

固体火箭发动机方案集成设计方法研究*

刘 金 常伯浚 沈铮铮

(北京精密机械总体设计部, 北京, 100074)

周 济

(华中理工大学, 武汉, 430074)

摘 要:讨论了用基于知识的设计系统实现固体火箭发动机方案集成设计, 论述了基于知识的设计系统的特点、结构。结合固体火箭发动机的方案设计特点, 提出面向对象的知识表达方法和知识表达语言及其基于知识的设计系统的推理机制。

主题词:固体推进剂火箭发动机, 方案设计, 知识表示, 知识库, 专家系统

分类号: V435.1, TP391.72

AN INTEGRATED DESIGN OF THE CONCEPT OF SOLID ROCKET MOTOR

Liu Jin Chang Bojun Shen Zhengzheng

(Beijing Inst. of Precision Mechanical System Engineering, Beijing, 100074)

Zhou Ji

(Huazhong Univ. of Science and Technology, Wuhan, 430074)

Abstract: An integrated concept design of solid rocket motor using the knowledge-based design system is discussed. The characteristics and architecture of the knowledge-based design system are presented. The object-oriented knowledge expression, the language and the reasoning mechanism of the knowledge-based design system, applied to the concept design of solid rocket motor, are given.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Tentative design, Knowledge representation, Knowledge base, Expert system

1 引言

计算机辅助设计 (CAD) 技术和人工智能 (AI) 技术的结合, 使工程设计得以实现自动化。传统的 CAD 技术只是局限于算法求解及其计算机绘图。但在工程实际设计中, 特别是在一个复杂的系统方案设计阶段, 大量的问题是不能用算法来求解的, 往往是由设计师的经验和主观判断确定。人工智能技术融进 CAD, 恰好给解决这方面的问题提供了技术基础^[1]。

固体火箭发动机方案设计阶段的任务是根据用户要求进行概念设计和布置设计。前者要完成发动机的性能参数确定、结构方案选择和参数确定、配套部件的选择等。后者要考虑到发动机的功能和部件之间的协调。这两部分的工作难以建立实用而可靠的数学模型, 需要大量的实践知识和专门知识, 在大量数据分析的基础上进行思维推理和决策。同时发动机的方案设计又是一个反反复复迭代设计的过程, 各子系统不但耦合性强, 而且相互制约因素多^[2]。基于这些特征, 本文提出了基于知识的设计系统方法^[3]。

2 基于知识的设计系统

2.1 基于知识的设计系统特点

基于知识的设计系统的力量来源于知识库的设计知识。这种知识既包括书本知识又包括专家的知识 and 经验。同时, 基于知识的设计系统采用推理技术, 模拟专家的思维判断方法, 具有以下特点:

- a. 启发性: 能够使用判断知识及已确定的理论的形式知识进行推理;
- b. 透明性: 能够解释推理过程并对有关的知识询问做出回答;
- c. 灵活性: 能够把新的知识不断地加入

到知识库中;

