# 固体火箭发动机总体设计集成系统的研究与开发\*

李文韬,何允钦,张艺仪,梁国柱

(北京航空航天大学 宇航学院,北京 102206)

摘 要:固体火箭发动机性能与结构方案总体设计是发动机设计工作的第一步,对发动机研制的技术路线有深远影响。为了解决现有集成设计系统"软件功能难定制、算法模块少协作、数据结构扁平化"三大问题,本文使用算法模块动态组合思想设计开放的算法模块接口规范体系,在此基础上,以"功能解耦,模块独立,算法重用"为原则,根据固体火箭发动机设计理论,开发包括热力计算、总体参数优化、设计指标分配、装药设计在内的30个算法模块和2个对外接口。使用并行轮循计算方法实现算法模块的集成与协作,在算法模块并行解耦的基础上显著提高了计算速度。并基于算法层、应用层、用户界面层和表现层的四层系统架构开发出适于工程应用的集成设计软件系统SRM-PASCOD。使用该系统复现"长征一号"第三级FG-02固体火箭发动机的设计过程,梳理出含有四百余条数据的全系统数据字典。将设计结果与实际对比,性能偏差和尺寸偏差在10%以内,满足工程需要。通过对算法模块的灵活组合,又完成了某战术导弹双推力长尾喷管发动机的设计,体现了软件的实用性、可定制性和可扩展性。本文建立的设计方法、开发的算法库和集成规范可以灵活支撑固体火箭发动机性能与结构方案总体设计,所形成的层次化的发动机数据字典为工程应用提供了数据支持。

关键词:固体火箭发动机;总体设计;算法模块;数据字典;算法集成
中图分类号: V435.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 12-210895-12
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210895

# Research and Development of Integrated System for Solid Rocket Motor Overall Design

LI Wen-tao, HE Yun-qin, ZHANG Yi-yi, LIANG Guo-zhu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 102206, China)

**Abstract**: Performance and structure conceptual overall design of solid rocket motor is the first stage in the design work. It has a deep influence on the designing roadmap. However, the existing integrated systems face problems that function of software is hard to customize, algorithm modules lacks of collaboration and data structure remains non-hierarchical. To solve these problems, first of all, using the idea of the dynamic combination of algorithm modules, an open algorithm module interface specification system was designed. Secondly, following the principle of decoupled functions, independent modules and reusable algorithms, 30 algorithm modules and 2 external interfaces were developed, including thermodynamic calculation, system parameter optimization, design target allocation and grain design, etc. based on the solid rocket motor design theories. Thirdly, the integration and collaboration of the algorithm modules were realized using the parallel round-robin calculation method. The decoupling of algorithm modules significantly accelerated the computation. Finally, based on a four-layer system

作者简介:李文韬,博士生,研究领域为固体火箭发动机总体设计与软件开发。

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2021-12-23;修订日期: 2022-03-03。

通讯作者:梁国柱,博士,教授,研究领域为火箭发动机设计、仿真与优化。

引用格式: 李文韬,何允钦,张艺仪,等.固体火箭发动机总体设计集成系统的研究与开发[J]. 推进技术,2022,43(12):
 210895. (LI Wen-tao, HE Yun-qin, ZHANG Yi-yi, et al. Research and Development of Integrated System for Solid Rocket Motor Overall Design[J]. Journal of Propulsion Technology,2022,43(12):210895.)

architecture consisting of the algorithm layer, application layer, user interface layer and presentation layer, the integration design software system SRM-PASCOD applicable to the engineering field was constructed. The system was used to replicate the design process of the third stage FG-02 solid rocket motor of Long March 1, where a data dictionary containing over 400 pieces of data was extracted. Comparing the results with the actual ones, the performance and size deviation are less than 10% and meet the engineering needs. The flexible combination of algorithm modules enables the software to be applied to design a tactical missile dual-thrust long-tail nozzle motor which verifies the practicality, customizability and extensibility of the software. The design method, algorithms library and integration specifications developed can flexibly support the performance and structure conceptual overall design of solid rocket motors. The hierarchical data dictionary of the motor formed during the design process provides data support for engineering applications.

Key words: Solid rocket motor; Overall design; Algorithm module; Data dictionary; Algorithm integration

## 1 引 言

在固体火箭发动机(SRM)的设计过程中,首先要 在详细设计之前完成概念性的总体设计(Conceptual Overall Design),以使发动机的性能、尺寸和质量满足 导弹或火箭总体的战术技术指标要求。

性能与结构方案总体设计是总体指标下达后的 第一步工作。该阶段需要确定发动机采用的推进 剂、推力类型、材料和结构方案等,但不涉及详细的 结构设计和制造工艺等问题,是介于总体设计指标 与结构参数化模装设计之间的概念性设计,起到承 上启下的重要作用。图1是SRM的闭环设计流程,包 括总体概念性设计、建模装配、多学科仿真和多学科 优化等。



Fig. 1 SRM design loop

国内外最早从20世纪60年代开始研发SRM设计系统,并经历三个阶段:

第一阶段为子系统研究阶段。这一时期形成了 大量的专业模块,Peterson等<sup>[1]</sup>最早提出了三维药柱 燃面推移算法,该方法不依赖三维模型和网格的划 分,可以使用统一的方法快速计算常用药柱燃面随 烧去肉厚的变化规律。Coats等<sup>[2]</sup>开发了SPP软件,可 以完成三维药柱设计、一维内弹道计算和性能损失 计算,此后经过学者不断开发和完善,形成了一套行 业标准代码。

