

基于 WEB 的固体火箭发动机集成设计平台^{*}

解红雨, 张为华, 王中伟, 李晓斌

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为满足固体火箭发动机设计过程对集成的需求, 开发了一个基于 WEB 的发动机集成设计平台, 提出了采用 J2EE 技术构建基于 WEB 的集成设计平台方案, 建立了集成设计平台体系结构, 分析了体系结构中每一层内涵, 重点对集成平台功能框架层进行了详细分析, 给出了基于 J2EE 的平台软件实现方案。平台实现了发动机设计过程中应用集成、信息集成和过程集成, 能够支持优化设计和分布式设计人员的协同工作。通过在某翼柱型装药固体火箭发动机设计中的应用实例表明, 该平台能够有效提高设计效率和质量, 显著缩短设计周期。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 集成设计平台⁺; 协同设计⁺

中图分类号: V435 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 01-0108-05

Web-based integrated design platform for solid rocket motor

XIE Hong-yu ZHANG Wei-hua WANG Zhong-wei LI Xiao-bin

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract A web-based integrated design platform for solid rocket motor was developed to meet the integration requirement of solid rocket motor design process. A scheme for web-based solid rocket motor integrated design platform using J2EE was proposed. The four layer architecture of the platform was built. The content of each layer was analyzed. The functional framework layer was discussed in detail and software realization based on J2EE was presented. The platform realizes the application, information and process integration of design process, and can support design optimization and collaborative design of distributed engineers. An example for the design of solid rocket motor with Finocyl grain based on the platform demonstrates that the platform can effectively improve design efficiency and quality as well as dramatically reduce design cycle time.

Key words Solid propellant rocket engine; Integrated design platform⁺; Collaborative design⁺

1 引 言

在固体火箭发动机设计领域, 许多先进 CAX / DFX 工具的广泛应用造成了大量信息孤岛现象, 并且现有的 PDM / CAD / CAE / CAM 设计模式是设计校验型的, 方案修改比较困难, 具体体现在智能性不够、用户界面不友好、集成程度不够和信息交换困难等, 产品开发的早期阶段缺乏一种有效的集成设计平台。

国内外针对发动机设计平台开展了大量研究, 著名案例有美国田纳西航天学院研制的发动机概念设计专家系统平台^[1]、美国 Illinois 大学先进火箭仿真

中心的发动机虚拟样机软件^[2]等。在国内, 西工大^[3]和北航^[4]都先后开发了发动机计算机辅助设计软件, 这些软件能够很好地进行发动机概念设计, 对固体火箭发动机计算机辅助设计平台的应用起到积极的推动作用。

本文根据工业部门需求, 采用 J2EE 技术构建了分布式固体火箭发动机集成设计平台原型系统, 该平台支持发动机概念设计到详细设计全过程, 通过平台提供的项目管理、产品分析与优化、协同设计、CAD / CAE 集成等服务, 实现发动机集成设计。本文研究了平台体系结构、系统构成、集成与软件实现等技术。

* 收稿日期: 2005-10-26 修订日期: 2006-03-07。

基金项目: 国防预研 (41328010504); 国家“八六三”基金资助 (2003AA765030)。

作者简介: 解红雨 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为飞行器虚拟样机设计、集成化产品设计和固体火箭发动机设计。E-mail: xhy761008@126.com

2 发动机集成设计平台方案

2.1 集成设计平台软件架构

对于复杂的企业应用来说,一个好的平台软件结构是决定应用软件质量的关键因素。构建集成产品设计平台有两种解决方案:一是采用商业集成平台,如 Isight^[5]、AML^[6]等;二是采用自研软件平台,可采用 DCOM, CORBA, J2EE 及 NET 等分布式软件架构,如清华大学基于 WEB 的多学科协同设计与仿真平台^[7],北航基于 J2EE 的多学科优化集成环境^[8]等。

J2EE 是一种利用 Java2 平台简化企业应用解决方案的开发、部署和管理等相关复杂问题的体系结构,能满足发动机集成设计平台对分布性、可扩展性等需求,提供中间层集成框架来满足高可用性、高可靠性及可扩展性应用的需求,本文选择 J2EE 技术构建基于 WEB 的发动机集成设计平台。

2.2 集成设计平台体系结构

固体火箭发动机集成设计平台将产品开发过程中各种工具、过程、技术、组织及资源结合到一起,为发动机分布式设计团队提供一个集成的公共运行环境,其系统体系结构如图 1 所示,包括信息集成层、技术支撑层、集成平台层和用户层。

