

# 基于 CATIA 的固体火箭发动机系统设计

殷延祥<sup>1</sup>, 李亦<sup>1</sup>, 鞠玉涛<sup>2</sup>, 杨余旺<sup>1</sup>, 裴锦华<sup>3</sup>

(1. 南京理工大学 计算机科学与技术学院, 南京 210094; 2. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;  
3. 南京航空航天大学 无人机研究院, 南京 210016)

**摘要:** 发动机图形绘制与性能计算是火箭设计的关键步骤, 通过对固体火箭发动机设计过程的分析, 提出 CATIA 参数化图形绘制技术; 以单孔管状装药发动机为例, 建立了发动机燃烧室与喷管模型, 在 VC 环境下利用 CATIA Automation 二次开发技术实现了燃烧室与喷管参数化设计, 完成了两者装配与动态显示; 利用 Matcom 实现内弹道压力时间曲线计算, 发射段轨道分析; 最后完成系统软件编制; 实际使用情况表明, 使用该软件可快速构造发动机, 进行全面的性能分析, 为固体火箭发动机方案论证与初步设计提供了有力的工具。

**关键词:** 固体火箭发动机; CATIA; 内弹道; 发射段

## Solid Rocket Motor System Design Based on CATIA

Yin Yanxiang<sup>1</sup>, Li Yi<sup>1</sup>, Ju Yutao<sup>2</sup>, Yang Yuwang<sup>1</sup>, Pei Jinhua<sup>3</sup>

(1. Department of Computer Science and Technology, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;  
2. Department of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China; 3. Research Institute of Unmanned Aircraft, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Graphics rendering and performance computing on engine are key steps in rocket design. Analysing the process of solid rocket motor design, we put forward parametric design technology using CATIA. We established combustion chamber and nozzle model, take a single hole tubular charge motor for example, we completed combustion chamber and nozzle parametric design by using CATIA automation secondary development technology, completed the assembly and dynamic display. Then, we implemented the internal ballistic pressure time curve calculation and launch trajectory analysis by using Matcom. Finally, we completed the system software. The application shows that this system can construct motor quickly and conduct a comprehensive performance analysis, which also provide powerful tool for design scheme and preliminary design of solid rocket motor.

**Key words:** solid rocket motor; CATIA; internal trajectory; launch period

## 0 引言

自从 20 世纪 80 年代美国<sup>[1]</sup>和法国<sup>[2]</sup>先后成功地将计算机辅助设计技术应用到固体火箭发动机<sup>[3]</sup>的设计中以来, 国内外有多家单位都积极开展 SrmCAD 的理论研究与实践<sup>[4]</sup>。国内也建立了一些发动机组成部分的 CAD 系统, 如装药 CAD 系统、喷管 CAD 系统, 部分专用的计算程序, 如热力计算程序、内弹道计算程序、性能预示程序等, 有力地推动了 CAD 技术在航天领域的应用。今天的固体火箭发动机 CAD 技术, 已经不仅能解决单个零部件的设计、优化或制图等问题, 而且能解决发动机作为导弹武器系统的一个子系统时与导弹各子系统之间的, 以及发动机自身各部件之间错综复杂的性能和结构方面的制约关系问题。

固体火箭发动机设计是一项复杂的系统工程, 从任务上讲不但要完成方案设计和图形显示, 还要进行多项计算和性能分析。文献[5]分析了固体火箭发动机系统设计软件按数据依存关系可以分为总体设计和图形绘制两个模块, 其中前者提供固体火箭发

动机的参数, 而后者则利用相应参数生成二维或三维图形, 从而生成图纸。因此, 两个模块可以分别作为独立的系统进行开发, 其间通过数据接口(如数据库等)实现参数传递。

本文利用 CATIA 参数化设计与建模能力实现图形生成, 结合 Matlab 强大计算能力完成性能计算等。首先探讨了火箭发动机设计的一般过程, 然后分析了发动机的内弹道和发射段数学模型与计算实现, 最后介绍了 CATIA 及二次开发的原理, 并给出了固体火箭发动机的部分 CATIA 绘图结果。

## 1 固体火箭发动机总体设计

### 1.1 总体设计一般过程

前已叙及, 固体火箭发动机设计主要包括总体设计和图形绘制。总体设计包括发动机结构形式选择、主要设计参量确定、装药设计、内弹道性能分析、发射段轨迹分析等, 固体火箭发动机软件设计结构如图 1 所示<sup>[6]</sup>。本文通过规定最小平均推力和发动机最大直径及有效工作时间这 3 个输入来开始设计。