第二阶段为集成系统研究阶段,这一时期研究 如何将模块组织好并形成一款完整的设计软件。 Jacques 等<sup>[3]</sup>开发了发动机设计软件 PAPAO,实现了 数据合理性检验、自动设计和性能预估等功能。在 增加三维药柱设计的模块后,该软件应用于 ARI-ANE5运载火箭的 EAP 助推器设计以及 P7 和 P50 固 体火箭发动机的参数化分析。Gerhardt<sup>[4]</sup>开发了 IMMP,该软件不仅可以实现单一工况设计,还可以研 究多工况下的参数化设计。使用图形化的设计界 面,提升了设计结果的表现力并且避免了设计过程 中潜在的低级错误。Clegern<sup>[5]</sup>开发了SRMCDOS,该 软件首次在SRM设计领域引入专家系统辅助选择装 药、点火器和矢量装置,专家系统可以充分获取符合 历史经验的合理设计方案。文献[6-8]也先后推出 了固体火箭发动机计算机辅助设计系列软件,完成 了算法模块的集成工作。

第三阶段为SRM设计系统的完善和发展阶段, 包括3个方面:

(1)引入新的软件工程概念以实现高内聚低耦 合的集成设计软件,这也是本文的重点内容。解红 雨等<sup>[9]</sup>应用了J2EE设计模式,构建了分布式的集成 环境SRMIDE,显著增强了模块之间的聚合。何允钦 等<sup>[10]</sup>提出了封装算法组件的思想,可以将发动机设 计算法与设计人员的主观能动性相结合,降低算法 间耦合度,灵活组织算法,最大限度发挥人与计算机 各自的优势。

(2)全系统设计/仿真/优化。美国Illinois大学的 Dick等<sup>[11]</sup>开发了一款固体火箭发动机全系统三维仿 真软件,称为虚拟样机。该样机可以进行两相流场 的分析和可视化,并对全系统进行仿真分析。他们 使用虚拟样机详细地仿真分析了航天飞机助推器的 工作过程和失效机理。Ciampa等<sup>[12]</sup>针对民航飞机 全系统开发了第三代多学科优化设计(MDO)系统 AGILE,在第二代分布式集成平台的基础上,充分考 虑到扮演不同角色的设计者跨地区协同工作的 问题。

(3)开发数字孪生系统。在数字空间构造一个 模型,实现对物理空间SRM全寿命周期的实时监测、 模拟和性能预示。

六十多年的发展积累了大量算法,而一台发动 机又蕴含成千上万条数据,如何组织大量算法对大 量数据进行高效处理是固体火箭发动机的设计难点 之一。现有的集成设计系统依然存在三大问题,表 现为:"软件功能难定制、算法模块少协作、数据结构 扁平化"。模块间往往看似独立,但是集成在平台上 之后,与平台之间硬编码连接。这就破坏了模块的 独立性,难以根据需要灵活地实现模块的增、删、改、 换,以及根据设计人员的要求实现设计计算任务的 定制。但是,如果片面强调模块的独立性,则难以构 建复杂的数据流网络,那么算法模块之间就会形成 "信息孤岛",缺少协同工作的能力。而且,发动机的 数据庞杂,目前尚未见到完备的、有组织的数据 字典。

因此有必要深入研究固体火箭发动机性能与结 构方案总体设计的方法,本文设计规范开放的算法 模块接口体系,构建可重用的算法库,组织层次化的 数据字典,采用并行的轮循计算方法完成算法模块 的集成与协作,最终开发出适于工程应用的集成设 计系统,以支撑固体火箭发动机性能与结构方案的 总体设计。

# 2 集成系统关键技术研究

#### 2.1 集成设计问题的数学描述

如果完成SRM性能与结构方案总体设计需要N 个算法模块,那么该设计问题可以用如下的通用数 学形式来表述:

find 
$$\mathbf{x}_{i}^{\mathrm{L}}$$
  
subject to  $\mathbf{x}_{i}^{\mathrm{O}} = f_{i}(\mathbf{x}_{i}^{\mathrm{C}}, \mathbf{x}_{i}^{\mathrm{L}}),$   
 $\mathbf{g}_{i}(\mathbf{x}_{i}^{\mathrm{O}}, \mathbf{x}_{i}^{\mathrm{C}}, \mathbf{x}_{i}^{\mathrm{L}}) \leq 0$   
where  $\mathbf{x}_{i}^{\mathrm{C}} = \sum_{j=1, j \neq i}^{N} \mathbf{h}_{ij}(\mathbf{x}_{j}^{\mathrm{O}}, \mathbf{x}_{j}^{\mathrm{C}}, \mathbf{x}_{j}^{\mathrm{L}}),$   
 $i = 1, 2, \cdots, N$ 