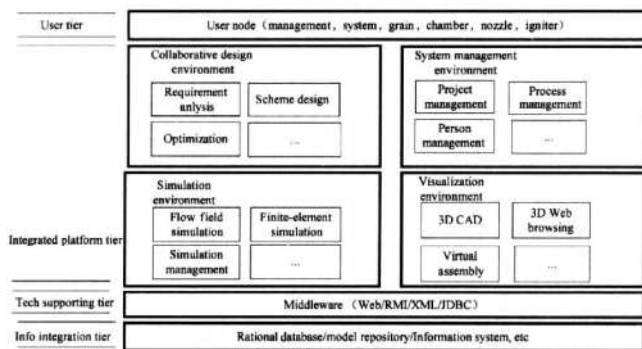


Fig 1 Architecture of solid rocket motor integrated design platform

(1)信息集成层包含关系数据库、参数化实体模型库、文件系统及遗留信息系统,关系数据库存放产品主模型、文档元数据、项目信息等,参数化实体模型库存放参数化三维实体模型,文件系统库存放产品相关文档,包括设计文档、仿真结果、二维和三维实体模型等,信息集成层是整个集成框架的基础。

(2)技术支撑层从软件实现层次上,解决数据交换标准、异构数据源集成、信息交换、软件架构等一系列关键问题,技术支撑层位于集成平台层和信息集成层之间,起到承上启下作用,集成平台层与信息集成

层的数据交换及集成平台层内部各模块之间的交互都通过技术支撑层进行。

(3)集成平台层包含协同设计环境、系统管理环境、性能仿真环境和可视化环境等,实现集成设计平台主要功能,集成平台层在 2.3 节详细阐述。

(4)用户层包含一系列用户界面,如应用程序界面、VR 可视化界面及 WEB 浏览器等。

2.3 集成设计平台功能框架

2.3.1 协同设计环境

固体火箭发动机集成设计平台协同设计环境由总体设计子平台、装药设计子平台、壳体设计子平台、喷管设计子平台和点火器设计子平台及底层支撑服务构成。协同设计环境体系结构如图 2 所示。各子平台集成发动机设计常用算法程序及部分商用软件,支持发动机各分系统需求分析、方案设计、参数优化及分析计算等。系统支撑服务层由两类软件组件构成,一类是系统支撑组件,包括数据库连接池、可视化工具集等,另一类是设计支撑组件,包括 CAX 工具集、优化、实验设计等,支撑服务层为协同设计环境中各子平台的协同运行、数据交互、管理等正常运行提供支撑服务。

设计支撑组件包含实验设计、参数优化和稳健设计的工具,支持智能的设计探索过程,如图 3 所示^[9]。实验设计 (Design of experiments DOE) 鉴别设计的关键参数,并定义一个较好的初始值;在实验设计的基础上,采用优化算法寻找满足约束条件的最优点 (采用近似算法提高优化效率);稳健设计 (Robust design) 工具基于参数的不确定性评估优化设计结果对参数变化的灵敏度;6 σ 优化设计工具则找到一个对设计参数变化不敏感的最可靠和最稳健的解。

在开发的集成设计平台中,对某发动机装药几何参数进行稳健设计,采用拉丁超立方取样 1000 次,进行蒙特卡罗仿真,对装药参数确定性优化设计结果和不确定性优化设计结果的比较如表 1 所示。

2.3.2 系统管理环境

固体火箭发动机集成设计平台系统管理环境由项目管理、集成设计团队管理、产品数据管理及开发流程管理、系统安全性、用户配置等功能模块构成。

在分布式发动机集成设计平台中,各分系统设计过程具有很强的独立性、自主性和分散型等特点。集成设计平台要实现发动机设计过程集成,首先需要有一种机制来管理分布的协同设计工作,本文采用基于项目和任务的过程集成模式:

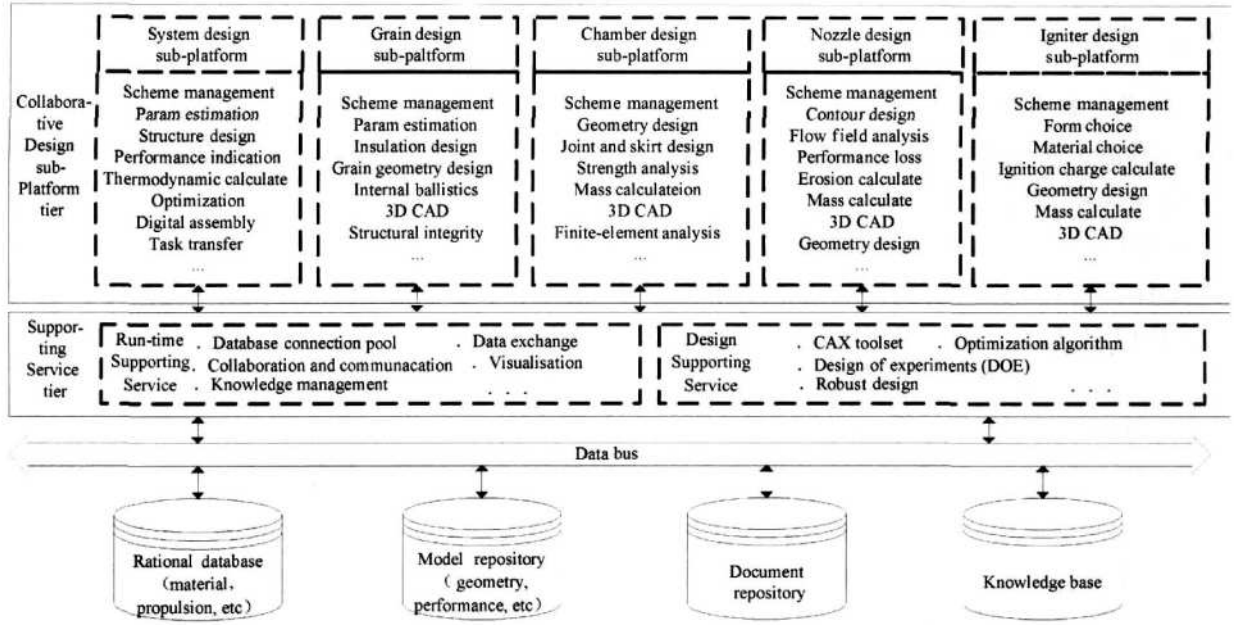


Fig 2 Architecture of collaborative design environment

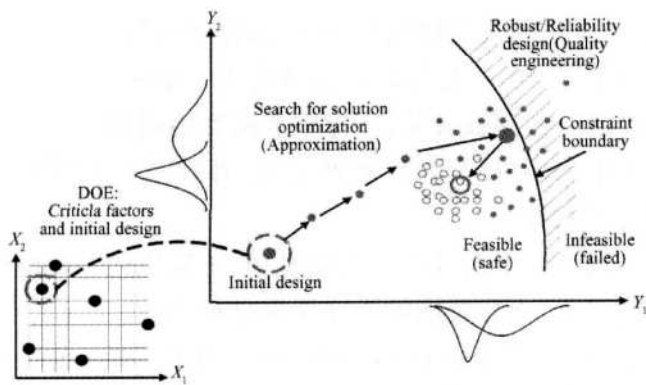


Fig 3 Engineering design strategy-intelligent design exploration process^[9]

Table 1 Result of the grain detem inistic and uncertainty optim ization design

System response		Detem inistic optim ization design	Uncertainty optim ization design
Initial bum ing surface area/m ²	Mean	4 0553	4 0071
	Standard deviation	0 0604	0 0439
Probability (3 9 ≤ initial bum ing surface area ≤ 4 8)		75%	97 3%
Maximum bum ing surface area/m ²	Mean	4 6849	4 7203
	Standard deviation	0 0369	0 0167
Probability (maximum bum ing surface area ≤ 4 8)		99 9%	99 9%
Grain mass/kg	Mean	1299 98	1306 64
	Standard deviation	8 73	8 82
Probability (grain mass > 1295)		70 6%	90 8%
Grain length-diameter ratio		9 16	9 20
Optim ization time /min		70	1850

- (1)以项目管理为主线;
- (2)将项目分解为若干子任务,定义子任务目标、进度和人员,并作为子任务约束条件;
- (3)子任务内部定义 workflow,进行子任务运行监控与管理;
- (4)子任务完成后,将设计结果提交进行审核;
- (5)将各子任务设计结果进行集成,判断可装配性,并进行整个发动机的性能仿真。

上述模式面向项目目标,只关注任务是否按时完成和完成的结果,不关心任务执行过程。

项目管理是开发过程管理环境的重要组成部分,与 Microsoft Project 软件集成,对项目中人员、开发过程、资源、约束等要素进行定义和管理,其它环境与子平台都必须在项目的管理与监控下运行。人员管理模块与办公自动化软件 (OA) 集成,人员角色 / 权限定义通过办公自动化软件实现。

产品数据管理 (PDM) 模块通过与 ProIntraLink 软件紧密集成,实现产品结构、产品配置和文档管理;过程管理模块定义发动机数字样机开发流程,并进行发动机设计流程的监控;系统管理模块实现集成设计平台系统备份、系统安全性管理、用户个人配置等功能。

