

CBR 方法在液体火箭发动机 推力室设计中的应用

史 锻, 胡小平, 于 萌, 王正凯

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 液体火箭发动机推力室的设计和制造是一项极其复杂的系统工程, 其性能参数、结构形式、组织方式、材料等的选择尤其依赖于设计人员丰富的经验和成功研制型号积累的设计知识。为实现对以往设计经验和知识的继承, 在推力室的设计中引入了基于案例推理 (CBR, case-based reasoning) 的方法。基于案例推理的方法作为人工智能领域的一个重要分支, 是指将过去对典型问题的求解事例, 按一定的组织方式存储起来, 积累成案例库, 当用户求解某一新问题时, 利用该案例库来指导进行求解的一种策略。根据液体火箭发动机推力室的设计内容、设计流程以及设计特点, 得出推力室性能参数关系图, 并基于案例推理的方法提出了推力室的案例表示方法和案例调整方案, 并应用该调整技术实现了具体的案例调整。

关键词: 液体火箭发动机推力室; 基于案例的推理; 设计

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 03-0039-07

Application of case-based reasoning method in design of thrust chamber of liquid rocket engine

SHI Duan, HU Xiao-ping, YU Meng, WANG Zheng-kai

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, China)

Abstract: The design and manufacture of liquid rocket engine thrust chamber is a very complicated system engineering. The performance parameters, structure form, organization mode and selection of materials, in particular, rely on the designer's experience and design knowledge of successful development model. To improve the reusability of existing experience in the design of thrust chamber of liquid rocket engine, the case-based reasoning method was utilized in the design. Case-based reasoning method is an important branch in the field of artificial intelligence, with which the examples to solve typical problems in the past are stored according to a certain way. When a user wants to solve a new problem, the case library is used to solve the problem. The relation schema for thrust chamber performance parameters was obtained according to the design content, design process

收稿日期: 2014-10-10; 修回日期: 2015-02-15

作者简介: 史 锻 (1987—), 男, 硕士研究生, 研究领域为先进火箭推进和工程热物理研究

and design characteristics of a liquid rocket engine thrust chamber. The case representation method and case adjustment scheme of the thrust chamber are proposed on the basis of the case-based reasoning method. The case adjustment was realized by this technology.

Keywords: thrust chamber of liquid rocket engine; case-based reasoning; design

0 引言

在解决一个新问题时,人们往往会先回忆以前解决该类似问题时使用的方法和经验,从而把相关的信息和知识复用到该新问题的求解之中。以选择医生看病为例,人们更愿意选择一个经验丰富的年老医生,而不是高学历却缺乏长期实践的年轻医生,这是因为经验丰富的医生有大量的临床经验,对遇到的新病症,能从以前医治过的相同病症或相似病症中迅速、准确地找到有效的治疗方法。

同理,对于液体火箭发动机推力室的设计和制造这样一项极其复杂的系统工程,其性能参数、结构形式、组织方式、材料等的选择也尤其依赖于设计人员丰富的经验和成功研制型号积累的设计知识。CBR (Case-Based Reasoning, 基于案例的推理) 作为人工智能领域的一个重要分支,是指将过去对典型问题的求解事例,按一定的组织方式存储起来,积累成案例库,当用户求解某一新问题时,利用案例库来指导进行求解的一种策略。将 CBR 应用到液体火箭发动机推力室的设计过程当中,能有效地继承、复用和创新过去的知识和经验,充分发挥速度快、可靠性高的优点。

1 CBR 简介

CBR 思想最早是美国耶鲁大学 Shanker 在 1982 年发表的“Dynamic Memory”中提出来的,并经过多年的研究得到逐步发展,其核心思想是:在进行新问题求解时,可以使用以前对该问题或类似问题的经验和知识,即用案例进行推理。其工作原理示意图如图 1 所示。

从图 1 可以知道, CBR 的工作过程可以分为 4 个步骤,即 4R 循环: Retrieve, Reuse, Revise,

Retain。这 4 个步骤分别指案例检索,案例复用、案例调整和案例保存,其中案例调整是最关键的步骤。案例调整是指对案例检索出来的相似案例的部分属性进行调整或修改,使之适合于求解当前的问题。对于推力室案例的调整,首先要对推力室的专业知识和设计流程有深入的了解,然后再根据其特点以及性能参数之间的关系,得出合理的调整方案。