$$(1)$$

式中 $f_i$ 是由算法模块抽象而来的函数,给定输入向量  $\mathbf{x}_i^c$ 和 $\mathbf{x}_i^L$ ,经过运算会输出向量 $\mathbf{x}_i^o$ 。输入又分为两部 分, $\mathbf{x}_{i}^{\text{L}}$ 表示第i个算法模块独立的输入变量,与其它模 块无耦合; $\mathbf{x}_{i}^{\text{C}}$ 表示第i个算法模块与其它模块发生耦 合的输入变量,由数据流函数 $h_{ij}(\mathbf{x}_{j}^{\text{o}}, \mathbf{x}_{j}^{\text{c}}, \mathbf{x}_{j}^{\text{L}})$ 确定;  $g_{i}(\mathbf{x}_{i}^{\text{o}}, \mathbf{x}_{i}^{\text{c}}, \mathbf{x}_{i}^{\text{L}})$ 是函数,表示约束条件。举例说明,对 于热力计算算法模块, $\mathbf{x}_{i}^{\text{L}}$ 包括推进剂组分、推进剂比 热容等,是独立的输入变量; $\mathbf{x}_{i}^{\text{c}}$ 包括燃烧室压力、喷管 面积比等,是从其它算法模块通过数据流传递而来 的, $\mathbf{x}_{i}^{\text{o}}$ 包括燃烧室温度、理论特征速度等,是 $f_{i}$ 的计算 结果。 $g_{i}$ 是燃烧室压力非负、喷管面积比大于1等约 束条件。

所以集成设计问题就转换为使用N个算法模块 寻找一组合理的 $\mathbf{x}_{i}^{L}$ ,使得设计结果满足算法模块间的 耦合关系 $\mathbf{h}_{i}$ 和约束条件 $\mathbf{g}_{i}$ 。集成设计问题的复杂性 在于:

(1)*f*<sub>i</sub>的复杂性与设计问题的复杂性有关,可能 包含力学、传热学、燃烧学、气体动力学、机械设计等 诸多学科。

(2)一个算法模块的状态会通过*h*<sub>ij</sub>影响另一个 算法模块的状态,体现了算法之间的耦合关系和协 作关系。

(3)数据庞杂,对于典型SRM设计问题,通常N
 的数值为20~40, x<sup>L</sup><sub>i</sub>, x<sup>C</sup><sub>i</sub>, x<sup>O</sup><sub>i</sub>向量长度在10~100之间,
 耦合关系h<sub>ii</sub>和约束条件g<sub>i</sub>的总数可达数百。

#### 2.2 设计规范开放的算法模块接口体系

针对大量的算法模块*f<sub>i</sub>*,必须设计规范、开放的 接口体系以确保它们不仅可以独立运行,而且易被 集成和扩展。

文献[13]提出建立规范、开放的算法模块接口体系的方法。采用.NET面向对象的技术,开发公共基类定义接口,派生类实现接口,将算法封装为一个模块,通过接口暴露其中的算法,最终使算法实现与外界隔离并同时规范了算法对外的访问方式。

本文在此思想基础上以可执行程序 EXE(Executable Program)作为算法模块的具体实现形式,每个 可执行程序都有唯一对应的同名可扩展标记语言文 件 XML(Extensible Markup Language)作为它的对外 接口。这套接口体系包含两个主要特征:

(1)XML文件承担记录层次化数据的任务

它不仅要层次化地记录算法的输入数据条目 (**x**<sup>L</sup><sub>i</sub>, **x**<sup>c</sup><sub>i</sub>)和输出数据条目(**x**<sup>o</sup><sub>i</sub>),还要记录算法的状态 (开关、等待、错误和完成)以及反馈的日志。只需查 看这个 XML文件就可以了解对应算法的全部对外接 口信息,故称之为算法模块的数据字典。 (2)EXE程序承担加工数据的任务

它首先读取 XML 文件中的输入数据条目( $\mathbf{x}_{i}^{L}$ ,  $\mathbf{x}_{i}^{C}$ ),然后开展专业算法 $f_{i}$ 计算。结束之后更新 XML 文件的输出数据条目( $\mathbf{x}_{i}^{O}$ ),并返回算法的状态(开关、等待、错误和完成)和日志。

一般地,对任意一个算法模块,无论具体的编程 语言和代码实现形式如何,只要满足(1)和(2)两条 要求,那么就是符合接口体系的。这套接口体系的 优势有:

(1)降低了系统的复杂度。每个算法模块仅由 一个EXE程序和一个XML文件实现,将复杂系统"分 而治之",更加方便重用、开发、调试与扩展。

(2)将算法库的概念简化。可以认为所有满足 接口规范的对象集合就是算法库,算法库的具体表 现形式可以就是一个文件夹,它包含多个子文件夹, 这样使添加新的算法模块更加简便。

如图 2 所示,本文在具体实现接口体系的过程 中,采用 C++面向对象技术,设计了一个公用基类以 提供四项基本功能的支撑,包括使用 tiny Xml2类库读 写 XML 文件、收集反馈信息、返回算法模块状态和引 用 GSL 科学计算库(GNU Scientific Library)。专业算 法的实现类均派生自该基类。最终,将 XML 文件和 C++类库封装为一个 Visual Studio项目模板,以供封 装新算法模块使用。

综上,本文设计并实现了一套规范开放的接口 体系,为创建算法库奠定了基础,也为算法模块的集 成与协作制定了接口规范。



Fig. 2 Implementation of the interface system

#### 2.3 构建可重用的算法库

#### 2.3.1 算法模块的划分与开发

算法划分得过粗会导致模块体量过大、功能固 化,不便于灵活组合。算法划分得过细则会导致模 块数量太多,难以实现协同工作。本文提出了"功能 解耦,模块独立,算法重用"三条原则以指导算法的 划分:

(1)功能解耦:以SRM的系统分解结果为标准, 涵盖总体、装药、燃烧室、喷管、点火器等大系统。每 一大系统又分为若干子系统。每个子系统的设计和 计算由单独的算法模块完成。对于同一个零部件有 多种结构型式的情况,可以分解为多个算法模块分 别实现。

