

# 航天器控制系统可重构性的内涵与研究综述

王大轶<sup>1</sup> 屠园园<sup>2</sup> 刘成瑞<sup>2</sup> 何英姿<sup>2</sup> 李文博<sup>2</sup>

**摘 要** 可重构性设计是提高航天器在轨运行质量的有效途径, 可以从系统层面克服航天器控制系统固有可靠性不足、星上资源受限以及在轨故障不可维修等缺陷, 目前已引起控制理论和航天器控制工程等领域的高度重视与广泛关注. 本文首先结合航天器控制系统的固有特点, 具体介绍可重构性的研究意义与概念内涵. 然后从评价与设计两方面, 详细梳理航天器控制系统可重构性的研究内容与研究现状. 最后对目前可重构性研究领域中存在的一些问题以及未来可能的发展方向进行深入探讨.

**关键词** 航天器, 控制系统, 可重构性, 可重构性评价, 可重构性设计, 资源约束, 时间特性

**引用格式** 王大轶, 屠园园, 刘成瑞, 何英姿, 李文博. 航天器控制系统可重构性的内涵与研究综述. 自动化学报, 2017, 43(10): 1687–1702

**DOI** 10.16383/j.aas.2017.c160700

## Connotation and Research of Reconfigurability for Spacecraft Control Systems: A Review

WANG Da-Yi<sup>1</sup> TU Yuan-Yuan<sup>2</sup> LIU Cheng-Rui<sup>2</sup> HE Ying-Zi<sup>2</sup> LI Wen-Bo<sup>2</sup>

**Abstract** Since control reconfigurability design can overcome the inherent deficiency of reliability insufficiency, limitation of resource and unrepairability of fault for spacecraft control system, it is the fundamental approach to improve the operational quality of on-orbit spacecraft, which has attracted intensive attention from both control theory field and spacecraft control engineering field. First of all, the research significance, connotation and research range of reconfigurability for spacecraft control system are described in detail. Then, the current research status of control reconfigurability is summarized from the aspects of reconfigurability evaluation and reconfigurability design. Finally, problems to be solved are presented and some countermeasures and suggestions are put forward.

**Key words** Spacecraft, control system, reconfigurability, reconfigurability evaluation, reconfigurability design, resource constraints, time property

**Citation** Wang Da-Yi, Tu Yuan-Yuan, Liu Cheng-Rui, He Ying-Zi, Li Wen-Bo. Connotation and research of reconfigurability for spacecraft control systems: a review. *Acta Automatica Sinica*, 2017, 43(10): 1687–1702

随着航天器在国防、通信、气象、勘探等多个领域中发挥着越来越重要的作用, 人们对其在轨运行质量的要求也越来越高. 然而由于规模庞大、运行环境恶劣等原因, 航天器在轨故障难以避免<sup>[1–3]</sup>. 为了描述故障发生后系统的自主恢复能力, 美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 于 1982 年提出了控制可重构性 (Control reconfigurability)<sup>[4–5]</sup> 的概念, 它是一种表征控制系统自主故障处理能力的基本属性,

目前已引起控制理论和航天器控制工程等领域的高度重视与广泛关注.

为了提高航天器在轨运行的安全性, 传统方法是通过可靠性设计来降低故障发生的概率<sup>[6–7]</sup>. 但是受成本和重量等因素的制约, 航天器可备份的部件数量有限, 再加上工艺水平的限制, 其可靠性的提升存在“瓶颈”; 更重要的是, 可靠性描述的仅仅是概率意义下系统正常工作的可能性, 高可靠性不代表不出现故障. 同时, 因为独特的运行条件, 大多数航天器发生故障后均存在不可维修的问题. 鉴于此, 亟需提高航天器对故障的自主处理能力, 确保系统可以及时采取有效措施, 使故障影响降到最低.

对故障进行自主处理的前提是航天器具备可以重构的能力, 即可重构性, 其大小取决于系统的先天设计. 因此, 针对有可能发生故障的航天器, 进行可重构性优化设计, 可以从系统层面克服产品固有的可靠性不足, 提高航天器对故障的自主处理能力, 从而有效改善其在轨运行质量.