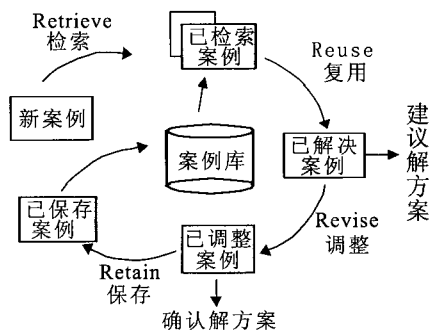


图 1 CBR 工作原理示意图

Fig. 1 Working principle of CBR

2 CBR 方法在液体火箭发动机推力室设计中的应用

2.1 液体火箭发动机推力室的设计内容及流程

液体火箭发动机推力室的设计内容及流程如下:

1) 根据总体部门对发动机的设计要求,输入真空推力、真空比冲和推力室的最大外廓尺寸以及质量限制等,同时针对选定的推进剂组合,确定混合比,选择燃烧室压力和喷管扩张比(或喷管出口压力);

2) 进行热力计算,输出真空理论比冲、理论质量流量、推力系数、特征速度、各截面温度和压强等参数;

3) 根据经验或实验确定燃烧效率和喷管效

率,从而确定推力室的实际真空比冲、氧化剂流量、燃料流量以及临界截面半径等,并与设计要求进行比较,初步确定性能参数;

4) 选择燃烧室特征长度、喷管收缩比,确定燃烧室直径和长度,根据喷管扩张比,设计喷管型面;

5) 进行传热、流阻损失和强度等计算或校核,确定材料、喷注方式和冷却方式。

设计过程可能需要反复迭代和计算,才能满足总体的要求。

2.2 液体火箭发动机推力室性能参数的关系

推力室性能参数之间的关系如图 2 所示。

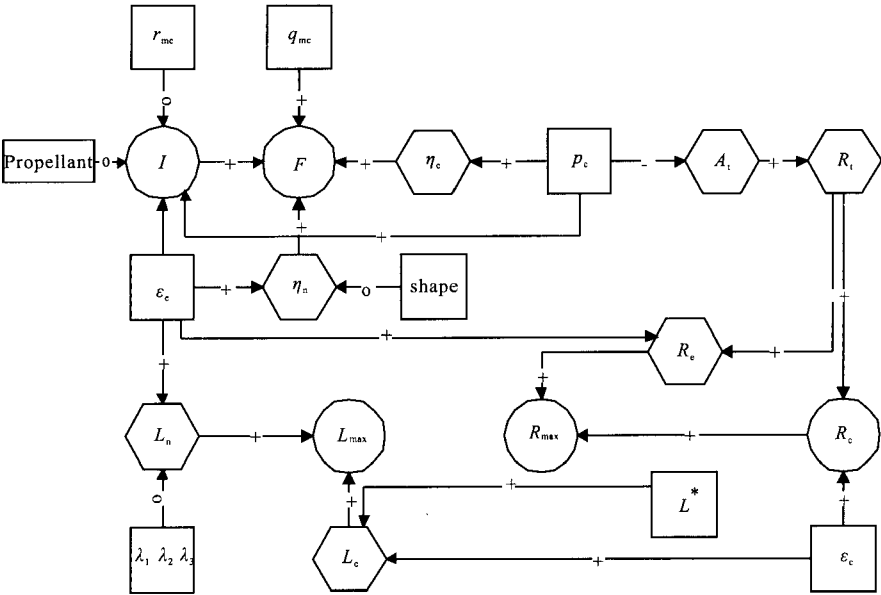


图 2 推力室性能参数关系图

Fig. 2 Relation of performance parameters of thrust chamber

各参数和非量化的描述用圆形或方形表示,圆形表示总体设计要求指标,方形表示对总体设计要求的指标有影响的参数或者物理量。图中方

形为基本量,六边形为中间量,“+”表示两参数成正比关系,“-”表示两参数成反比关系,“O”表示存在相关关系。各物理量含义见表 1。

表 1 物理量含义

Tab. 1 Meaning of physical quantities

符号	含义	符号	含义	符号	含义
I	真空比冲	q_{mc}	推进剂流量	η_c	燃烧室效率
F	真空推力	ε_c	收缩比	η_n	喷管效率
L_{max}	推力室最大长度	p_c	燃烧室压强	A_t	喉部截面积
R_{max}	最大截面半径	ε_e	扩张比	R_t	喉部半径
R_c	燃烧室半径	λ_1	喉部上游曲率半径系数	R_e	喷管半径
r_{mc}	混合比	λ_2	收敛段曲率半径系数	L_c	燃烧室长度
L^*	特征长度	λ_3	喉部下游曲率半径系数	L_n	喷管长度

