局

1 台涡轮带动 2 台泵, 涡轮和泵同轴、同转速。这是俄罗斯采用的布局方式, 质量计算公式

如下:

$$m_p = A_1 + B_1 D_1$$

$$D_1 = \frac{\dot{m}_{Hh} H_{Hh}^{3/2} + \dot{m}_{Ho} H_{Ho}^{3/2}}{\omega} \quad (9)$$

式中:  $A_1$  和  $B_1$  为常数; 下标  $Hh$  表示氢泵;  $Ho$  表示氧泵。

对于闭式循环, 当  $2.93 \times 10^4 \leq D_1 \leq 1.82 \times 10^6$  时:  $A_1 = 19.0$ ,  $B_1 = 0.232 \times 10^{-3}$ 。

对于开式循环, 当  $1.17 \times 10^3 \leq D_1 \leq 3.22 \times 10^4$  时:  $A_1 = 6.29$ ,  $B_1 = 0.981 \times 10^{-3}$ ;  $2.93 \times 10^4 \leq D_1 \leq 7.52 \times 10^5$  时:  $A_1 = 21.0$ ,  $B_1 = 0.54 \times 10^{-3}$ 。

#### 1.2.2.2 齿轮传动布局

1 台涡轮带动 2 台泵, 2 泵通过齿轮箱连接, 不同轴线、不同转速。这种布局方式现在已经很少应用, 本文不对此进行研究。

#### 1.2.2.3 双涡轮式布局

采用 2 套独立的涡轮泵装置, 1 台涡轮带动 1 台泵, SSME, J-2 及我国研制的氢/氧发动机均采用这种布局方式。氢涡轮泵装置和氧涡轮泵装置质量计算如下:

$$m_{p1} = A_2 + B_2 D_2$$

$$D_2 = \frac{\dot{m}_{Hh} H_{Hh}^{3/2}}{\omega_{Hh}} \quad (10)$$

$$m_{p2} = A_3 + B_3 D_3$$

$$D_3 = \frac{\dot{m}_{Ho} H_{Ho}^{3/2}}{\omega_{Ho}}$$

式中  $A_2$ ,  $B_2$ ,  $A_3$  和  $B_3$  为常数, 参数的选取范围如下:

对于闭式循环, 当  $2.93 \times 10^4 \leq D_2 \leq 1.82 \times 10^6$  时:  $A_2 = 19.0$ ,  $B_2 = 0.232 \times 10^{-3}$ 。

对于开式循环, 当  $1.17 \times 10^3 \leq D_2 \leq 3.22 \times 10^4$  时:  $A_2 = 6.29$ ,  $B_2 = 0.981 \times 10^{-3}$ ;

$2.93 \times 10^4 \leq D_2 \leq 7.52 \times 10^5$  时:  $A_2 = 21.0$ ,  $B_2 = 0.54 \times 10^{-3}$ 。

#### 1.3 燃气发生器或预燃室质量模型

通常在小推力氢/氧发动机上, 都采用一个燃气发生器, 经统计, 其质量约占涡轮泵质量的

8%~9%, 可用下式进行估算:

$$m_g = 0.085 m_i \quad (11)$$

式中  $m_g$  为燃气发生器质量, kg。

对于大推力氢/氧发动机, 如果采用 2 个预燃室供应 2 套涡轮泵装置, 则氢路预燃室质量和氧路预燃室质量的计算公式如下:

$$m_{gh} = 0.19 m_i$$

$$m_{go} = 0.15 m_i \quad (12)$$

式中  $m_{gh}$  和  $m_{go}$  分别为氢和氧预燃室质量, kg。

如果是 1 个预燃室供应 2 套涡轮泵装置, 则质量估计公式如下:

$$m_g = 0.17 (m_{th} + m_{to}) \quad (13)$$

#### 1.4 各种阀门和自动器质量模型

氢/氧发动机上阀门、自动器的品种多、数量多, 所以估计这部分组合件重量比较困难。根据液路阀门、气路阀门自动器等分别统计分析, 液路阀门的大小都和通过的体积流量成正比, 而气路阀门自动器重量和推力大小的关系很小。