图 1 总体设计结构框图

收稿日期: 2013-12-25; 修回日期: 2014-02-15。

基金项目: 总装预研基金(9140A05010113xxx); 江苏省科技支撑计划(BE2012386); 国防基础建设项目。

作者简介: 殷延祥(1988-), 男, 硕士, 主要从事火箭发动机研究与设计方向的研究。

杨余旺(1966-), 男, 博士, 教授, 博导, 主要从事武器系统方向的研究。

### 1.2 固体火箭发动机内弹道性能计算

内弹道性能计算主要是计算燃烧室压力，燃烧室压力是关系发动机性能的一个重要的热力参数。燃烧室压力计算可分为上升段、平衡段、后效段三部分<sup>[7]</sup>，其中平衡段的计算最为简单，从平衡段开始计算如下。

#### 1.2.1 平衡段压力计算

一般用平衡压力代替燃烧室压力，平衡压力  $P_{eq}$  计算过程如下：

$$P_{eq} = \left[ \frac{\rho_p \varphi(\theta) \alpha S \sqrt{\chi R T_0}}{\varphi_2 \Gamma A_t} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (1)$$

式 (1) 中， $\rho_p$  为推进剂密度； $\varphi(\theta)$  为推进剂平均侵蚀函数； $\alpha$  为燃速系数； $S$  为装药燃烧面积； $\chi$  为热损失修正系数； $R$  为燃气的气体常数； $T_0$  为推进剂的燃烧温度； $\varphi_2$  为流量修正系数； $\Gamma$  为比热比  $k$  的函数； $A_t$  为喷喉面积； $n$  为燃速压力指数；在无侵蚀效应和装药燃烧面积保持不变的条件下，取  $\varphi(\delta) = 1$ ， $\varphi_2 = 0.95$ ， $\rho_p, \alpha, S, A_t, \sqrt{\chi R T_0}, n$  在初步设计完成后为常值， $\Gamma$  可查表得到，为常值，故  $P_{eq}$  的值为常量，因此平衡段的压力—时间曲线为一条水平直线。

#### 1.2.2 上升段压力计算

令

$$t = \frac{V_{g_0}}{(1-n)\varphi_2 A_t \Gamma^2 C^*} \ln \frac{1 - \left(\frac{P_{ig}}{P_{eq}}\right)^{1-n}}{1 - \left(\frac{P}{P_{eq}}\right)^{1-n}}, \gamma = \frac{(1-n)\varphi_2 A_t \Gamma^2 C^*}{V_{g_0}} \quad (2)$$

$$P = P_{eq} \left\{ 1 - e^{-n} \left[ 1 - \left(\frac{P_{ig}}{P_{eq}}\right)^{1-n} \right] \right\}^{\frac{1}{1-n}} \quad (3)$$

式 (2) ~ (3) 中， $t$  为时间； $V_{g_0}$  为燃烧室的起始自由容积； $P_{ig}$  为点火压力； $C^*$  为特征速度； $P$  为压力；一般取  $P_{ig} = 0.3P_{eq}$ 。由于  $\gamma > 0$ ；因此从理论上讲，需要经过无限时间，燃烧室压力才能到达平衡压力。但是实际上压力上升很快，一般中小型火箭发动机在装药点燃后 0.01 s 左右，燃烧室压力就可以到达平衡压力的 95% 以上。因此上升段计算方法如下：先取上升段终点的压力  $P_d = 0.95P_{eq}$ ，通过 (2) 求得对应的时间  $t_d$  作为上升段的结束时间；再在  $t=0$  至  $t=t_d$  之间插入若干时间点，并由 (3) 求得对应的压力，将这些点连接起来，即得到上升段的  $P-t$  曲线。

#### 1.2.3 后效段压力计算

假设装药的起始燃烧厚度为  $e_1$ ，推进剂燃速为  $v$ ，则可估算平衡段时间为  $t_1 = e_1/v$ ；后效段压强计算如下：

$$P = P_{eq} \left[ \frac{2V_c}{(k-1)\varphi_2 \Gamma A_t \sqrt{\chi R T_0} t + 2V_c} \right]^{\frac{2k}{k-1}} \quad (4)$$

