

文章编号: 1003-1480 (2024) 02-0019-07

固体火箭发动机点火装置方案设计通用 算法模块研究

刘昱涵, 李文韬, 梁国柱

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京, 102206)

摘 要: 为解决现有点火装置设计“系统研究少、设计经验性强、方案通用性差”的问题, 对不同类型点火装置的方案设计过程进行了系统性分析, 提出了点火装置方案设计的通用设计方法及流程, 在此基础上采用面向对象技术开发相应的通用算法模块, 包含所需要的数据字典以及专业算法的实现。完成 5 种类型点火装置方案设计全过程, 获得方案设计的结构参数与性能参数, 同时基于 Creo 实现了参数化三维模装设计快速建模。该通用算法模块不仅可以独立运行, 也可集成至有关的固体火箭发动机总体方案设计系统软件中。利用所开发的算法模块对 FG-02 固体火箭发动机点火装置以及常见的管式点火装置方案进行案例设计, 结果表明所建立的点火装置方案设计流程及开发的通用算法模块具有较好的适应性, 提高了设计效率和经济性, 可为点火装置的方案论证和初步工程设计提供支持。

关键词: 固体火箭发动机; 点火装置; 方案设计; 算法模块

中图分类号: TJ450.2; V435 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1003-1480.2024.02.004

Study on the General Algorithm Module for Solid Rocket Motor Ignition Device Scheme Design

LIU Yu-han, LI Wen-tao, LIANG Guo-zhu

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

Abstract: The existing research on ignition device designs face problems of insufficient systematic research, strong reliance on design experience, and limited versatility. To solve these problems, a systematic analysis of design processes for various types of ignition device was presented. A more general design methodology and process for ignition device solutions was proposed. On this basis, the object-oriented technology was used to develop the corresponding general algorithm module, containing the essential data dictionaries and the implementation of specialized algorithms. The entire process for the scheme design of five types of ignition devices was completed, obtaining structural and performance parameters for the design. Simultaneously, a rapid parametric three-dimensional modeling based on Creo was realized. The algorithm module is not only capable of independent operation but can also be integrated into the relevant software for overall solid rocket motor scheme design systems. Case designs for the FG-02 solid rocket motor ignition device and common tubular ignition device were conducted using the developed algorithm module. The designed results indicate that the established ignition device scheme design process and developed general algorithm module exhibit ideal adaptability. This improvement enhances design efficiency and cost-effectiveness, providing support for ignition device scheme demonstration and preliminary engineering design.

Key words: Solid rocket motor; Ignition device; Scheme design; Algorithm module

固体火箭发动机主要由点火装置、装药、喷管组 件以及燃烧室 4 部分组成。点火装置作为 4 大部件之

收稿日期: 2023-10-29

作者简介: 刘昱涵 (2000-), 女, 在读硕士研究生, 主要从事固体火箭发动机点火起爆过程研究。

通讯作者: 梁国柱 (1966-), 男, 教授, 主要从事火箭发动机设计、仿真与优化研究。

引用本文: 刘昱涵, 李文韬, 梁国柱. 固体火箭发动机点火装置方案设计通用算法模块研究[J]. 火工品, 2024(2): 19-25.

一,其作用为准确可靠点燃发动机主装药使其按照预定的方式和速度进行燃烧,同时满足弹性性能要求,因此,其设计好坏直接决定发动机点火成败。点火装置内部工作过程复杂、瞬态性强、设计经验性强,传统的点火装置设计方法为利用经验公式预估点火药量,并根据实验进行验证和调整,该方法实验成本较高,设计经验性较强,一种设计过程往往只针对一种类型点火装置,缺乏一定的通用性。

目前国内外对于固体火箭发动机点火起动阶段的研究主要集中在主发动机的点火过程^[1-5],通常不考虑点火装置工作过程或以实验所获得的点火燃气流量曲线为初始条件,目前针对点火装置本身的设计研究还较少。