对于小推力氢/氧发动机, 计算公式如下:

$$m_v = 0.47 m_i + 2.5 B \quad (14)$$

对于大推力氢/氧发动机, 计算公式如下:

$$m_v = 0.26 m_{th} + 0.31 m_{to} + 3.5 B \quad (15)$$

式中  $B$  为气路阀门自动器的品种, 如减压器的种类、电器阀门的品种等。

#### 1.5 总装器件质量模型

总装器件包括各种导管、支撑件、换热器等, 其质量大小主要和推进剂种类及循环方式有关, 很难进行实际估算。考虑到涡轮泵和推力室的结构形式也取决于推进剂种类和循环方式, 因此, 可以近似地把总装器件看成是涡轮泵和推力室质量的函数, 则估算公式如下:

$$m_f = 0.416 (m_p + m_c) + W \quad (16)$$

式中:  $W$  为特殊部件质量, kg (这些部件并非所有氢/氧发动机都必需, 如 SSME 上装有计算机控制器, 如无特殊部件, 则可以取消);  $m_p$  为涡轮泵的质量, kg (如果是 2 台涡轮泵, 则为 2 台涡轮泵的质量);  $m_c$  为推力室的质量, kg (如果是 2 个推力室, 则为 2 个推力室的质量)。

轮泵的质量之和);  $m_{tc}$  为推力室的质量, kg。

## 2 可视化界面编程

Visual C++ 是一个功能非常强大的可视化应用程序开发工具, 利用 Visual C++ 开发面向对象 Windows 应用程序特点如下: 一致的用户界面; 多窗口、多任务操作; 完善的内存管理; 设备独立。利用 Visual C++ 开发面向对象 Windows 应用程序主要有 2 种方法: 一种是使用 Windows 提供的 Windows API (Application Programming Interface, 应用程序接口) 函数, 另一种是用 Microsoft 提供的 MFC (Microsoft Foundation Class, 微软基础类) 函数<sup>[6]</sup>。

对话框是 Windows 应用程序中进行数据交互的重要手段。程序通过对话框获得用户的输入, 用户通过消息框等获得程序运行情况等相关信息<sup>[8]</sup>。对话框可以直接作为应用程序的主界面, 即基于对话框的应用程序。为实现程序的交互功能, 接受各种消息驱动, 在对话框中还应包括各种类型的控制对象, 这些对象在 Windows 系统中被称为控件 (包括按钮、编辑控件、滚动条、列表框等)。对话框的主要功能是输入和输出数据, 在 MFC 中, 对话框的功能封装在 CDialog 类中, CDialog 类是 CWnd 类的派生类, 为了和控件传递数据, 需要在对话框类中说明一组与各控件对应的成员变量<sup>[7]</sup>。创建对话框的一般步骤为:

- 1) 使用对话框编辑器设计对话框的外观和布局, 创建对话框的模板资源;
- 2) 使用 Class Wizard 创建新的对话框类;
- 3) 使用 Class Wizard 进行消息映射, 以便将对话框中的控件和对话框类中的消息处理函数联系起来;
- 4) 进一步向对话框类中加入控件相连的数据成员, 并为控件指定对话数据交换<sup>[8]</sup>。

这里采用 VC++6.0 作为可视化界面编程的平台, 通过界面编程生成 .exe 可执行文件。界面如图 1 所示, 在进行计算时需要给定输入参数, 然后点击计算即可。



图 1 基于 VC++ 平台的发动机质量计算界面

Fig. 1 Engine mass calculation interface based on VC++ platform

## 3 仿真实验

结合液体火箭发动机的特性参数, 进行了核心部件质量计算。

根据 1.1 节的理论公式, 分别采用了 2 种方案进行推力室的质量计算。图 2 所示为发动机推力室实际质量与方案一质量计算对比图。图 3 所示为发动机推力室实际质量与方案二质量计算对比图。由上述分析可知, 采用方案一进行计算所需参数较少, 计算量也不大, 在计算小推力发动机推力室质量时计算精度较高, 在推力较大的情况下计算结果误差相对较大; 方案二采用的公式比较复杂, 在计算过程中使用了较多的参数, 并且需要根据经验来确定几个系数的取值, 优势在于相对准确地计算出结果。