式 (4) 中， $t'$  为时间，从后效段开始计算； $V_c$  为燃烧室容积； $k$  为推进剂的热力比值；在初步设计完成后， $V_c, k$  为常值，后效段压力仅与  $t'$  有关。计算方法为：取  $t'$  为从 0 到 1 之间的若干值，由 (4) 式计算出后效段压力，当压力  $< 0.3$  时即停止计算，并取时间  $t = t_1 + t'$ ，可得到后效段压力时间曲线。在程序中取火箭最小平均推力为 300 kN，发动机最大直径为 426 mm，有效工作时间为 2 s，总体设计后，内弹道计算如图 2 所示。

上升段起始压力 ( $t=0$  时) 应该为  $0.3P_{eq}$ ，但计算结果显示起始压力明显大于  $0.3P_{eq}$ ；这是由于上升段时间很短 (只有

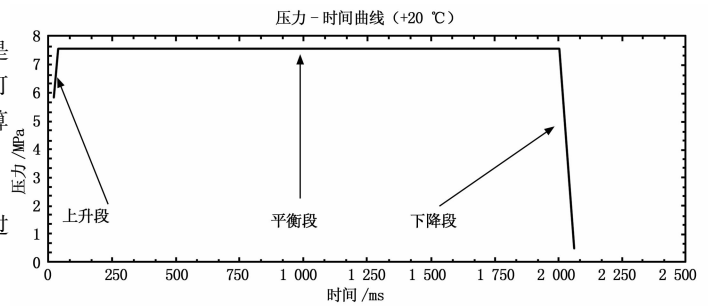


图 2 内弹道压力—时间曲线

29 ms)，压力—时间曲线不能完全显示，并非程序计算错误。

### 1.3 固体火箭发动机发射段分析

为了进一步验证火箭总体性能，通常需要分析计算无人机的发射过程：利用发动机推力，在倾斜轨道上推动飞机起飞。通常假设在火箭工作结束前，飞机的飞控系统不工作，飞机仅是一个抛物体，将这一过程的飞机假设为质点进行计算分析，即确定推力时间关系。火箭一般会经过离轨前发射和离轨后飞行和分离落体运动 3 个阶段，下面以离轨前发射阶段为例进行分析，以如下微分方程组为数学模型分析离轨前发射段规律<sup>[8]</sup>。

$$\begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= F_{ZT} + F_D - \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x - mgf \cos \theta_0 - mg \sin \theta_0 \\ \frac{dl}{dt} &= v \\ \frac{dm}{dt} &= \frac{F_{ZT}}{g I_{sp}} \end{aligned} \quad (5)$$

初始条件为  $V_{t=0} = 0, l_{t=0} = 0, m_{t=0} = m_0$ 。

计算结束条件为  $l = l_0$ 。

公式 (5) 中， $t$  为时间； $m$  为飞机的瞬时质量 (包括火箭质量)； $v$  为飞机沿轨道滑动速度； $F_{ZT}$  为火箭的总轴向推力； $F_D$  为飞机自身动力装置的总轴向推力； $\rho$  为飞机发射阵地的空气密度； $S$  为飞机气动参数的特征面积； $C_x$  为飞机空气动力阻力系数； $g$  为重力加速度； $f$  为轨道与飞机的摩擦阻力系数； $\theta_0$  为飞机发射倾角； $l$  为飞机在轨道上的滑行距离； $I_{sp}$  为火箭推进剂比冲； $l_0$  为发射轨道的长度。

式 (5) 是一组微分方程组，通常将其转化为以  $l$  作为自变量，其余为变量来计算，这样更容易求解。使用 Matcom<sup>[9]</sup> 求解该方程组；Matcom 是 MathTool 公司开发的第三方控件，它可以将  $m$  脚本文件和  $m$  函数转化为具有相同功能的 C/C++ 文件。相比 Matlab 自带的编译器，使用 Matcom 转化代码要简单许多，因为它是自动完成的，而且使用 Matcom 工具可以方便生成动态链接库文件 (dll) 和可执行文件 (exe)，这样程序可以脱离 Matlab 环境，提高了代码的复用率和执行速度。文中使用 Matcom4.5 版本。

#### 1.4 发射段实例计算

由于火箭发射时间很短，故  $F_{ZT}$  取火箭的最小平均推力， $F_D = 0$ ；假设轨道长  $l = 100$  m，求解后得到速度—时间，距离—时间关系分别如图 3、图 4 所示。