2.3 案例表示

形式上 $S=(U,A,V,f)$ 四元组是一个知识表达系统, 其中 U 表示对象的非空有限集合, 称为论域; A 表示属性的非空有限集合, $A=C \cup D, C \cap D=\Phi$, C 称为条件属性集, D 称为决策属性集; $V=\cup V_a, a \in A, V_a$ 是属性 a 的值域; $f: U \times A \rightarrow V$ 是一个信息函数, 它为每个对象的每个属性赋予一个信息值, 即 $\forall a \in A, x \in U, f(x,a) \in V_a$ 。

在 CBR 中, 将 U 称为案例实体集合, A 称为案例空间, C 和 D 分别为案例属性集合和解元素集合。对于待求解的目标问题, 实际上就是通过案例属性集合来求解其解元素集合。

将总体设计要求的指标作为案例属性集合, 将案例的设计结果作为解元素集合, 对于双组元液体火箭发动机推力室而言, 则考虑在真空条件下, 它的案例属性集合:

$$C=\{I, F, L_{\max}, R_{\max}, R_c\}$$

根据性能参数关系图, 若不考虑喷注方式和冷却方式, 则解元素集合主要包括 3 个子集, 即推进剂 (propellant)、燃烧室 (chamber) 和喷管 (nozzle), 因此可以得出

$$D=\left\{\begin{array}{l} \text{propellant}(r_{mc}), \text{chamber}(L^*, \varepsilon_c, p_c), \\ \text{nozzle}(\varepsilon_c, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3) \end{array}\right\}$$

2.4 案例调整

把从案例库中检索到的旧案例的解决方案复用到新问题或新案例时, 需要比较所给问题与旧案例的不同和相同之处, 然后才能回答哪些解可以复用到新问题当中。对于复杂的求解类问题, 需要对该领域的知识有深入的认识和理解, 根据案例之间的不同来进行调整, 既可以是对整个解元素集合的某一项或几项进行调整, 也可以是对整个解的某些参数进行调整。对于上面定义的液体火箭发动机推力室的知识系统而言, 即可认为调整应该包括两个方面: 解元素调整和解元素参数调整, 如图 3 所示。

液体火箭发动机推力室的设计是一项十分复杂的系统工程, 各参数或物理量相互耦合。对解元素进行调整, 实质是依据解元素的适用范围,

根据目标案例的条件属性对解元素做出合理的选择, 而这个问题的关键是要找出与解元素相关的条件属性, 亦即解元素的非冗余属性。文献 [6] 给出了激活函数以及解元素非冗余属性的定义, 激活函数很好地表征了解元素与其非冗余属性之间的关系。根据定义以及液体火箭发动机推力室设计的相关知识和总结, 可以得出解元素激活函数的定义如下:

$$\begin{aligned} \text{propellant} &= f_{\text{propellant}}(I, F) \\ \text{chamber} &= f_{\text{chamber}}(I, F, L_{\max}, R_c) \\ \text{nozzle} &= f_{\text{nozzle}}(I, L_{\max}, R_{\max}) \\ \text{inspirator} &= f_{\text{inspirator}}(F) \end{aligned}$$

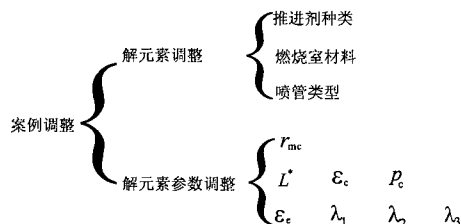


图 3 案例调整图

Fig. 3 Case adjustment

解元素参数调整主要是指对解元素包含的属性的值进行修改, 以期达到符合目标问题条件属性的目的。

对于单室单推力的液体火箭发动机推力室, 根据设计流程和性能参数关系图, 量化参数的调整按顺序分为 3 个阶段:

I $[I]$: 首先将比冲作为调整目标, 对 p_c, ε_c 和 r_{mc} 进行调整, 若仍不满足要求时, 可更换推进剂类型。

II $[L_{\max}, R_{\max}, R_c]$: 调整外形尺寸, 分别是 ε_c 和 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$, 若仍不满足要求, 需要对上一步进行修改, 可以通过 p_c 来调整 R_c , 进而调整 L_{\max}, R_{\max} 和 R_c ; 或者修改 ε_c , 再调整影响比冲的其他参数。

III $[F]$: 根据 I, II 阶段的调整, 可以采取增加氧化剂和燃料喷孔数目, 改变喷注方式, 增大推进剂流量, 更换喷管类型等方法提高燃烧效

率、喷管效率,从而达到增大推力的目的。

2.5 实例应用

某双组元姿控液体火箭发动机对推力室的技术性能要求如下:

- 1) 真空比冲: $I \geq 3\ 100\ \text{m/s}$;
- 2) 真空名义推力: 445 N;
- 3) 外形尺寸: 推力室长度不超过 580 mm, 喷管最大截面半径不超过 180 mm, 燃烧室半径不超过 18 mm。

发动机的设计要求通常以文档形式给出,而将设计要求量化时,有的性能参数未给出设计要求,有的给出的取值范围不明确,只有上限或下限。而基于案例推理时,需要规范化的量化设计要求作为案例相似性的检索依据。因此,需要根据性能参数之间的关系,结合部分已给出范围的参数以及发动机的现有发展水平,计算出性能要求的上下限值,给出较为完整的量化设计要求,从而实现规范化处理。

2.5.1 规范化处理

应用性能参数之间的相关计算公式,结合现有先进发动机性能参数的水平,如 400 N 推力量级的姿轨发动机室压一般取值为 0.6~1.0 MPa,喷管面积扩张比一般取值为 40:1~467:1,因此可以得出对推力室的技术性能要求的规范化处理结果,如表 2 所示。

表 2 性能参数规范化结果

Tab. 2 Standardization of performance parameters				
量化参数	文档形式下限	文档形式上限	规范化后下限	规范化后上限
F/N			400	512
$I/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	3 100		3 100	
L_{max}/mm		580	527.3	580
R_{max}/mm		180	163.5	180
R_c/mm		18	16.3	18

2.5.2 计算各性能参数权重

应用 AHP (Analytic Hierarchy Process) 层次排序法^[7],按照 Saaty 提出的 1~9 的比较尺度分别

进行打分,构造出两两比较判断矩阵,进行归一化处理,确定各性能参数的权重 w ,结果见表 3。

表 3 性能参数权重

Tab. 3 Weight of performance parameters						
	F	I	L_{max}	R_{max}	R_c	purpose
F		1	3	4	4	5
I			2	3	3	4
L_{max}				1	1	2
R_{max}					1	1
R_c						1
purpose						

根据 Saaty 引入的随机一致性指标 RI ,进行一致性检验,来衡量上述性能参数权重矩阵的不一致程度。计算得一致性比率 $CR=0.008\ 4<0.1$,满足一致性要求。

2.5.3 计算相似度

利用“距离”法进行相似度检索^[8],设计阈值为 0.4,检索出的推力室案例如表 4 所示。

2.5.4 案例调整

由上可知,案例 4 与目标问题最为接近。案例 4 为美国马夸特公司生产的 R-4D 发动机,它的解元素集合为:

$$D = \left\{ \begin{array}{l} \text{甲基肼/四氧化二氮 } (r_{\text{m}}=1.65, \\ \text{抛物型喷管 } (\varepsilon_c=40:1, \lambda_1=2.5, \\ \text{燃烧室 } (L^*=200\ \text{mm}, \varepsilon_c=3.5, p_c=0.68\ \text{MPa}) \\ \lambda_2=1.5, \lambda_3=0.382) \end{array} \right\}$$

下面对案例 4 进行调整,调整后相似案例的解就可作为目标问题的解。具体步骤及结果如表 5 所示。

通过 4 步调整,案例 4 能达到目标问题的要求。根据案例 4 的解元素集合,可以得知目标问题的解为:推进剂甲基肼和四氧化二氮,混合比 1.65,燃烧室特征长度 200 mm,燃烧室半径 17.7 mm,室压 0.85 MPa;采用抛物型喷管,喷管面积扩张比 300:1,收缩比 3:1,喷管出口半径 177.3 mm,收敛段曲率半径 44.3 mm,喉部上游曲率半径 15.4 mm,下游曲率半径 3.9 mm。

表 4 目标案例与相似案例
Tab. 4 Target case and similar cases

	F	I	L_{\max}	R_{\max}	R_e	purpose	相似度
目标问题	400~512	$\geq 3\ 100$	527.3~580	163.5~180	16.3~18	姿控发动机	
案例 1	22	3 067	141.8	29.9	4.6	姿控发动机	0.446 8
案例 2	98	2 950	136.8	29.7	4.7	姿控发动机	0.500 8
案例 3	200	2 940	199.7	52	12.6	姿控发动机	0.658 2
案例 4	445	3 028	505.2	138	21.1	姿控发动机	0.960 9
案例 5	490	2 886	282.5	82.9	21.9	姿控发动机	0.865 2
案例 6	645	3 116	471.3	146.3	22.3	远地点发动机	0.814 3
案例 7	890	2 970	600.3	195.4	34.1	轨控发动机	0.712 7
权重	0.343 7	0.281 9	0.116 4	0.091 4	0.091 4	0.075 2	