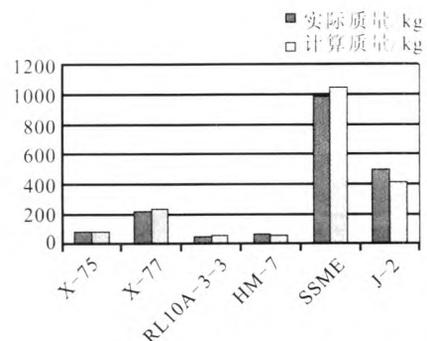


图 2 发动机推力室实际质量与方案一质量计算对比图

Fig. 2 Contrast between real mass of thrust chamber and calculation results from Scheme 1

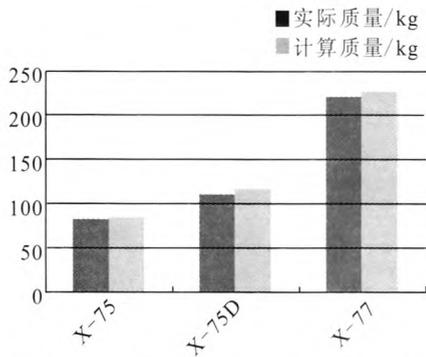


图3 发动机推力室实际质量与方案二质量计算对比图

Fig. 3 Contrast between real mass of thrust chamber and calculation results from Scheme 2

根据 1.2 节理论公式, 分别采用 2 种方案进行涡轮泵质量计算。图 4 所示为发动机涡轮泵实际质量与方案一质量计算对比图, 图 5 所示为发动机涡轮泵实际质量与方案二质量计算对比图。由上述分析可知, 在涡轮泵计算方案二中, 由于特征尺寸  $D_H$  的选择范围较大, 且系数  $A$  和  $B$  取决于  $D_H$  的范围, 所以在计算中会出现很大的偏差。本文建议结合 2 种方案同时进行质量分析。

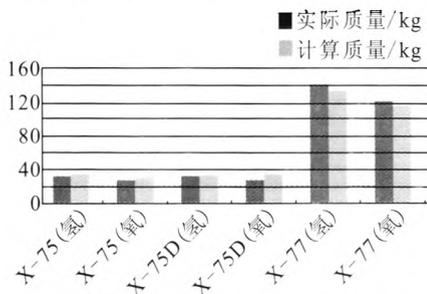


图4 发动机涡轮泵实际质量与方案一质量计算对比图

Fig. 4 Contrast between real mass of turbopump and calculation results from Scheme 1

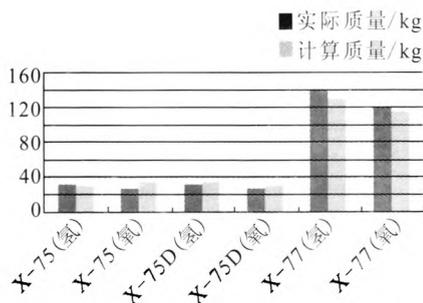


图5 发动机涡轮泵实际质量与方案二质量计算对比图

Fig. 5 Contrast between real mass of turbopump and calculation results from Scheme 2

## 4 结论

根据液体火箭发动机的自身特点, 建立了 2 种发动机质量模型。结合国内外已有的液体火箭发动机进行了相应的质量模型验证, 为了便于计算, 编写了可视化的计算界面, 由此可得:

1) 所提出的质量计算模型各有优势, 为系统方案的前期论证奠定了基础;

2) 主要针对氢/氧推进剂组合的发动机进行了质量分析, 对于不同推进剂组合的发动机质量影响不会有很大差别, 因此本文建立的发动机质量模型也适用于其它推进剂组合发动机;

3) 在后续的工作中需要针对不同类型的发动机不断完善质量计算模型, 同时完善可视化界面, 使其人机对话的方式更加便捷。

### 参考文献:

- [1] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机基础[M]. 洪鑫, 等译. 北京: 科学出版社, 2003.
- [2] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [3] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [4] Козлов А А, Новиков В Н, Соловьев Е В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок[M]. Москва: Машиностроение, 1988.
- [5] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [6] 陈国建, 游梁, 张建辉, 等. Visual C++ 宝典[M]. 北京: 电子工业出版社, 2011.
- [7] 林勇, 宋征. Visual C++ 6.0 应用指南[M]. 北京: 人民邮电出版社, 1999.
- [8] 古万荣. Visual C++ 完全自学手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2009.
- [9] 胡平信, 刘国球. 液体火箭发动机的技术发展与技术展望[J]. 导弹与航天运载技术, 1998(2): 1-10.
- [10] EDWARDA J R, LIOU M S. Low diffusion flux splitting methods for flows at all speeds[J]. AIAA Journal, 1998, 36(9): 1610-617.