作为航天器的核心分系统, 控制系统长期处于

收稿日期 2016-10-09 录用日期 2017-05-06  
Manuscript received October 9, 2016; accepted May 6, 2017  
国家自然科学基金 (61690215, 61640304, 61573060, 61203093), 国家杰出青年科学基金 (61525301) 资助  
Supported by National Natural Science Foundation of China (61690215, 61640304, 61573060, 61203093) and National Science Fund for Distinguished Young Scholars (61525301)  
本文责任编辑 孙富春  
Recommended by Associate Editor SUN Fu-Chun  
1. 北京空间飞行器总体设计部 北京 100094 2. 北京控制工程研究所 北京 100190  
1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094 2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190

运行状态, 功能复杂且零部件众多, 故障尤其多发, 所以应重点研究该分系统的可重构性. 值得一提的是, 虽然控制系统可重构性的概念提出于 20 世纪 80 年代, 但是对于航天器控制系统而言, 有限的星上资源以及复杂的运行条件带来了许多诸如时间有界、输入饱和以及能量受限等新问题. 因此, 结合航天器控制系统的固有特点, 对可重构性问题开展进一步研究, 具有十分重要的工程实际意义.

综上所述, 本文针对航天器控制系统可重构性的研究意义、概念内涵、研究内容以及研究现状进行了系统、全面的梳理、归纳与总结, 具体结构安排如下: 1) 结合航天器控制系统的固有特点, 介绍了其可重构性的研究意义. 2) 从定义出发, 深入分析了其概念内涵. 3) 对可重构性的研究内容进行了详细梳理, 包括可重构性评价与可重构性设计, 并分别归纳了其研究现状. 4) 对目前可重构性研究领域中存在的一些问题以及未来可能的发展方向进行了深入探讨.

## 1 航天器控制系统可重构性的内涵

只有在全面掌握可重构性内涵的基础上, 才能对系统进行深入的可重构性分析. 目前, 关于航天器控制系统可重构性的研究才刚刚起步, 相关的概念内涵还比较模糊. 为了给今后的研究工作提供一些指导作用, 本节结合航天器控制系统的固有特点, 从描述要素、影响因素以及与可靠性的关系和应用范围出发, 对可重构性的具体内涵进行了深入分析, 从而进一步阐述了可重构性研究的重要意义, 为后续的相关研究提供了理论依据.

针对可重构性, 在机器人<sup>[8]</sup>、制造系统<sup>[9]</sup> 和计算机网络通信<sup>[10]</sup> 等不同领域具有不同的定义. 对航天器控制系统而言, 可重构性反映的是系统对故障的自主处理能力. 基于此, 结合实际工程背景, 给出其具体定义: 航天器控制系统的可重构性是指在资源配置和运行条件一定的情况下, 在保证安全的时间内, 系统通过自主改变空间构型或控制算法等方式, 克服故障, 恢复全部或部分既定功能的能力.

### 1.1 影响因素分析

从定义出发可以发现, 航天器控制系统的可重构性兼具空间和时间两个维度的属性. 一方面, 它与系统的部件构型、资源配置以及故障程度等空间因素密切相关; 另一方面, 它受到任务窗口、诊断时长以及重构时延等时间因素的深刻影响. 下面分别从空间与时间两个维度出发, 对航天器控制系统可重构性的影响因素展开进一步的分析与讨论.

#### 1.1.1 空间域

系统故障以后的剩余控制能力在一定程度上可

以反映该系统的控制可重构性. 在航天器控制系统中, 执行机构的操作过程可以描述如下: 1) 通过计算控制律得到期望控制力矩; 2) 根据执行机构的指令类型得到对应的总指令; 3) 通过分配逻辑将总指令分配到执行机构上; 4) 机构按指令工作, 产生实际的控制力矩作用于被控对象. 由上述过程可知, 执行机构的实际输出与指令的分配逻辑直接相关, 而分配逻辑的选取又与机构的安装构型有关, 主要取决于机构个数、安装位置以及安装角度等参数. 因此可得出结论: 系统控制效能受执行机构安装构型的影响.