2 3 3 性能仿真环境

仿真分析是固体火箭发动机设计阶段的重要内容,主要包括:发动机系统零部件的动静态性能分析与仿真、发动机零部件间的可装配性仿真分析及整机性能仿真分析。固体火箭发动机集成设计平台性能仿真环境由仿真管理功能模块和仿真工具集构成,仿

真管理模块包括仿真模型管理、过程管理、组织管理等子模块,仿真工具集包括商业软件(如 Ansys、Fluent 等)和自研软件(如发动机质量特性计算等)。仿真环境体系结构如图 4 所示。

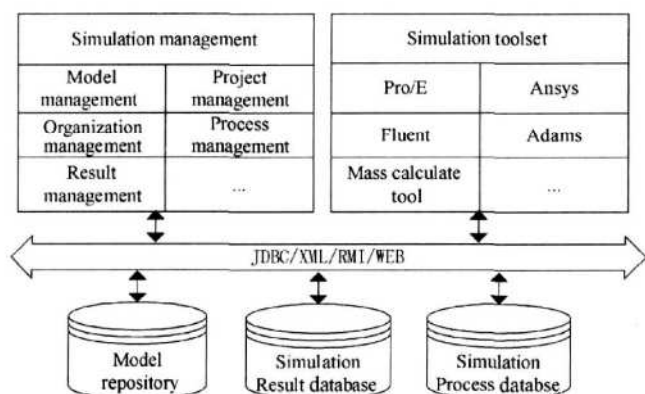


Fig 4 Architecture of simulation environment

(1) 仿真模型管理。管理模型相关信息包括模型名称、模型结构、模型适用条件、模型版本、模型文档及模型适用条件等;

(2) 仿真项目、过程、组织管理。性能仿真环境接受仿真任务(结构有限元、流场等)后,建立仿真项目,并采用相应的仿真工具进行仿真建模、仿真运行和模型校验,并对仿真过程和参与仿真项目的人员进行管理;

(3) 仿真结果管理。管理仿真结果相关信息,包括名称、对应模型名称、结果版本、结果数据格式等。

在产品的设计过程中,协同设计人员将产品设计方案提交给仿真模块进行仿真分析,并由仿真人员将结果反馈给协同设计人员。设计人员根据仿真运行结果进行评估分析和设计修改。然后将设计结果重新提交到仿真模块,再次进行仿真验证,如此循环直到设计出满意的结果。在这个过程中,仿真人员和设计人员可以借助平台方便地参与到对方的工作中,相互帮助改进工作,减少错误和返工次数。

2.3.4 可视化环境

固体火箭发动机集成设计平台可视化环境包含三种功能:

(1) 在协同设计环境中集成比较成熟的 ParaSolid 内核,实现三维实体建模与虚拟装配。

(2) 在集成平台中集成美国 Cimmety 公司开发的用于实体、文档、图形等浏览和标注的软件 AutoVue,实现三维实体在网络中的浏览与批注。

(3) 将仿真分析结果导出为 VRML 格式发布在网页上,所有设计人员都可以共享设计结果。

3 系统实现

集成设计平台采用 J2EE 架构,开发环境为 JBuilderX,应用服务器为 BEA Weblogic Server,数据库采用 Oracle9i,采用 Java 客户端 + JavaBean + EJB + 数据库的模式开发协同设计环境和性能仿真环境,采用 JSP + Servlet + JavaBean + EJB + 数据库的模式开发系统管理环境,可视化环境则兼容了两种开发模式。WEB 运行环境为 JDK 1.4.2 和 IE 6.0。软件实现架构如图 5 所示。

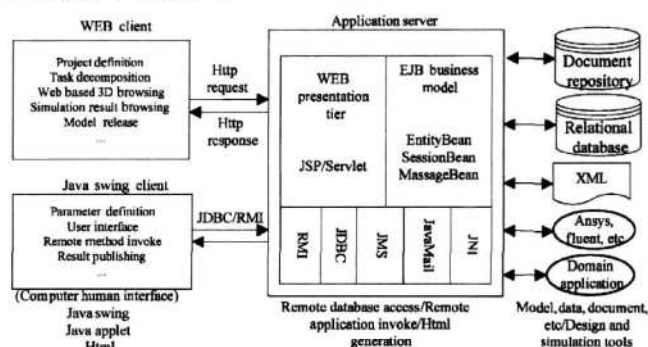


Fig 5 Software implementation architecture

4 应用实例及分析

基于上述研究,开发了固体火箭发动机集成设计平台原型系统,并应用于某翼柱型装药的固体火箭发动机设计中,初步验证了软件功能,实现了分布的发动机设计团队和多学科工具的集成与协同。