d. 通用性: 只要更换领域知识, 就可推广到其它领域。

2.2 基于知识的设计系统结构

基于知识的设计系统结构如图 1 所示。

• 用户界面是基于知识的设计系统的管理器, 引导用户对各模块进行操作。

• 用户要求是用户的输入窗口, 输入用户的技术要求。

• 系统协调控制用在设计过程中, 协调和推理机以及工具进行有序的工作。

• 知识库为系统核心, 装有固体火箭发动机方案设计的知识和专家经验, 以面向对象的表达方式描述。

• 解释是对推理过程中的过程进行说明。

• 方案设计解模块用于存储经过推理过程形成的方案。

• 方案分析模块完成所生成的方案分析, 并给出综合性能评价。

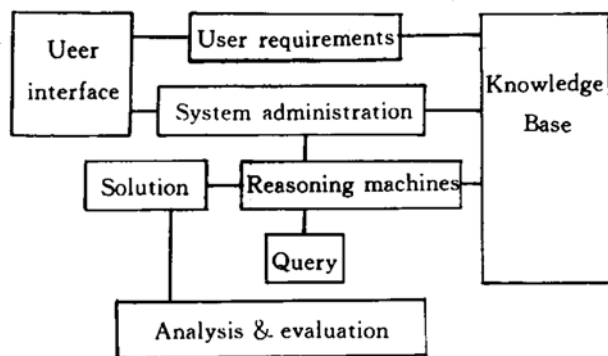


Fig. 1 Basic architecture of the knowledge based design system

2.3 知识表达方法

对于包括概念设计和布置设计的复杂设计过程,可采用面向对象的表达方法。面向对象的方法学认为任何事物、概念,如一个系统、模型、抽象概念等,都可看作一个对象。而大的设计对象有可能分为许多简单的设计对象。各种设计对象可按照一定的方式进行分类,形成“类”、“子类”与“超类”的概念树结构。例如按照推力级数分类,固体火箭发动机的类关系如图2所示。

有了这种层次结构,上一层对象所具有的一些属性特征可以为下一层对象所继承。这里的属性特征指反映设计对象的主要数据信息,以固体火箭发动机为例,其属性特征可能定义为发动机的类型(单推力,双推力等)、推力、工作时间、直径等等。同时,各种对象按照其结构和性能进行分析,形成分解图。如单推力式固体火箭发动机作为设计对象,可分解成图3所示层次结构。

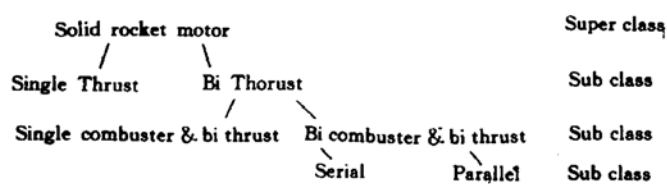


Fig. 2 The class relation figure

基于知识的设计系统正是利用面向对象的这种分类与分解的技术表达设计对象。

2.4 知识表达语言

面向对象的知识表达方法要求把对象的属性及对象的行为知识和设计知识封装在对象表达结构中。这样便于实现知识库的充分模块化、系统化及知识模块的复用。考虑到固体火箭发动机方案设计的特点,采用混合知识表达语言,即框架、方法和规则。

2.4.1 框架表达语言

框架是知识库的基本单元,用来表达对象的静态特征、动态特征及关系。静态特征是对象间的分类与分解关系和相关关系。动态特征描述对象处于不同状态所表现的行为特征,用规则和方法语言表达,镶嵌在框架结构之中。对象的信息交换依靠消息传递来完成。

框架由槽构成,描述框架(对象)的属性。而槽又由一些侧面及侧面值组成,描述槽本身所具有的特征。框架表达语言的语法格式定义如下:

```

<框架>:: unit: <框架名>in<知识库名>
{memberof: <类框架名> {, <子类框架名>};}
<槽> {, <槽>};
end unit;
<槽>:: memberslot: <槽名>from<框架名>;
valueclass: <槽值类型>;
inheritance: <继承属性>;
{<自定义侧面>: <侧面值>;}
  
```

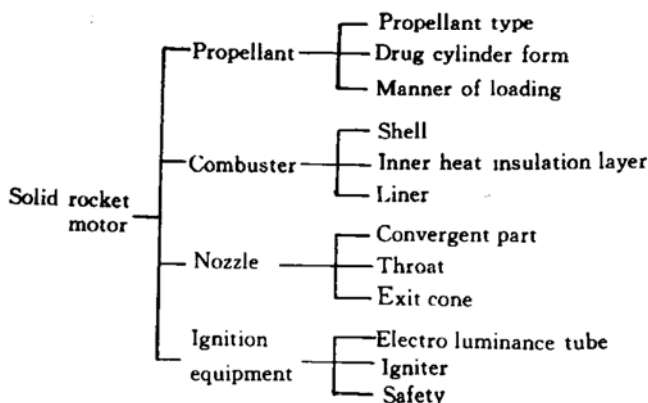


Fig. 3 Architecture of single thrust solid rocket motor

```

values: <槽值>;
end slot;
<继承属性>:: override|METHODS|rules
<槽值类型>:: integer|real|string|<类框架名>
<框架名>:: <字符> {<字符>|<数字>}
<槽名>:: <字符> {<字符>|<数字>}
<自定义侧面>:: <字符> {<字符>|<数字>}
<槽值>:: <数字>|<字符串>
<字符串>:: <字符> {<字符>|<数字>}
<字符>:: A... Z|a... z
<数字>:: 0... 9