## 2 固体火箭发动机的 CATIA 参数化设计与建模

CATIA 是一款包含 CAD /CAM /CAE /PDM 于一体的三维设计软件，提供了强大的参数化设计与建模能力，参数化设计即事先用 CATIA 绘制粗略模型并提供模型控制参数接口，

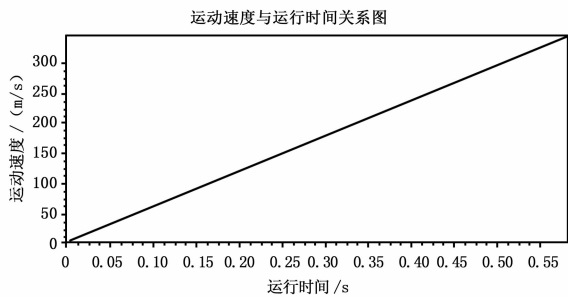


图 3 速度—时间曲线

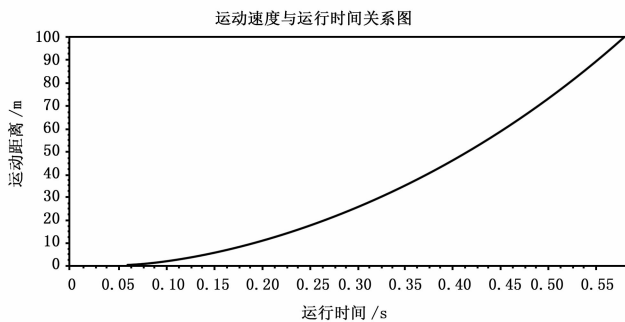


图 4 距离—时间曲线

然后通过改变参数值得到精确模型; 建模即通过计算得到准确值后直接绘制模型。CATIA 提供了多种二次开发接口, 通过这些接口可以实现任何用户所需的特殊功能。CATIA 的二次开发接口有两种<sup>[10]</sup>: CAA V5 Automation 和 CAA C++。CAA Automation 容易掌握, 但功能有一定限制, 不过足以解决参数化模型问题, 而且随着 CATIA 版本的更新, 其功能还在不断地增强; CAA C++ 功能强大, 但较难掌握。本文通过 CAA V5 Automation 二次开发接口完成参数化设计与建模。

### 2.1 CAA V5 Automation 二次开发接口

Automation 技术允许一个应用程序操纵另一个应用程序。基于 Automation 技术的客户程序并不是直接获取或者处理数据, 而是通过暴露的对象和属性, 利用对象的方法和属性获取、设置和处理数据。CAA V5 Automation 中, 所有的数据均以对象的形式进行了封装, CATIA 中的对象以层次化的形式组织, 形成对象模型树结构。Automation 可以将应用程序的特性提供给 VB、VBA、VBS, 以及其它语言编写的客户程序。它解决了这些语言不能使用常规的 COM 接口与 COM 对象对话而引起的问题。但是, 它并没有局限于 Visual Basic 体系的语言中, 其他语言编写的客户程序也可以使用 Automation, 例如 VC++。本文即选择 VC++ 平台来完成参数化模型的驱动程序。

### 2.2 CATIA 参数化设计与建模驱动程序开发步骤及模型显示

在 VC++ 中引入 CATIA 的类型库文件后, 编写驱动程序的基本流程如下<sup>[11]</sup>:

- (1) 如果 CATIA 尚未启动, 则启动 CATIA;
- (2) 打开需要更新的模型文件或建立模型;
- (3) 提取尺寸参数, 并修改参数值;
- (4) 处理模型更新时可能抛出的异常, 如果模型更新失败, 恢复原模型并返回错误代码给主调程序; 如果模型成功更新, 保存模型文件。

参数化设计或建模完成后, 为了更好地与用户交互, 需要动态显示 CATIA 模型, 本文将达索公司推出的 3DXMLPlayer 提供的浏览控件集成到开发环境中。达索公司最新推出的新的文件格式 3DXML, 不仅可以使 CATIA 文件大小大幅度缩减, 而且可在不安装 CATIA 的前提下浏览 3D 模型, 更加方便了用户使用。3DXMLPlayer 浏览控件可以动态观看三维模型, 用户可以旋转, 放大缩小模型, 并可以隐藏或显示部分组件, 使用时只需将 CATIA 文件另存为 3dxml 格式, 然后添加到 3DXMLPlayer 中即可浏览。