20世纪90年代,国内张为华等^[6]对点火装置流量预示展开研究。根据数值方法,给出点火药盒、点火管、点火发动机3种点火器设计的通用方法。在点火药量预估方面,未采用传统的经验公式,而是通过计算发动机压强上升段曲线对点火药方案(药柱尺寸与药量)进行筛选。此外,张为华等^[7]采用一维非定常流动模型对一种中心导火管式网状点火器进行数值计算;进一步,张为华^[8]对装有药粒、药环的烟火剂式点火器以及小火箭式点火器这3种典型点火器的流量进行预示,并通过实验进行验证,该预示方法已成功应用于探空火箭任务中。此外,李健等^[9]针对固体轨控发动机点火延迟时间超差的问题对环形点火器的壳体及点火药进行优化设计;邹梓涵等^[10]采用有限元软件对篾式点火器工作过程进行仿真,获得壳体在工作过程的烧蚀规律,并与壳体试验残骸进行对比;太玉等^[11]基于设计经验,对金属丝网篾式点火器进行装药配方设计及实验。

以上研究在一定程度上满足了工程设计任务需求,但仍缺乏包含不同药型、点火器类型等在内的点火装置方案设计通用算法的开发研究,因此,有必要对固体火箭发动机点火装置方案设计的通用设计方法进行深入研究。本文主要对常用点火装置方案的设计过程进行系统性分析与研究,采用C++面向对象技术和可扩展标记语言文件XML(Extensible Markup Language)操作技术开发点火装置方案设计算法模块,

结合三维实体建模软件Creo(Creo Parametric)进行参数化模装设计,实现包括点火装置的选择、点火药的选择与设计、点火装置结构设计、结构与性能方案验证等在内的不同类型点火装置方案设计全过程,可获得点火装置方案设计参数与性能参数,形成一套完整的通用的点火装置方案设计工具,从而为固体火箭发动机点火起动过程的研究提供更为准确的初始条件。此外,该算法模块还可集成至其它固体火箭发动机总体方案设计系统软件中,完成发动机一体化方案设计。

1 点火装置方案设计与流程

1.1 点火装置方案选择

为构建通用的点火装置方案算法模块,首先需构建通用设计方法及流程。本文首先把点火装置主要分为药盒式点火器和火箭发动机式点火器两大类。药盒式点火器常用于中小型发动机点火,火箭发动机式点火器常用于点燃直径数米的大型固体火箭发动机。药盒式点火器分类方式繁多,很难用统一标准进行描述,本文根据药盒结构形状进行分类,根据常见的圆饼式点火器、环式点火器、管式点火器、网式(篾式)点火器以及火箭发动机式共计5种点火装置的结构特点,来建立点火装置方案设计的通用设计方法。各点火器结构示意图如图1所示。

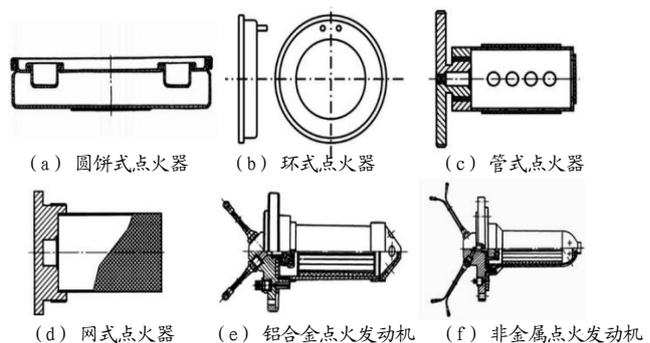


图1 各类型点火器结构示意图^[12-13]