(下转第 73 页)

### 3.5 焊接使用

焊接过程中, 必须严格控制焊接热输入及层间温度, 避免焊缝及热影响区在 450°~850°停留时间过长。

### 3.6 使用环境

使用过程中, 必须避免铁离子污染, 可以使用缓蚀剂进行保护, 进行表面防锈处理。同时避免焊缝及母材表面划痕、电弧擦伤、咬边等引起缺口效应的缺陷, 以及安装拆卸必须合理正确。

### 3.7 定期检查

制定岗位责任人制, 定期检查肩圈使用情况, 如进行放大镜检查、着色检查。对于发现裂纹应及时整改, 消除隐患。

## 4 结论

为了分析某试验区液氧系统增压气体阀门肩圈工作过程出现的裂纹机理与原因, 保证气体供应正常, 对出现裂纹的肩圈进行理化分析。以材料成分、断口宏观观察、化学成分、金相组织检查、力学性能、能谱分析等为基础, 结合有限元的应力计算, 分析了应力腐蚀的主要原因和诱导原因, 阐明了肩圈断裂的内在机理; 并在此基础上, 制定了使用过程的防范措施, 确保使用过程的肩圈性能, 杜绝其他在用设备安全隐患, 为保证试验设备的安全平稳运行和可靠性奠定了基础。

### 参考文献:

- [1] 孙秋霞. 材料腐蚀与防护 [M]. 北京: 冶金工业出版社, 2001.
- [2] 许淳淳, 张新生, 胡钢. 不锈钢冷加工形变诱发马氏体相变及其腐蚀行为[J]. 材料保护, 2002, 35(3): 15-17.
- [3] 肖纪美. 不锈钢的金属学问题[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2006.
- [4] 罗鑫. 304 不锈钢的晶界特征分布及其对应力腐蚀开裂的影响[D]. 上海: 上海大学, 2009.
- [5] 夏爽. 690 合金中晶界特征分布及其演化机理的研究 [D]. 上海: 上海大学, 2007.
- [6] ANDLE V. Twinning-related grain boundary engineering [J]. Acta Mater, 2004, 52: 4067-4070.
- [7] LEE S L, RICHARDS N L. The effect of single-step low strain and an annealing of nickel on grain boundary character [J]. Mater Sci Eng A, 2005, 390: 81-85.
- [8] 陆永浩, 褚武扬, 高克玮, 乔利杰. 304L 不锈钢在高温水中的应力腐蚀裂纹扩展[J]. 金属学报, 2004, 40(7): 763-767.
- [9] GOTTSTEIN G, MA Y, SHVINDLERMAN L S. Triple junction motion and grain microstructure evolution [J]. Acta Mater, 2005, 53: 1535-1544.
- [10] 陈鸿海. 金属腐蚀学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1995.
- [11] 马毅. 奥氏体不锈钢的应力腐蚀研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2009.

(编辑: 马 杰)

(上接第 66 页)

- [11] 杜炜强. TRW 公司的超低成本液氧 / 液氢助推液体火箭发动机[J]. 火箭推进, 1999, 25(1): 1-11.  
DU Weiqiang. Low cost LOX/LH<sub>2</sub> liquid rocket boost engine of TRW[J]. Journal of Rocket Propulsion, 1999, 25(1): 1-11.
- [12] 杜天恩, 杨瑞亭. 美国正在加紧研制先进的低成本氢 / 氧发动机[J]. 火箭推进, 1995, 21(6): 1-10.  
DU Tianen, YANG Ruiting. Advanced low cost LOX/

LH<sub>2</sub> rocket engine under development in US [J]. Journal of Rocket Propulsion, 1995, 21(6): 1-10.

- [13] 杨凡, 叶小明. 径流式涡轮在膨胀循环发动机氢涡轮泵中的应用[J]. 火箭推进, 2012, 38(3): 1-9.  
YANG Fan, YE Xiaoming. Application of radial turbine in hydrogen turbopump of expander cycle rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(3): 1-9.

(编辑: 陈红霞)