### 2.3 火箭发动机 CATIA 参数化设计与建模实例

火箭发动机燃烧室结构比较简单, 利用 CATIA 参数化设计其结果如图 5 所示。表 1 为参数化设计程序驱动前后驱动变量取值比较。

表 1 燃烧室模型驱动前后驱动变量的取值

驱动变量	模型驱动前	模型驱动后
前段螺纹长(mm)	10	19
后段螺纹长(mm)	10	19
装药长度(mm)	20	2 223
燃烧室内径(mm)	16	416
燃烧室外径(mm)	20	426

本文中喷管采用复合锥形单喷管结构, 喷管是将发动机热能转换为动能的关键部件, 它的型面设计比较复杂<sup>[12]</sup>。生成的模型如图 6 所示。

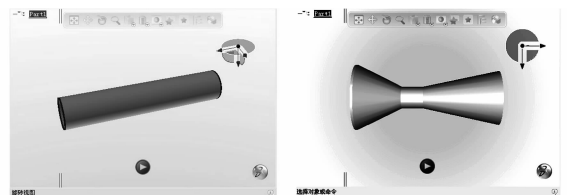


图 5 参数化设计后燃烧室结构

图 6 喷管模型

## 3 结论

通过发动机参数的数学分析和建模, 实现了其自动化参数设计和图形绘制, 同时实现了其性能评估。由于精力与时间限制, 许多模型只能依附于一定的研究课题, 在软件优化和完整性方面还需进一步完善, 但利用该软件, 方便地完成了许多方案论证工作, 大大提高了设计效率。

### 参考文献:

- [1] Roys G P. User's manual for solid propulsion optimization code. Volume I, U-81-4457A [Z]. Thikol, Corp, 1981.
- [2] Jacques L, Legagneux D. Computer aided preliminary design of ARIANE 5 solid rocket motors [J]. Rep. /AIAA, 1987, 87: 1738.
- [3] 侯志勇. 固体火箭发动机试验数据分析处理软件设计 [J]. 计算机测量与控制, 2010, (8): 1934-1936.
- [4] 鲍福廷, 李逢春, 苏广寿, 等. 固体火箭发动机 CAD 系统结构 [J]. 固体火箭技术, 1993, (3): 7-13.
- [5] 陈 军, 周长省, 董师颜, 等. 固体火箭发动机自动化设计系统与 AutoCAD 的“无缝”联结及应用 [J]. 南京理工大学学报, 2000, (4): 338-340.

(下转第 1599 页)

读写时序，并在 Xilinx 公司提供的 ISE13.4 开发工具中综合编译并映射到 FPGA 中运行。FPGA 程序流程图如图 3 所示。

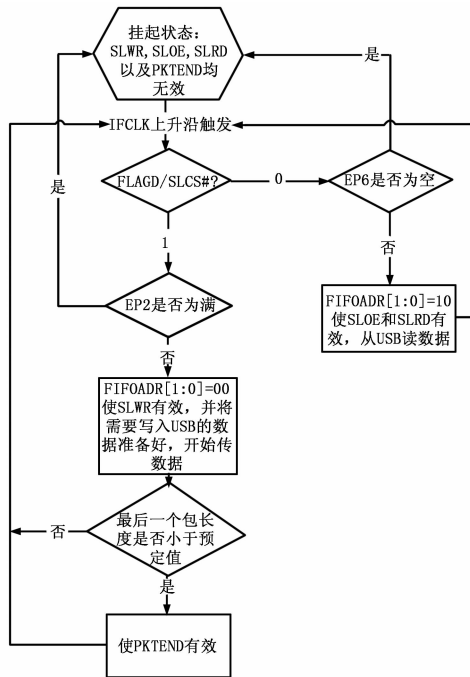


图 3 FPGA 程序流程图

由于固件配置采用内部时钟，FPGA 使用 FX2LP 提供的接口时钟 IFCLK，接口引脚中满、空信号和读写使能等输入信号则控制 FPGA 输出控制信号，输出控制信号均在 IFCLK 时钟下产生。FPGA 端程序主要实现以下功能：根据 PC 端发出的读/写使能信号 (FLAGD) 产生地址信号 FIFOADR [1:0] 以选择相应的端点 FIFO，判断空/满标志，激活读/写控制信号，传送数据或接受指令，反复执行以上操作。