```

其中, { } 表示可出现 0 次到多次, | 表示或者, :: 表示定义为。

2.4.2 方 法

方法表示过程知识, 即用于描述在“什么情况”下如何去做一件事或一个动作。方法是框架内的一种特殊过程, 由消息传递来实现过程的求值操作。同时, 在过程中可以调用各种子过程, 实现递归调用。而且在方法体中, 规划推理的过程, 即驱动规则。方法的语言格式类似于 PASCAL 编程语言, 由说明语句和执行语句组成。

说明语句用来说明各种变量的数据类型, 如整数、实数、字符或关键字。

执行语句包括赋值语句、消息传递语句、条件语句、循环语句、输入输出语句、操作语句及外部过程调用。通过外部过程调用, 可以应用固体火箭发动机的各种结构参数、性能参数设计及其优化技术^[4,5]。

2.4.3 规 则

利用产生式规则表达设计过程的推理和推断。根据不同的设计对象, 构成规则集, 镶嵌在框架的规则槽中。

规则由规则号、规则前提及规则结论组成, 语法格式为:

```

<规则>:: rule<规则号>
        fact<规则前提>then<规则结论>;
<规则号>:: <整数>
<规则前提>:: <表达式>
<规则结论>:: <过程子句>
<过程子句>:: <赋值语句>|<消息传递语句>|<内部过程>

```

2.4.4 固体火箭发动机总体参数设计表达实例

为了更清楚上述所说明的知识表达方法, 给出战术导弹用的固体火箭发动机总体参数设计表达实例供读者参考。

```

Unit: Solid_rocket_engine in MWSOPP. kbs;
Memberslot: Engine_thrust from Solid_rocket_engine;
Inheritance: Override; Valueclass: Real; Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Total_impulse from Solid_rocket_engine;

```

```
Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Specific_impulse from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Action_time from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Mass_of_fuel from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Total_mass_engine from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Engine_length from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Engine_diameter from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: Fuel_type from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: String;   Values: HTPB;
End Slot;
Memberslot: Nozzle_type from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: String;   Values: Long_nozzle;
End Slot;
Memberslot: Equil_attack_angle from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override;   Valueclass: Real;   Values: Unknown;
End Slot;
Memberslot: C_engine_rules from Solid_rocket_engine;
    Inheritance: Override. Values;   Valueclass: RULES;   Values: {
        rule 43
            fact_FRAME, Fuel_type=" HTPB"
            then Is2=2256;
            _FRAME, Specific_impulse=2256
        rule 44
            fact_FRAME, Fuel_type=" PS"
            then Is2=2150;
            _FRAME, Specific_impulse=2150
    }
```

```

rule 45
    fact_FRAME, Fuel_type=" PU"
    then Is2=2300;
        _FRAME, Specific_impulse=2300
rule 51
    fact_FRAME, Fuel_type=" SJP"
    then Is2=1950;
        _FRAME, Specific_impulse=1950
rule 52
    fact_FRAME, Fuel_type=" GXSJ"
    then Is2=2300;
        _FRAME, Specific_impulse=2300
rule 53
    fact_FRAME, Fuel_type=" SMKP"
    then Is2=2250;
        _FRAME, Specific_impulse=2250
}

```

End Slot;

Memberslot: C_engine_parameter from Solid_rocket_engine;

Inheritance: METHOD; Valueclass: METHODS; Values: C_s_rocket_parameter;

End Slot; End Unit;

METHOD C_s_rocket_parameter (design: keyword)

VAR t, v, S, Cx, Q, pvs, G1: real;