(2)模块独立:每个算法模块不依赖于其他算法 模块而独立存在。可以独立编写、调试和运行。

(3)算法重用:充分利用国内外已有的优秀算法 成果,包括 CADPISSRM,SRMCAD 和 AICS<sup>[7,13]</sup>。

如表1所示,根据这三条原则,将固体火箭发动 机性能与结构方案总体设计的内容划分为30个算法 模块,以及面向 Pro/E 三维建模和 OpenFOAM 流体力 学仿真的2个接口。使用 C++语言开发出了一个较 完整的算法库。

热力计算模块是设计的第一步,运用最小吉布 斯自由能法、热力学理论和输运理论<sup>[14]</sup>,可以完成包 含C,H,O,N,Cl,Al,Ca,Mg,Fe,Li,F,P,S共13种元 素和33种组分燃气的化学平衡状态计算,获得发动 机比冲和特征速度等关键结果。

总体参数优化模块在单推力发动机质量模型<sup>[15]</sup>的基础上建立了双推力发动机的质量模型,寻求最优的燃烧室压力*p*。和喷管面积比*ε*<sub>A</sub>,使发动机质量 最小。

指标分配模块完成发动机的总体设计并将设 计指标分配给各分系统。该模块可以实现三种推 力类型的设计,包括单推力发动机、同心装药的双 推力发动机、并列装药的双推力发动机。可以实现 四种喷管发动机的尺寸分配和质量分配,包括普通 喷管、亚声速长尾喷管、超声速长尾喷管和潜入式 喷管。最终将尺寸分配结果绘制为SVG格式<sup>[16]</sup>的 矢量图。

二维装药模块使用若干独立圆弧来构造燃面, 完成7种药型的设计,包括管型、管槽型、星型、车 轮型、狗骨型、树突型1(车轮型与星型组合)、树突 型2(车轮型与车轮型组合),是内弹道计算的原始 数据。

零维内弹道模块求解单推进剂或双推进剂组合 内弹道方程,可在低温、常温、高温3种环境温度下, 计算得到单推力、同心双推力和并列双推力3种推力 类型的燃烧室压力*p-t*曲线和发动机推力*F-t*曲线, 这是发动机性能预示的重要结果。

		8 7		
No.	Classification	Name		
1		Thermodynamic calculation		
2	Overall	System parameter optimization		
3	design	Design target allocation		
4		Design target verification		
5		Chamber wall design		
6		Fore skirt design		
7	Combustion	After skirt design		
8	chamber	Igniter connector design		
9	design	Nozzle connector design		
10		External parts design		
11		Strength check		
12		2D grain profile design		
13	~ .	Grain profiles combination		
14	Grain design	0D internal ballistics calculation		
15	uccign	Insulation design		
16		Liner design		
17		Conical nozzle profile design		
18		Double circles nozzle profile design		
19		Parabolic nozzle profile design		
20		Subsonic long tail nozzle profile design		
21		Supersonic long tail nozzle profile design		
22	Nozzle	Insert conical nozzle profile design		
23	design	Flow field simulation		
24		Thrust loss estimation		
25		Shell thickness calculation		
26		Insulation thickness calculation		
27		Structure scheme design		
28		Sealing ring selection		
29	Igniter	Igniter structure design		
30	design	Powder mass calculation by free volume		
31	External	Pro/E interface		
32	interface	OpenFOAM interface		

 Table 1
 Content of the algorithm library

前裙、后裙、连接件设计模块可以完成尺寸设 计、简图绘制、质量计算等工作,是确保发动机装配 合理性的关键步骤。

喷管结构设计模块可以设计喷管主体和连接件,检验其尺寸是否合理,估算质量并绘制SVG矢量图。喷管主体包括六种型式,分别为锥形、双圆弧、抛物线、亚声速长尾管、超声速长尾管和潜入式喷管。其中每种喷管主体型式的连接件包括五种型式,小开口-普通三角螺纹连接、大开口-锯齿螺纹连接、大开口-销钉连接、大开口-卡环连接和大开口-法兰螺栓连接。

指标验证模块将分系统设计出来的性能、尺寸 和质量与指标分配模块的结果对比,以判断是否满 足设计指标。将此作为调整输入参数的依据。

其他算法模块不再赘述,算法的理论部分可参考文献[17-19],各个算法也可以根据具体设计需要进行改进或扩充。

2.3.2 算法重用方法

根据算法的来源,可将这30个算法模块分为 三类:

(1)新编的算法。

(2)成熟的旧算法,已有源代码。

(3)成熟的旧算法,仅有可执行程序,无源代码。

如图 3 所示,对于第(3)类算法,以喷管流场计算 模块为例,绘制了算法模块的工作流程图。其中,算 法实现部分(Algorithm Implementation)包装了旧算法 的可执行程序内核。外层 EXE 程序根据 XML文件生 成内核需要的输入文件,如喷管的型面曲线文件。 待内核执行完毕之后,得到内核产生的输出的文件, 比如燃气温度分布 T-x 曲线、燃气压力分布 p-x 曲线 和燃气马赫数分布 Ma-x 曲线等。最后解析这些文 件并将结果返回 XML文件。

特殊地,对于第(1)和(2)两类情况,图3中的算法实现部分(Algorithm Implementation)可直接用算法 源代码实现,其他流程不变。

综上,本文构建了一套可重用的算法库,为集成 系统提供算法模块基础。



Fig. 3 Reuse method of the algorithm module

### 2.4 组织层次化的数据字典

可重用的算法库提供了加工数据字典的工具。 虽然实现了"功能解耦,模块独立,算法重用",但是 还不能有组织地反映一台发动机所有数据之间的层级关系、链接关系和数据流网络*h*<sub>ij</sub>,不能实现协同工作。