根据工业部门实际情况,将设计团队分为七个,包括行政管理、总体设计、装药设计、燃烧室壳体设计、喷管设计、点火器设计和仿真分析等。各设计团队工作在独立的平台上,通过统一的数据库和协同引擎实现信息共享和交换。设计角色也相应的定义为行政管理人员、项目负责人、总体主任设计师、总体设计师、各分系统主任设计师和各分系统设计师。项目负责人根据导弹总体设计要求定义项目基本信息如项目名称、项目开始结束时间等,并定义各分系统设计任务基本信息和项目战术技术指标。

总体设计师接收到设计任务后,启动总体设计子平台,通过结构选择、推进剂选择、参数优选等设计出最优的总体设计方案后,为各分系统下发设计任务书,任务书规定了分系统设计目标、约束和其它相关信息。各分系统在各自的子平台中根据设计任务书进行分系统方案设计。以装药设计子平台为例,装药设计师依据设计任务书,应用药型设计、药型参数优

化、不确定性设计、内弹道计算、结构强度分析及三维参数化建模等模块完成装药设计,将三维几何实体和设计文档上传到 ProintraLink,并为所有参与此项目的设计人员发送设计完成和模型版本号信息。

仿真人员接受设计人员提出的仿真分析任务要求,登录 ProintraLink下载几何模型,在仿真子平台的支持下完成仿真分析任务,仿真模型(包括简化后的几何模型、有限元模型、仿真模型等)、仿真结果、仿真过程(人员、版本等)都通过仿真子平台的模型库管理起来,异地的设计人员和仿真分析人员可以通过WEB浏览器查看和下载仿真模型与结果,保证所有关心某次仿真运行的人员能获得最新最准确的信息,极大提高了设计人员与仿真人员之间的工作效率。

通过集成平台原型系统的应用,该翼柱型发动机设计过程体现出如下优点:

(1)集成的设计数据模型保证发动机从概念设计、方案设计到详细设计的数据一致性;

(2)协同设计手段改善了传统依靠纸质文件和会议的协调方式,极大提高了设计过程的自动化程度,迭代反复大大减少;

(3)集成的设计分析工具、优化工具和稳健设计工具提高了设计方案的性能和质量;

(4)通过设计平台、PDM和应用软件集成,设计效率大大提高,设计周期缩短了30%。

5 结 论

发动机集成化设计环境是一个面向发动机设计阶段的综合能力平台,采用基于J2EE的软件框架使得软件具有良好的开放性、可扩展性和继承性,分布式体系结构使得发动机设计过程中的人员组织、资源、应用工具、发动机模型、设计过程等集成到一个统一的平台中,实现了发动机设计过程的信息集成、应用集成和过程集成,各种先进优化算法、稳健设计工

具和三维几何造型内核等工具的引入加快了发动机设计速度,提高了发动机设计质量。某翼柱型装药发动机和大长径比发动机设计中的应用实践表明可以显著提高设计效率。下一步研究将扩展发动机类型,完善软件功能,开展软件工程性与实用性改进。

参考文献:

- [1] James B C. Solid rocket motor conceptual design The development of a design optimization expert system with hypertext user interface[R]. AAA 93-2318
- [2] William A D, Michael T H. Whole system simulation of solid propellant rockets[R]. AAA 2002-4345
- [3] 鲍福廷. 固体火箭发动机概念设计 CAD专家系统设计[J]. 推进技术, 1998 19(3). (BAO Fur-ting Conceptual preliminary design expert system for solid rocket motors [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998 19(3).)
- [4] 梁国柱, 张卫华, 郭红杰, 等. 固体火箭发动机集成方案设计系统 SRMCAD[J]. 固体火箭技术, 2003 26(3).
- [5] Padula S L, Korte J J, Dunn H J et al Multidisciplinary optimization branch experience using SIGHT software[R]. NASA/TM-1999-209714
- [6] Jeffrey V Z, Alicia Hartong. Structural and control surface design for wings using the adaptive modeling language[R]. AAA 98-4869
- [7] 张和明, 熊光燮. WEB的多学科协同设计与仿真平台及其关键技术[J]. 计算机集成制造系统—CIMS 2003 9(8).
- [8] 韩明红, 邓家祺. 复杂工程系统多学科设计优化集成环境研究[J]. 中国机械工程, 2004 40(9).
- [9] Koch P N, Evans J P, Powell D. Interdigititation for effective design space exploration using SIGHT[J]. *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2002 23(2).

(编辑: 张雅凤)