Fig.1 Structural diagram of various types of igniters

相比于一般点火装置方案工程设计^[13],本文侧重于对多种形式点火装置构建通用设计流程,并据此开发程序,最终形成点火装置方案设计通用算法模块,

用户可根据任务指标完成特定点火装置方案设计，基本设计过程如图2所示。

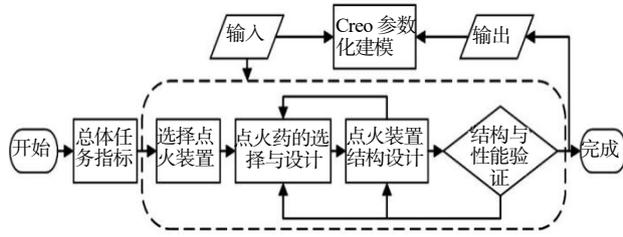


图2 点火装置方案设计基本流程

Fig.2 Basic process of igniter scheme design

1.2 点火药的选择与设计

点火药量估算仍以经验公式为主，需根据点火药类型、发动机参数（如发动机自由容积等）、主装药参数（如主装药燃面、初温等）等相关已知参数选择合适的经验公式进行药量预估。该算法模块提供7种经验公式供用户选择，同时程序具有很强的可制定性，可根据实际需要增加其他类型经验公式，以满足实际工程需要。在确定药型参数后，若点火药量存在非整数情况，程序可自动对点火药量进行修正。

该算法模块提供6种常用点火药药型供用户选择，包括药粒形、药环形、药片形、管形、车轮形以及星形，需要注意的是，药型的选择需与点火装置类型相匹配，否则系统将给出警告提示，各药型结构及设计参数如图3所示。

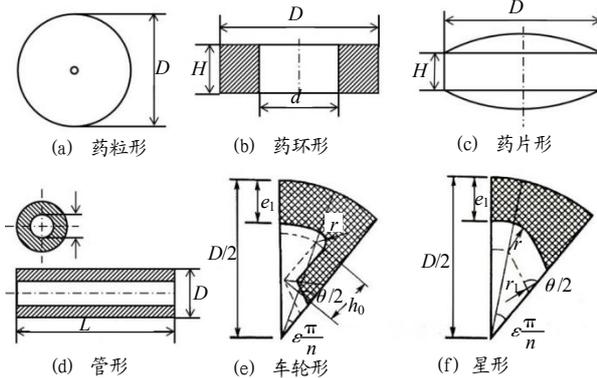


图3 药型示意图

Fig.3 Diagram of ignition powder shape

用户选择点火药药型后需输入点火药的性质参数（如密度、燃速系数等）以及该药型所需的设计参数等数据，以供后续设计计算，对于药粒和药片形点火药，除了尺寸设计还需给定装填密度。其中点火药药型的设计参数决定点火药燃面面积随肉厚的变化，

直接影响点火压强随时间的变化。药型参数设计需满足后续发动机主装药正常点火所需的点火燃气流量及点火药燃烧时间，否则需对药型参数重新进行设计计算。该部分计算过程如图4所示。