所以,本文提出了组织层次化数据字典的方法: "分类组织算法模块,分级设置全局变量,分层组装 数据字典"。

2.4.1 分类组织算法模块

每一个算法模块体现为一个满足接口规范的文件夹(见2.2节),所以一台发动机可以抽象为由若干 文件夹组成的文件树(见图4)。

其中,Global.xml记录每一层的全局变量,Link. xml是数据之间链接关系的配置文件,描述了数据的 流动 $h_{ij}$ 。比如二维装药设计模块在文件树中的位置 可以表示为"Algorithms\Grain design\Grain profile design\2D Grain profile design\"。随着设计对象的变化, 文件树也会相应增减。

2.4.2 分级设置全局变量

如图4所示,文件树的每一级都设置有全局变量 Global.xml。比如Algorithm级的全局变量包括推力 类型、喷管类型、材料力热参数等,Grain design级的 全局变量包括装药余量系数、启动压强峰系数等。

数据链接过程中,任何一级的算法模块或全局 变量可以通过Link.xml配置文件中的global关键字直 接访问上级全局变量。并且优先级由下至上逐级递 减,如果出现同名全局变量,下级全局变量会覆盖上 级全局变量。

这种分级设置全局变量的方法大大增强了数据的共享,简化了数据流网络。

2.4.3 分层组装数据字典

将一个项目中所有 XML 文件(包括全局变量 Global.xml、配置文件 Link.xml 和算法模块的 XML 文 件)依据文件树的层次组装成一个新的 XML 文件。 这个文件包含了构造一台发动机所需的全部数据以 及数据之间的链接关系,是发动机性能与结构方案 总体设计的最终成果,称为"全系统数据字典"。

一般地,对于一台典型的固体火箭发动机,全系 统数据字典长度可达2000余行,层次深度可达7层, 独立变量多达400余个。

综上,通过"分类组织算法模块,分级设置全局 变量,分层组装数据字典"构建了层次化的数据字 典,使多个算法模块之间形成有序的数据链接关系 h<sub>i</sub>,为协同工作奠定基础。

#### 2.5 采用并行的轮循计算方法

算法集成平台不仅需要协调好算法的数据传



Fig. 4 Files tree of SRM

递关系还要协调好算法的计算流程。但是,事实 上,设定好算法间数据流网络h<sub>i</sub>,然后不断反复驱 动,只有算法获得足够多数据后才开始运算,否则 处于等待状态。这样,整个计算流程可以自然而然 地形成,避免了重复定义算法之间的计算流程,使 得集成工作大为简化。这种算法集成方式称为轮 循计算<sup>[10,13]</sup>。

2.5.1 轮循计算原理

图 5 是集成平台工作的流程图。不失一般性,为 了便于说明轮循计算过程,构造了任意五个算法模 块的数据流图。其中圆圈表示从表1中选出的任一 算法模块*f*<sub>i</sub>,圆圈之间的实线箭头表示数据链接关系 *h*<sub>ij</sub>,由 Link.xml文件定义。需要注意的是,虚线箭头 表示"反馈流",即系统开始运算前需要预先给定一 个数值,等所有模块都计算完成后再进行数据链接。 这样设计是为了避免发生自锁,保障系统可以自 启动。

开始第一轮计算,只有A的输入参数是足够多的,A可以启动,并把数据传出,其他模块等待;开始 第二轮计算,除了A之外,B的参数也是足够多的,A 和B都可以启动,并把数据传出,其他模块等待;开始 第三轮计算,除了A和B外,C的参数也是足够多的, A,B和C都可以启动,并把数据传出,其他模块等待; 之后同理。直到所有算法模块都完成了计算后,"反 馈流"统一完成一次赋值。



Fig. 5 Process of integration platform

此集成方法只关心数据流的方向,而不用关心 算法模块的具体执行顺序。如果一个模块的输入 参数不全则等待,输入参数全则执行算法。经过若 干轮计算,处于等待状态的模块越来越少,处于完 成状态的模块越来越多,当所有模块都完成计算并 且各参数收敛稳定之后,发动机的设计工作就完 成了。

此集成方法通过部分牺牲计算速度最大程度简 化了集成工作,使算法模块并行解耦,增、删、改、换 更加灵活。

2.5.2 轮循计算的并行性

轮循计算方法是"天生并行"的。即在每一轮计算中,所有算法模块*f*;可以同时运行,它们之间互不干扰。

具体实现可以采用.NET4.0的Task类库以异步 方式在多核CPU上执行一系列算法模块进程。串行 和并行两种模式可以切换,这里对比二者计算所消 耗的时间。

集成平台纳入60个二维装药设计模块,通过轮 循计算方法实现集成。使用两台计算机分别进行测 试,其中4核计算机的CPU是主频3.5GHz的Intel Core i7-7700HQ,8核计算机的CPU是主频4.5GHz的 Intel Core i7-10875H。进行10轮计算,统计每一轮串 行计算的耗时 t<sub>s</sub>和并行计算的耗时 t<sub>p</sub>,结果如表2 所示。