表 5 案例调整步骤及结果
Tab. 5 Steps and results of case adjustment

	调整步	调整目的	F	I	L_{\max}	R_{\max}	R_e
案例 4			445	3 028	505.2	138	21.1
调整 1	$\varepsilon_e \uparrow$	增大 I	445	3 101.2	647.4	195.3	21.1
调整 2	$p_e \uparrow$	调整外形尺寸	445	3 134.4	595.6	177.3	19.1
调整 3	$\varepsilon_r \downarrow$	调整 R_e	445	3 134.4	608.1	177.3	17.7
调整 4	$L^* \downarrow$	调整 L_{\max}	445	3 134.4	574.8	177.3	17.7

3 结 论

所采用的知识表达系统较全面地表述了推力室的特点以及设计经验和设计知识，并将其用于新方案的设计，通过应用 CBR，实现了推力室设计经验的继承性。提出的案例调整方法，可有效完成双组元液体火箭发动机推力室案例的调整。由于推力室的性能参数耦合性强，设计内容复杂繁多，立足文中的研究内容，下一步需在以下几个方面作进一步研究：1)案例表示中解元素还应包含喷注方式和冷却方式，且建立的案例库需要经过专家和试验验证；2)案例调整方式还需进一步具体和细化；3)案例的学习和保存。

参考文献：

[1] 史忠植. 高级人工智能[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
[2] 朱福喜, 汤怡群, 傅建明. 人工智能原理[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2002.
[3] HAO Y, WEN F L. Case adaptation in PROCASE: a case-based process planning system for machining of rotational parts [J]. Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing, 1996, 10(6): 401-409.
[4] 蔡国彪, 李家文, 田爱梅, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
[5] 张文修, 吴伟志, 梁吉业, 等. 粗糙集理论与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
[6] 常春光, 崔建江, 汪定伟, 等. 案例推理中案例调整技术

- 的研究[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(6): 1260-1265.
- [7] 姜启源, 谢金星, 叶俊. 数学模型[M]. 北京: 高等教育出版社, 2011.
- [8] WATSON I. Case-based reasoning is a methodology not a technology[J]. Knowledge Based Systems, 1999, 12(5/6): 303-308.
- [9] CHENG C B. A fuzzy inference system for similarity assessment in case-based reasoning systems: an application to product design[J]. Mathematical and Computer Modeling, 2003, 38(3/4): 385-394.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 6 页)

- [2] POWELL R W, LOCKWOOD M K, COOK S A. The Road from the NASA Access-to-Space Study to a Reusable Launch Vehicle, IAF-98-V.4.02 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [3] MARTINEZ H E. Lessons learned from the design certification and operations of the space shuttle integrated main propulsion system(IMPS), NASA/JSC-CN-24087[R]. USA: NASA, 2011.
- [4] BJELDE Brian, CAPOZZOLI Peter, SHOTWELL Gwynne. The SpaceX Falcon 1 launch vehicle flight 3 results, future developments, and Falcon 9 evolution, IAC-08-D2. 1.03[R]. [S.l.]: IAC, 2008.
- [5] CLARK Stephen. Rocket landing experiment on tap after SpaceX cargo launch [EB/OL]. [2014-12-17]. <http://spaceflightnow.com>.
- [6] 新浪科技. SpaceX 首次火箭回收失败: 砸坏回收船设施 [EB/OL]. <http://tech.sina.com.cn/d/s/2015-01-10/doc-icc2mvun4878576.shtml>, 2015-01-10/2015-03-15.
- [7] 新浪科技. SpaceX 火箭发射成功回收再受挫: 驳船未到
- 位 [EB/OL]. <http://tech.sina.com.cn/d/s/2015-02-12/doc-iaavxeafs074323.shtml>, 2015-02-12/2015-03-15.
- [8] 网易科技报道. SpaceX 回收火箭着陆失败 航天低成本化任重道远 [EB/OL]. <http://tech.163.com/15/0415/04/AN7FR6OS000915BD.html>, 2015-04-15/2015-04-15.
- [9] ACCETTURA A G, MASCANZONI F, IERARDO N. Investigations and considerations about reusable LOX/HC engines as key technologies for future launch vehicles, AIAA 2002-3846 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [10] 张小平. 补燃循环发动机推力调节研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(4): 1-5.
- ZHANG Xiao-ping. Investigation on the thrust regulation of staged combustion cycle engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2008, 34(4): 1-5.
- [11] 丁丰年, 张恩昭, 张小平. 液体火箭发动机低成本设计技术[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 1-5.
- DING Feng-nian, ZHANG En-zhao, ZHANG Xiao-ping. Low cost design technology of liquid rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(3): 1-5.

(编辑: 王建喜)