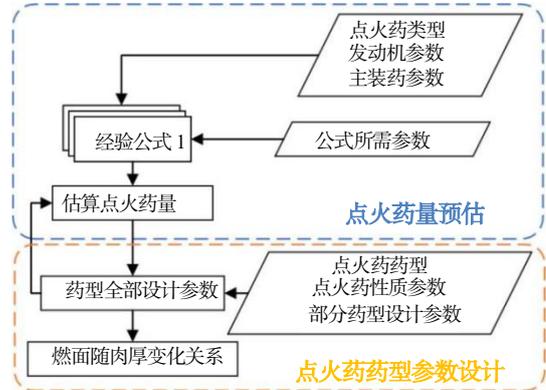


图4 点火药的选择与设计流程图

Fig.4 Flow chart of ignition powder selection and design

1.3 点火装置结构设计

在进行点火装置结构设计时，从壳体结构设计出发，设计流程如图5所示。

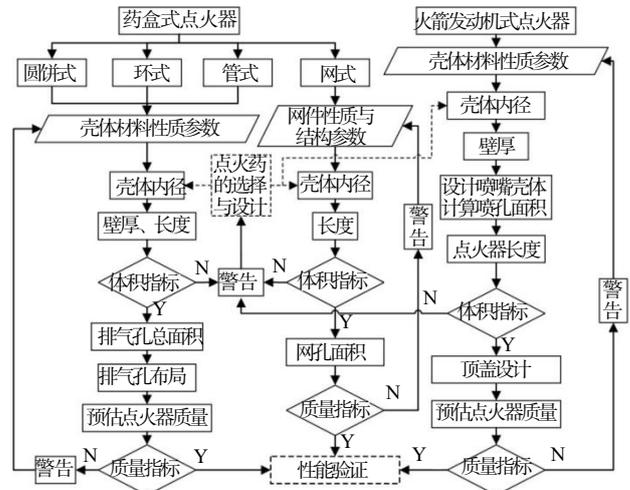


图5 点火装置结构设计流程图

Fig.5 Flow chart of igniter structure design

用户需输入壳体材料性质参数，壳体结构设计参数由点火药结构以及壳体材料性质决定。其中圆饼式点火器的结构设计参数有：管径、壁厚、长度等，设计长径比通常不大于0.5；网式点火器的结构设计参数有：管径、长度、网丝直径、单位面积网孔数、单个网孔尺寸等，一般用于盛放烟火剂药片或药环；环式点火器的结构设计参数有：壁厚、环管内径、环管外径等；管式点火器的结构设计参数有：管径、壁厚、长度等，设计长径比通常为0.5~5.5，可装药粒形、药

片形、药环形以及管形点火药。对于上述药盒式点火器，程序计算过程主要对有较大强度的金属或复合材料壳体进行设计，不考虑易烧蚀的赛璐珞壳体。

在进行壳体参数设计时，程序首先根据点火药结构参数确定点火器壳体内径，并将点火器燃烧室考虑为薄壁圆筒，根据圆筒内最大压强确定所需最小壁厚，再根据点火药量和一定的装填密度确定点火器燃烧室长度。接下来将根据点火器壳体设计参数计算点火器体积，判断是否满足总体给出的点火装置结构体积指标，若不满足，系统将给出提示“警告，体积超过允许值”，用户需回到点火药的选择与设计部分修改点火药的尺寸，进而重新对点火器管径进行设计。

设计点火装置排气孔时，程序通过计算点火药柱最大燃烧面积确定排气孔总面积。再根据设计的开孔直径确定排气孔数目，最后根据主装药形状确定排气孔布局（为通用起见，本文排气孔设计为孔径一致的均匀布局），网式点火器的排气孔总面积为网孔总面积。获得以上数据后，程序便可估算点火器壳体质量及点火器总质量，判断是否满足结构的质量指标，若不满足，系统将给出提示“警告，质量超过允许值”，用户需重新选择点火器壳体材料以满足质量指标。点火装置结构设计完成后，进行点火装置性能指标验证。

对于火箭发动机式点火器，除了上述设计步骤，还包含喷嘴和顶盖的设计，其中，算法模块中喷嘴设计为单喷孔半球形，顶盖采用平板形结构。

1.4 结构与性能验证

最后程序还需对设计结果进行结构与性能验证。结构验证包括体积指标验证与质量指标验证。性能指标验证主要为计算点火器内弹道性能，程序采用点火器零维内弹道模型，可输出点火器内弹道 $p-t$ 曲线，为后续发动机内弹道计算提供点火质量流率等初始数据。若不满足发动机性能要求，则需重新进行点火装置方案设计。