Table 2	Comparison between serial and parallel
	computation cost

No.	4 CPU cores		8 CPU cores	
	t <sub>s</sub> /s	$t_{\rm p}/{\rm s}$	t <sub>s</sub> /s	$t_{\rm p}/{\rm s}$
1	26.173	9.221	15.985	2.386
2	26.380	9.712	15.971	2.319
3	26.775	8.606	16.013	2.329
4	26.676	9.112	15.973	2.317
5	26.399	8.663	15.945	2.352
6	26.107	9.062	15.887	2.348
7	26.044	8.504	15.894	2.323
8	25.881	8.754	15.919	2.327
9	25.889	9.266	15.896	2.370
10	26.120	8.987	15.953	2.411
Average	26.2±0.1	9.0±0.1	15.94±0.01	2.35±0.01
Ratio	2.92±0.04		6.79±0.03	

从表 2 中可以看出,加速比与内核数 n 成正相 关,但是因为主线程需要向外界输出日志等信息消 耗了资源,所以加速比不能达到理想的 n,而是略小 于 n-1。对于需要使用大量算法模块多次计算的优 化问题,并行计算可以显著提高计算速度。这足以 弥补轮循计算方法为降低算法耦合度而部分牺牲的 计算速度。

#### 2.6 开发可扩展且易定制的集成设计系统

将上文中的关键技术整合,开发固体火箭发动 机性能与结构方案总体设计系统SRM-PASCOD(Solid Rocket Motor Performance and Structure Conceptual Overall Design)。如图 6 所示,SRM-PASCOD 由四层 组成,分别为算法层、应用层、用户界面层和表 现层。

算法层是软件的根基。使用 C++和 XML 实现了 规范开放的算法模块接口体系和层次化的数据字 典。可以通过增、删、改、换算法模块形成各种功能, 最终实现设计计算的可定制能力。



Fig. 6 Framework of SRM-PASCOD

在算法层之上是应用层。应用层的核心是算法 集成平台。使用 C#语言在.NET4.0框架下开发了4 个函数库。它们分别实现了动态编译自定义的 h<sub>ij</sub>函数、运行 h<sub>ij</sub>函数、并行轮循算法模块 f<sub>i</sub>以及组装全系 统数据字典4项基本功能。

为了方便用户操作,使用C#语言开发了用户界 面层,以显示项目的文件树和工作日志。用户可以 访问其中的目录和文件,并获知每个算法模块的状 态以及线程资源占用情况。

算法层、应用层和用户界面层作为一个整体构成了客户端。

为了使软件更具表现力并且支持分布式设计, 采用Node.js和Express服务器框架,搭建了轻量级的 服务器,并在服务器上开发了一款网站,形成了软件 的表现层。功能如下:

(1)数据字典可视化。使用 Cytoscape.js 网络图 技术<sup>[20]</sup>和复合弹簧嵌入式布局技术<sup>[21]</sup>绘制动态的、 层次化的全系统数据流图,解决了大量数据"是什 么,从哪里来,到哪里去"的问题。使用jsTree<sup>[22]</sup>技术 绘制全系统数据字典的树状图。使用D3.js<sup>[23]</sup>和SVG 矢量图技术绘制流场分布、燃面推移和内弹道曲线 等图像,使设计结果更具表现力。

(2)项目库支持。在分布式版本控制系统 Git技术的基础上,实现了多个 SRM 设计项目在多台计算机上由团队共同开发的目标。每位设计人员设计的结果可以推送至 Git远程仓库,供他人拉取,以实现同步和共享。

(3)算法库支持。使用 Dropzone.js<sup>[24]</sup>等技术,用

户通过前端网页可以将算法模块上传至算法库,也可以从算法库中下载算法模块到本地。网站管理员 有权修改算法库。

(4)开发者工具。用户通过前端网页可以下载 算法模块的开发模板、集成平台客户端以及火箭发 动机热力性能分析软件等设计工具。网站管理员可 以增添新工具。

# 3 SRM-PASCOD应用案例与讨论

#### 3.1 固体火箭发动机 FG-02 的设计复现

固体火箭发动机 FG-02 是我国"长征一号"运载 火箭的第三级发动机,于20世纪60年代末研制成 功,用于发射我国第一颗人造地球卫星"东方红1 号"<sup>[25]</sup>。该发动机结构典型,本文以其战术技术指标 为准,使用 SRM-PASCOD 软件对该发动机进行性能 与结构方案总体设计的复现。

确定性能方案为:采用聚硫复合推进剂,采用贴 壁浇筑式二维星型装药(等面燃烧,残药可燃),推力 类型为单室单推力。喷管绝热层使用高硅氧/酚醛, 燃烧室绝热层使用三元乙丙橡胶,燃烧室衬层使用 丁腈橡胶。

确定结构方案为:采用 32SiMnMoV 材料的燃烧 室和椭球形封头,采用 30CrMnSiA 材料的常规锥形喷 管,采用 20 钢的法兰连接燃烧室与喷管,采用 20 钢 螺钉连接型式的前裙,无后裙,采用篓式点火器并通 过普通三角螺纹与燃烧室连接。

如图 7 所示,从算法库中取出所需的 23 个算法 模块和一个 ProE 接口并纳入集成平台,定义模块之 间的数据链接关系,使用轮循方法迭代设计并生成 了全系统数据字典。FG-02典型发动机包含四百条 数据。其中性能、尺寸和质量三个方面的主要设计 结果见表3。