### 3 测试结果及分析

本设计主要通过 Keil uVision2 和 ISE13.4 开发平台实现。在测试过程中借助 ChipScope Pro 对 FPGA 逻辑工作状态进行跟踪测试，测试结果图 4 所示。

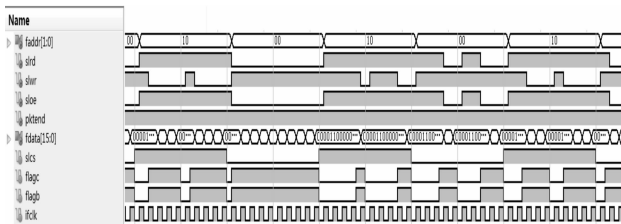


图 4 FPGA 的信号波形图

从测试结果图 4 可以看出，在 FPGA 的挂起状态，若在 IFCLK 的上升沿检测到 PC 发出的读指令 (即 SLCS 变高) 以后，检查输入/输出缓冲区的满、空标志，并产生相应的读写控制信号，并重复上述操作，满足了 FPGA 时序控制的要求。

通过 Cypress 提供的 Suite USB 3.4 开发包中的 DATA Streamer 应用软件<sup>[11]</sup>，在 WINDOWS XP SP2 中测试传输速度达到了 39 MBps，满足了水下航行体数据快速传输要求。

### 4 结论

在水下航行体参数记录系统中，对记录数据的快速提取是一个比较重要的设计。在目前的工程设计中采用 RS232 或 CAN 总线进行参数提取，严重影响对水下航行体的测试效率。采用 USB 来进行航行体记录数据的提取，可以明显改善数据提取效率。由此可见在水下航行体的工程设计中，采用 USB 进行数据传输有较大的应用价值。

同时，该设计可扩展性好，已经被应用于数据传输与采集的板卡上，经实际测试，数据误码率低，传输速率可达 39 MBps，可以满足水下航行体数据快速传输要求。但水下航行体在水下运动，环境相对较恶劣，对电磁特性提出特殊要求。在实际工程设计中必须考虑高速传输条件下的电磁特性要求，需要深入研究探索以完善设计。

### 参考文献：

- [1] 严卫生. 鱼雷航行体力学 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [2] 赵连恩. 高性能船舶水动力原理与设计 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2007.
- [3] 蔡 镨, 任利娜, 侯小林. 鱼雷热动力装置测试系统开发 [J]. 计算机测量与控制, 2006, 14 (9): 1210-1212.
- [4] 易 红, 周殿宝, 陈春玉. 声自导鱼雷进行尺度目标识别的试验方法研究 [J]. 鱼雷技术, 2005, 13 (4): 50-53.
- [5] 黄 飞, 乔纯捷, 王跃科, 等. 基于 VXI 总线的鱼雷声自导系统仿真信号源设计 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (12): 1750-1752.
- [6] 李英伟, 王成儒, 练秋生, 等. USB 2.0 原理与工程技术 (第二版) [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [7] 俞卫芳, 赵不贻, 杨 鲲. 基于 USB 的 CAN 总线适配器的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2005, 13 (11): 1250-1252.
- [8] 薛园园, 赵建领. USB 应用开发实例详解 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2009.
- [9] Cypress Semiconductor Corporation. EZ-USB Series FX2 Getting Started [Z]. 2002.
- [10] Getting Started with uVision2 [Z]. Keil Software, Inc, 2008.
- [11] Xilinx, Inc, Spartan-3 FPGA Family: Complete Data Sheet [Z]. 2005.

(上接第 1589 页)

- [6] 胡克娴, 马志达, 蔡湘芬, 等. 固体火箭发动机计算机辅助设计程序包 [J]. 固体火箭技术, 1989, (1).
- [7] 董师颜, 张兆良. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.
- [8] 刘玉宝. 无人机发射段控制律设计 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [9] 王周益, 刘继兴, 柳长安. VC++ 与 MATLAB 混合编程研究及

- 开发实例 [J]. 计算机应用研究, 2006, (5): 154-155.
- [10] 彭 欢. 基于 V5 Automation 的 CATIA 二次开发技术研究 [J]. 电子机械工程, 2011, 28 (2): 61-64.
- [11] 胡 挺, 吴立军. CATIA 二次开发技术基础 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2006.
- [12] 高运奎, 李召华, 吕勤云. 基于 CATIA 二次开发的发动机喷管外形参数化设计 [J]. 机电产品开发与创新, 2012, 25 (4): 106-107.