2 算法模块

2.1 算法模块组成

点火装置方案设计通用算法模块由算法层和数

据层构成，算法模块接口体系具有一定的规范和开放性，可独立运行也可集成至已有的固体火箭发动机性能与结构总体方案设计系统（SRM-PASCOD）^[14]或其它固体火箭发动机总体方案设计系统中。算法模块的数据层采用 XML 文件作为对外接口，用于用户输入原始数据并获得输出的计算结果，同时记录算法运行状态以及反馈信息，也称为算法模块的数据字典^[14]。算法层采用 C++ 面向对象技术，设计了具有读写 XML 文件、返回算法模块状态、收集反馈信息等功能的公用基类，点火装置方案设计专业算法的实现均派生自该基类。算法模块最终由 1 个 EXE 程序和 1 个 XML 文件组成，用户只需在 XML 文件中输入已知信息并选择需要的基础方案，通过 EXE 程序加工数据，便可在 XML 文件中获得设计计算结果，算法模块结构如图 6 所示。

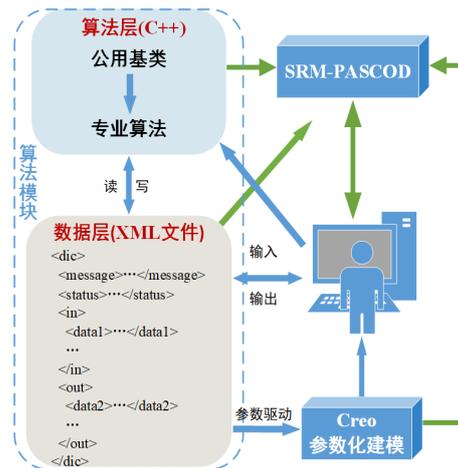


图6 算法模块结构示意图

Fig.6 Structure diagram of algorithm module

点火装置方案设计算法模块可以独立完成点火装置方案设计全过程，包括对 5 种点火器类型选择、7 种点火药量估算公式、6 种点火药型设计、壳体的尺寸质量等参数设计、排气孔设计以及包含体积指标、质量指标验证、点火装置内弹道预示在内的结构及性能方案验证等过程。用户在 XML 文件中输入点火燃气相关性质参数结果、点火器类型、药型选择方案、壳体结构材料性能参数等，经过迭代设计计算，便可获得点火装置方案设计计算结果，包括点火药参数、壳体结构参数、排气孔参数、点火器工作时间、流场相关参数随时间的变化曲线等。

2.2 模装设计与集成

为实现点火装置可视化设计，在Creo中建立各类型点火药、壳体等零件的基本形状，形成零件库，零件创建阶段不要求具体尺寸参数。接下来将每个需要用到的驱动尺寸进行重命名以使用户后续识别使用。随后创建族表文件，并将前期点火装置方案设计通用算法模块获得的结构参数导入族表文件，从而通过尺寸驱动改变零件模型结构，实现快速三维建模，最后对零件进行装配获得点火装置方案设计对应的点火装置结构图。该方法将零件模型的族表文件作为数据接口与算法模块相连接，实现了尺寸数据的传输，进一步提高了设计效率，Creo参数驱动过程如图7所示。

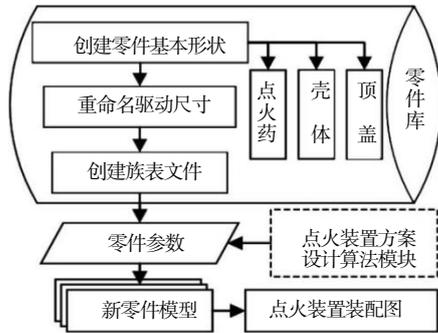


图7 Creo参数驱动流程图

Fig.7 Flow chart of Creo parameter driven

SRM-PASCOD是一款可扩展且易定制的设计系统，具有规范开放的算法模块接口体系。该软件可实现固体火箭发动机的设计过程，设计计算结果与实际值偏差在10%以内^[14]。但目前该软件点火装置设计部分尚不完善，本研究开发的算法模块可独立运行也可集成至该软件中（如图6绿色箭头部分），为该软件的开发进行补充完善。