从表3可以看出,发动机最重要的性能参数推 力、比冲、总冲和燃烧室压力的设计结果均很好地满 足指标要求,偏差在2%以内。由于二维星型装药燃 烧结束时有残药,不可避免地会产生较长时间的拖 尾段,工作时间偏差在10%以内。还需要注意的是 表3中的推进剂质量包含了81kg的残药。所有重要 尺寸的设计结果与实际值偏差都在5%以内,与实际 值吻合。

但是,由于初步设计过程中所取的安全系数偏 保守,材料的力学热学性质与实际略有偏差,发动 机质量的设计结果比实际值略大,基本维持在15% 以内。设计得到的发动机质量比与参考值几乎完 全吻合,达到了战术技术指标要求。进一步精细设 计还需更多地考虑减重问题,减轻不必要的结构件 质量。

综上所述,整台发动机的性能、尺寸和质量设计 计算结果复现了FG-02。如需要进一步获取更精确 的质量信息和转动惯量信息,可以将全系统数据字 典导出到 Pro/E,通过参数化模装设计构造发动机的 三维实体模型,开展更加详细的设计分析,详见参考 文献[26]。

3.2 设计某单室双推力固体火箭发动机

使用SRM-PASCOD开展某单室双推力长尾喷管 固体火箭发动机性能与结构方案总体设计,工作环 境压力为0.1MPa。

仅需将图7中的数据流图稍作修改就可以完成 新的设计任务。由于采用了助推级和续航级两种不 同燃速的推进剂并列装药的型式,所以必须使用两 个热力计算模块和两个二维装药模块。由二维药柱 拼接模块将两段药柱拼接在一起后,提供给零维内 弹道模块计算内弹道性能。通过对前一案例的算法 集成方案作少量的增、删、改、换的调整,最终得到的 新集成方案总共使用了25个算法模块和一个Open-FOAM接口。

确定采用TP-H-3340丁羟复合推进剂<sup>[27]</sup>,其它 材料属性与3.1节中一致。

确定性能方案为:单室双推力(两种推进剂并列 装药)、助推段使用二维车轮型装药(残药区域使用



(x) Represents the No. x algorithm module in the algorithm library Represents the data flow

Fig. 7 Design result of FG-02 using SRM-PASCOD (mm)

Item	Reference value <sup>[25]</sup>	Design result	$\Delta / \%$
Average thrust in burning time/kN	118.00	118.50	0.42
Maximum thrust/kN	181.00	180.50	-0.28
Average pressure of combustion chamber in burning time/MPa	4.58	4.60	0.43
Maximum pressure of combustion chamber/MPa	6.86	6.93	1.02
Action time/s	40.0	43.5	8.75
Burning time/s	—	38.5	—
Average specific impulse in burning time/m $\cdot$ s <sup>-1</sup>	2491	2472	-0.76
Total impulse in burning time/kN · s	4500	4562ª	1.38
Motor length/mm	3948	3991	1.09
Nozzle length/mm	—	996	_
Distance between front and back heads/mm	2800	2935	4.82
Thickness of cylindrical wall/mm	2.50	2.48	-0.8
Thickness of front and back heads/mm	2.80	2.74	-2.14
Inner diameter of nozzle exit/mm	728	739	1.51
Inner diameter of nozzle throat/mm	135.0	136.7	1.26
Combustion chamber mass/kg	160.9	174.0	8.14
Propellant mass/kg	1805	1926 <sup>b</sup>	6.70
Insulation and liner mass/kg	36.1°	39.3	8.86
Nozzle connector mass/kg	—	17.4	—
Nozzle shell mass/kg	48.0	54.3	13.13
Total mass/kg	2050	2211	7.85
Maga ratio	0.88	0.87	-1.14

Table 3 Comparison between design result and reference value of FG-02

(a) Total impulse in burning time is average thrust in burning time multiplied by the burning time.

(b) Propellant mass including 81kg residue.

(c) Assuming that the actual insulation and liner mass is 2% of propellant mass.

不可燃材料填充)、续航段使用内燃管型装药。

确定结构方案为:使用金属材料燃烧室和椭球 形封头、使用亚声速长尾喷管、使用大开口锯齿螺 纹连接燃烧室与喷管、使用简化薄壁圆筒型式的前 后裙、使用普通三角螺纹连接燃烧室与篓式点 火器。

设计结果表明,喷管面积比为9,燃烧时间内发 动机总冲17.46kN·s,平均比冲2430m/s,助推级平均 推力3.66kN,助推级燃烧时间1.86s,续航级平均推力 1.46kN,续航级燃烧时间7.30s,外径130mm,总长 763mm,总重12.69kg,质量比0.566,点火药质量 104g,可以在高温60℃,低温-40℃环境下正常工作。 二维车轮型装药的残药部分使用0.556kg不可燃材料 填充。图8是该发动机的在不同环境温度下推力F 随时间t的变化曲线。表4是该发动机设计结果与设 计指标之间的对比。可以看出发动机性能、尺寸和 质量的设计结果均达到了给定的战术技术指标。图 9是该发动机的总体布局图。



Fig. 8 Thrust-time curves of the dual thrust motor at different ambient temperatures

# Table 4Comparison between design result and design<br/>target of the dual thrust motor

Items	Design target	Design result
Total length/mm	750 ~ 800	763
Total mass/kg	<15	12.69
Trust level I/kN	>3.0	3.66
Trust level II/kN	>1.0	1.46
Trust ratio	>2.5	2.51
Burning time/s	9 ~ 10	9.16



Fig. 9 Structure layout of the dual thrust motor(mm)