BEGIN reason (_FRAME, " C_engine_rules");

t:=T_requirements. Range * 1000/ (T_requirements. Flight_velocity * 340);

_FRAME, Action_time:=t;

:

END

3 推理技术

根据面向对象的知识表达特点, 系统的推理机制由中央推理机、方法推理机和框架推理机以及规则推理机组成。

中央推理机: 调用和协调及管理系统的操作过程。

方法推理机: 用来完成框架间的消息传递及执行方法过程体所定义的操作、计算、设计规划和外部过程调用。

框架推理机: 完成框架的求值操作。根据可继承性, 求解框架的继承值, 同时能实现方法及规则组的继承操作。

规则推理机: 根据规则所定义的求解知识, 按照专家的思维方法进行推理, 得出设计方案。

4 讨 论

本文讨论了用基于知识的设计系统实现固体火箭发动机方案集成设计的基本思想和方法。固体火箭发动机方案设计是一个复杂的系统工程,需要大量的设计知识和专家经验,而基于知识的设计系统最关键的正是知识和经验的表示及获取。因此,只要有众多专家支持,用基于知识的设计系统实现固体火箭发动机的方案集成设计是切实可行的。

参 考 文 献

- [1] Akman V et al. A Fundamental and Theoretical Framework for an Intelligent CAD System. CAD, 1990, 22 (6)
- [2] 王元有等. 固体火箭发动机设计. 北京: 国防工业出版社, 1984. 11
- [3] Sriram D. Knowledge Based System Applications in Engineering Design: Research at MIT. AI Magazine, FALL, 1989
- [4] 方国尧, 张中钦等. 固体火箭发动机总体优化设计. 北京航空出版社, 1988, 10
- [5] 方国尧, 王庆, 高山辉. 火箭发动机喷管内型面优化设计. 推进技术, 1993 (3)

(上接第 86 页)

4 暂冲式气源的工作时间

涡轮喷气发动机高空模拟试验中,两级引射器的耗气量最大。I, II 两级引射器最佳配合工作时,用气量为 211kg/s。气罐的每 0.1013MPa 压力为 7829kg 压缩空气,则高空模拟试验,两级引射器在大负荷下工作,每分钟则消耗 0.2026MPa 压力压缩空气。又考虑到试车台本身启动也需消耗压缩空气及最佳配合引射器所需最低气源压力,故暂冲式气源在大负荷下做涡喷发动机高空模拟试验,实际有效使用的气罐压力为 0.6078MPa。亦即实际有效高空模拟时间仅为 3min。通常做一般项目的涡喷发动机高空模拟试验时间(又考虑循环水的供水限制时间)为 20min 左右。

5 结 论

(1) 采用尾室、排气扩压器,合理使用引射器、喷水、冷却气及堵塞技术,可提高高空台涡喷发动机试验的模拟高度,节省压缩空气的耗气量,扩大试验范围(模拟高度从 13km 提高到 25km)。

(2) 利用排气反压模拟设备和试验技术,完成了涡喷发动机的大量高空模拟试验。模拟高空的最大能力:在最大(全加力)状态能完成 $h=21\text{km}$ 、 $Ma=2.3$ 的主要试验项目。

(3) 暂冲式气源高空试车台,两级引射器耗气量很大,大负荷下实际有效高空模拟时间很短暂(仅 3min 左右)。故要求有较高模拟技术及操作水平;阀门操作应由计算机程序控制。

参 考 文 献

- [1] 朱青, 蒋一鹤. 某型涡轮喷气发动机空中起动试验研究. 推进技术, 1993 (2)
- [2] 于守志主编. 飞航导弹动力装置试验技术(导弹与航天丛书 IV-7). 北京: 宇航出版社, 1990
- [3] 莫利 A W, 琼法布里编, 姚文江、刘亚真等译. 现代航空发动机试验. 北京: 国防工业出版社, 1959
- [4] 马庆祥. 美国涡轮风扇发动机试车台. 国外航空技术, 发动机类第 17 号, 1973