3 案例应用与讨论

为验证算法模块的适用性，对以下2个点火装置案例进行方案设计分析。由于点火装置具体方案设计可查资料有限，本文针对已知参数进行对照分析。

3.1 FG-02 固体火箭发动机点火器设计

以“长征1”运载火箭第三级固体发动机FG-02为例，发动机及点火装置部分已知参数列于表1，据

此使用本文开发的点火装置通用算法模块对该发动机点火装置进行方案设计。

表1 FG-02部分已知设计参数^[15-16]
Tab.1 Some known design parameters of FG-02

参数	数值
喷管喉径/mm	135
喷管扩张比	29.2
主装药内径/mm	250
点火药质量/kg	0.700
点火器工作压力/MPa	5.88
点火装置质量/kg	4
点火延迟时间/s	0.233

点火器类型选定火箭发动机式点火器，壳体材料为玻璃钢，选用s-2/环氧玻璃纤维缠绕材料，顶盖材料为30CrMnSiA，点火药材料为聚硫橡胶高氯酸铵推进剂^[17]（代号815A），选用不同点火药药型方案（药环形、星形、车轮形）进行迭代设计，最终设计结果主要参数如表2所示，采用Creo参数驱动获得点火装置结构示意图，如图8所示。

表2 FG-02点火装置方案设计结果
Tab.2 Ignition device scheme design results of FG-02

方案	结构参数		性能参数	
	名称	数值	名称	数值
药环形	药片外径/mm	60	点火药质量/kg	0.736
	药片内径/mm	20	点火器总质量/kg	3.608
	药片厚度/mm	4	点火器内最大压强/MPa	5.83
	药片数/块	42	最大压强对应时间/s	0.002
	点火器壳体厚度/mm	1.36	燃气流量最大值/(kg·s ⁻¹)	2.635
	喷嘴面积/mm ²	642.81	点火器工作时间/s	0.368
	车轮形	外径/mm	80	点火药质量/kg
肉厚/mm		4	点火器总质量/kg	3.800
过渡圆弧半径/mm		3	点火器内最大压强/MPa	5.84
夹角/°		120	最大压强对应时间/s	0.365
角系数		0.4	燃气流量最大值/(kg·s ⁻¹)	1.340
轮臂长/mm		20	点火器工作时间/s	1.311
轮辐数		8		
星形	药柱长度/mm	236	点火药质量/kg	0.726
	点火器壳体厚度/mm	1.81	点火器总质量/kg	3.840
	喷嘴面积/mm ²	334.62	点火器内第1个压强峰/MPa	5.46
	外径/mm	80	第1个压强峰对应时间/s	0.093
	肉厚/mm	6	点火器工作时间/s	1.299
	星根过渡圆弧半径/mm	3		
	星边夹角/°	64		

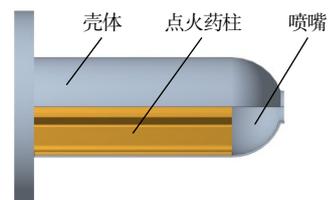


图8 火箭发动机式点火器结构图

Fig.8 Structure diagram of rocket igniter

根据本算法模块里的点火药经验公式计算获得的点火药量最大误差为 5%，点火装置总质量较文献值小，考虑其原因为顶盖设计误差以及本算法模块不包含电发火管设计等。3 种方案设计下点火器内最大压强分别为 5.83, 5.84, 5.46 MPa，与文献值相比最大误差为 7%，在合理范围内。算法模块计算获得的点火燃气流量随时间变化曲线如图 9 所示。