# 4 结 论

本文开展了固体火箭发动机性能与结构方案总体设计集成系统关键技术的研究和软件开发,得到 如下主要结论:

(1)设计了规范开放的算法模块接口体系,使得 算法的实现和外界隔离并规范了算法对外的访问 方式。

(2)构建了"功能解耦,模块独立,算法重用"的 算法库,模块间互不依赖,每个模块都可以独立完成 一项计算工作。

(3)实现了所设计发动机层次化的数据字典的 建立,通过绘制层次化的数据流图解决了数据"是什 么,从哪里来,到哪里去"这三个问题。

(4)实现了并行的轮循计算方法,在算法模块解 耦的同时显著提高了计算速度。

(5)开发完成适于工程应用的可扩展易定制的 集成设计系统。解决了以往集成系统"软件功能难 定制、算法模块少协作、数据结构扁平化"三大问题, 通过灵活组织算法模块完成固体火箭发动机的总体 设计任务。

(6)复现了"长征一号"第三级 FG-02 固体火箭 发动机的设计过程,性能偏差和尺寸偏差在10% 以 内,满足工程需要。

## 参考文献

[1] Peterson E G, Nielsen C C, Johnson W C, et al. Generalized Coordinate Grain Design and Internal Ballistics Evaluation Program [C]. Atlantic: 3rd Solid Propulsion Conference, 1968.

- [2] Coats D E, Cohen N S, Levine J N, et al. A Computer Program for the Prediction of Solid Propellant Rocket Motor Performance [M]. USA: Air Force Rocket Propulsion Laboratory, 1975.
- [3] Jacques L, Roux J. Computer Aided Preliminary Design of Solid Rocket Motors [C]. Seattle: 19th Joint Propulsion Conference, 1983.
- Gerhardt D L. Use of Microcomputers for Interactive Solid Rocket Motor Preliminary Design [C]. Cincinnati: 20th Joint Propulsion Conference, 1984.
- [5] Clegern J B. Computer Aided Solid Rocket Motor Conceptual Design and Optimization [C]. Reno: 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1994.
- [6] 鲍福廷,蔡体敏,柳有权.固体火箭发动机集成初步 设计CAD系统研究[J].西北工业大学学报,2001,9 (4):498-501.
- [7] 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):18-20.
- [8] 江振宇,张为华.固体火箭发动机CAD系统实现[J]. 航空计算技术,2003,33(4):91-93.
- [9] Xie H Y, Chen Y, Wu X, et al. Distributed Integrated Design Environment for Solid Rocket Motor [C]. Hartford: 44th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.
- [10] 何允钦,梁国柱.基于算法组件动态组合的固体火箭 发动机计算机辅助设计/计算机仿真(SRMCAD/CS)
   [J].航空动力学报,2007,22(4):619-624.
- [11] Dick W A, Heath M T. Whole System Simulation of Solid Propellant Rockets [C]. Indianapolis: 38th Joint Pro-

第43卷 第12期

pulsion Conference and Exhibit, 2002.

- [12] Ciampa P D, Nagel B. AGILE Paradigm: The Next Generation Collaborative MDO for the Development of Aeronautical Systems [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 119(10).
- [13] 何允钦,梁国柱,沈旭昆.基于AICS的固体火箭发动 机性能和结构方案设计[J].固体火箭技术,2013,36 (4):454-461.
- [14] 封 锋.固体推进剂火箭发动机综合特性预示研究[D].南京:南京理工大学,2010.
- [15] 梁国柱,张中钦.用于固体火箭发动机总体参数选择的两条曲线[J].推进技术,1997,18(2):31-34.(LI-ANG Guo-zhu, ZHANG Zhong-qin. Two Curves for Selecting General Parameters of Solid Propellant Rocket Motors [J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18 (2):31-34.)
- [16] Ferraiolo J, Jun F, Jackson D. Scalable Vector Graphics (SVG) 1.0 Specification [M]. Bloomington: iUniverse Bloomington, 2000.
- [17] 方国尧.固体火箭发动机总体优化设计[M].北京: 北京航空航天大学出版社,1988.

- [18] 王光林.固体火箭发动机设计[M].西安:西北工业 大学出版社,1994.
- [19] 方丁酉,张为华,杨 涛.固体火箭发动机内弹道学[M].长沙:国防科技大学出版社,1997.
- [20] Franz M, Lopes C T, Huck G, et al. Cytoscape. js: A Graph Theory Library for Visualization and Analysis [J]. Bioinformatics, 2015, 32(2): 309-311.
- [21] Dogrusoz U, Giral E, Cetintas A, et al. A Layout Algorithm for Undirected Compound Graphs [J]. Information Sciences, 2009, 179(7): 980-994.
- [22] Bozhanov I. Jstree [CP/OL]. https://github.com/vakata/ jstree, 2021-9-23/2021-11-1.
- [23] Teller S, Hug A H. Data Visualization with d3.js[M]. Birmingham: Packt Publishing, 2013.
- [24] Meno M. Dropzone [CP/OL]. https://github.com/dropzone/dropzone, 2021-10-31/2021-11-1.
- [25] 张扬中.FG-02"长征一号"运载火箭第三级固体发动 机[J].固体火箭技术,1998,21(2):2-4.
- [26] 张艺仪.固体火箭发动机结构参数化模装设计[D]. 北京:北京航空航天大学,2021.
- [27] 田德余.推进剂配方性能与图形表征[M].北京:中国 宇航出版社,2018.

(编辑:朱立影)