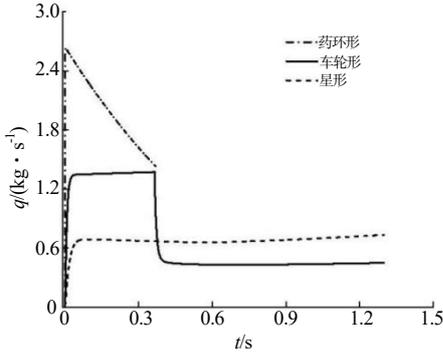


图 9 不同方案下点火燃气流量随时间变化曲线

Fig.9 Igniter mass flux history of different scheme

点火器工作时间分别为 0.368, 1.331, 1.299 s，值得注意的是，方案设计中的点火器工作时间为点火药开始点燃至完全燃烧的时间，与文献中发动机点火延迟时间不同，点火器工作时间一般大于点火延迟时间。对于点火延迟时间的计算，后续还需进一步将点火装置与发动机相结合，根据传热与发动机点火条件等进行迭代设计，以改进点火装置设计方案。点火装置方案设计结果并非唯一，主要与用户输入的原始数据有关。

3.2 管式点火器方案设计

根据文献[6]中管式点火器方案设计实例，使用本文开发的通用算法模块对其进行设计比对。点火器类型选用管式点火器，点火药选用美国 TP-H-3340 推进剂^[17]，药型为药环形，壳体选用 LY-12R 铝合金材料，将结构参数与性能参数设计结果与文献值进行对比，如表 3 所示。

根据设计结果采用 Creo 参数驱动获得点火装置三维结构图，如图 10 所示，由于文献中未给出主装药的结构参数，该点火器排气孔分布自行设计，设计结果为：6 列排气孔均匀分布在点火器壳体表面，每列 8 孔，孔间距为 10 mm，最右侧排气孔中心距点火器端面 21.5 mm。

表 3 管式点火器方案设计结果与文献值对比

Tab.3 Comparison between design result and reference value of the tube igniter

名称	数值	文献值 ^[6]
药环外径/mm	30	30
药环内径/mm	16.3	16.3
药环厚度/mm	5	5
药环数量/块	32	32
点火器外径/mm	33	37
开孔分布	48 ϕ 3mm	18 ϕ 2.2mm 18 ϕ 2.4mm 12 ϕ 2.54mm
点火器总质量/g	537	-
点火器内最大压强/MPa	5.46	5.4
点火燃气流量最大值/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	1.17	0.82
最大压强对应时间/s	0.003	-
点火器工作时间/s	0.283	-

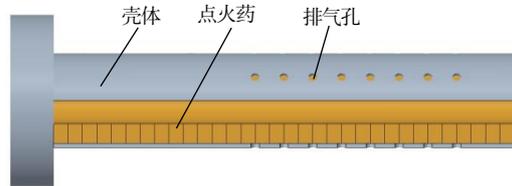


图 10 管式点火器结构图

Fig.10 Structure Diagram of tube igniter

点火器内压强随时间变化曲线如图 11 所示，设计计算结果显示：点火器内部最大压强为 5.46 MPa，对应时间为 3 ms，文献中点火器内部最大值为 5.4 MPa，偏差为 1%。由于本研究未考虑绝热层设计，因此点火器外径设计值 33 mm 较文献值 37 mm 小。设计计算获得的点火燃气流量最大值为 $1.17 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ，文献值为 $0.82 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ，分析差异原因主要与开孔总面积大小有关，本研究所开发的通用算法模块中排气孔按均匀布局设计计算，实际工程设计时可按具体情况进行适应性改进。

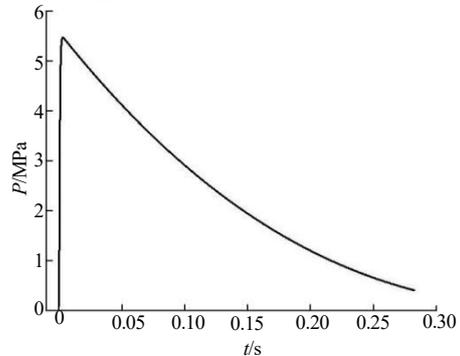


图 11 点火器压强随时间变化曲线

Fig.11 Pressure history of the ignitor

根据以上案例，本研究开发的点火装置方案设计通用算法模块可让用户根据已知条件对点火装置进

行方案设计,获得点火装置结构及性能参数等设计结果,为点火装置的进一步改进打下基础。

4 结论

本文研究了固体火箭发动机点火装置方案设计通用方法和流程,开发了相应的通用算法模块,得到以下主要结论:

(1) 建立了点火装置方案的通用设计方法与流程,适应常见5种类型点火装置的工程设计。

(2) 开发了点火装置方案设计的通用算法模块程序,包括设计过程所需的数据字典以及专业算法,算法模块可独立运行,实现不同类型点火装置方案设计过程并获得结构与性能参数,一定程度上解决以往点火装置设计研究中“经验性强、通用性差”的缺点。

(3) 实现了设计结果的可视化,将结构设计结果导入Creo软件,通过参数驱动可实现快速建模。

(4) 算法模块具有一定的规范性,可集成至SRM-PASCOD等系统设计软件中,提升点火装置方案设计的灵活性。

本研究所形成的点火装置通用算法模块提高了设计的效率和经济性,可为点火装置初步工程设计提供支撑,并为主发动机点火提供初始条件。下一步工作重点为将其与主发动机点火过程相结合,对点火装置方案设计、点火药燃烧、主发动机点火起动这一完整过程进行研究,进一步迭代改进点火装置方案。

参考文献:

- [1] Peretz A, Kuo K K, Caveny L H, et al. Starting transient of solid-propellant rocket motors with high internal gas velocities[J]. AIAA Journal, 1973, 11(12): 1 719-1 727.
- [2] Ciucci A, Jenkins R M and Foster Jr W. Numerical analysis of ignition transients in solid rocket motors[C]//27th Joint Propulsion Conference. USA: AIAA, 1991.
- [3] Cho I H, Baek S W. Numerical analysis of ignition transient in an axisymmetric solid rocket motor equipped with rear ignition system[J]. Combustion Science and Technology, 2000, 152(1): 81-98.
- [4] 陈军涛, 蹇泽群, 陈林泉. 固体火箭发动机点火瞬态内流场轴对称数值分析[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(3): 173-176.
- [5] 郑凌轩. 固体火箭发动机点火初期流动过程研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2021.
- [6] 张为华, 雷碧文, 黄世荣, 等. 固体火箭发动机点火器的工程设计和流量估算[J]. 推进技术, 1991 (5): 71 -76.
- [7] 张为华, 贺军科. 固体发动机网状点火器的数值计算及性能分析[J]. 固体火箭技术, 1992, 15(1): 7 -11.
- [8] 张为华. 固体火箭发动机点火器流量的预示[J]. 宇航学报, 1996, 17(4): 39 -43.
- [9] 李建, 罗思璇, 吴飞春, 等. 固体轨控发动机用环形点火器优化设计[J]. 火工品, 2017 (5): 1 -3.
- [10] 邹梓涵, 孙大安, 薛太旭, 等. 簇式点火装置壳体烧蚀规律数值模拟[C]// 第三届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第39届技术交流会. 洛阳: 中国航天第三专业信息网, 2018.
- [11] 太玉, 李天祥, 张晓崢, 等. 金属丝网簇式点火装置装药设计与性能测试[C]// 第五届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第41届技术交流会. 南京: 中国航天第三专业信息网, 2020.
- [12] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(下)[M]. 第1版. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [13] 鲍福廷, 侯晓. 固体火箭发动机设计[M]. 第1版. 北京: 中国宇航出版社, 2016.
- [14] 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): 67 -78.
- [15] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 第1版. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [16] 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(2): 2-4.
- [17] 田德余. 推进剂配方性能与图形表征[M]. 第1版. 北京: 中国宇航出版社, 2018.