当航天器控制系统处于严重的故障状态时, 执行机构的期望输出可能会超出其物理范围, 例如轮控系统, 过大的期望力矩会导致飞轮饱和而失去控制作用<sup>[11-13]</sup>. 另外, 系统长期处于故障状态会引起资源的大量浪费, 由于航天器帆板发电能力和推进剂携带量有限<sup>[14]</sup>, 过度的资源消耗会影响后续功能的实现. 由此可见, 系统的剩余控制能力与故障程度、控制输入范围以及燃料容量等系统配置有关.

基于上述分析, 可以得出结论: 在空间域内, 航天器控制系统的可重构性与部件构型、故障程度以及资源配置等因素密切相关.

#### 1.1.2 时间域

典型重构控制系统的时间响应如图 1 所示. 由图 1 可知, 系统发生故障以后, 需要花费一段时间进行故障诊断 ( $t_d - t_f$ ), 才能“对症下药”, 采取有效的重构措施, 即控制重构存在一定的延时 ( $t_r - t_f$ ). 如果这段延时过短, 则诊断模块没有充足的时间对故障进行精确辨识, 无法为重构控制器提供准确的故障信息, 从而导致控制系统重构性能低下, 甚至重构失败; 反之, 如果这段延时过长, 则会造成有限资源的大量浪费, 并引起故障偏差的过分扩散, 使得后续重构代价过大, 超出星上资源可以提供的范围, 从而导致系统在实际意义下不可重构<sup>[15-16]</sup>.

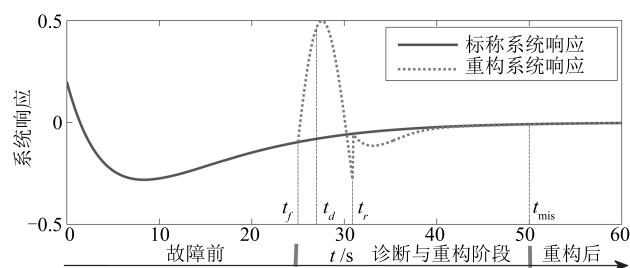


图 1 重构控制过程的时间响应

Fig. 1 Time response during control reconfiguration

此外, 在航天器的实际运行过程中, 有很多特定的航天任务 (变轨、着陆等) 都需要在规定的窗口<sup>[17-19]</sup> 内完成 ( $t_0 \sim t_{mis}$ ). 因此, 系统发生故障后,

为继续完成这类既定任务, 必须在一定的时间窗口内进行控制重构, 该窗口越小, 说明系统的时间冗余度越小, 相应地重构难度会越大。

因此, 故障系统是否可重构, 除了取决于各项空间因素以外, 一定程度上还受诊断时长、重构时延以及任务窗口等各种时间因素影响。

由此可见, 控制系统的可重构性是一个横跨时空两域的高维概念。值得强调的是, 由于运行条件的特殊性, 相比于一般控制系统, 航天器控制系统的时间问题更为突出, 不应该被忽略。

## 1.2 描述要素分析

进一步分析可重构性的定义可知, 要描述航天器控制系统的实际重构能力, 需要考虑三大要素, 即限制约束(资源配置、运行条件、安全时间等)、重构方式(改变空间构型或控制算法)以及重构目标(恢复全部或部分既定功能)。下面分别对这三个要素进行分析, 以便可以更加深刻地认识可重构性的基本内涵。

### 1.2.1 限制约束

目前关于可重构性的研究, 大多基于故障系统的剩余能控/能观性而展开<sup>[5, 20-21]</sup>。然而, 从上一节对可重构性影响因素的分析可知, 由于星上资源受限, 航天器控制系统的实际重构能力受时间、能量以及控制输入等多种横跨时空两域的限制约束影响。因此, 故障系统即使依然能控/能观, 也有可能因为重构代价过大或时间过长, 超出系统剩余能力范围而不可重构。由此可见, 判断故障系统是否可重构, 除了考察其剩余能控/能观性以外, 还需综合考虑其实际约束。

然而, 由于航天器受到的约束种类较多, 难以周全考虑, 为了能够对系统的可重构性进行有效描述与分析, 应该抓住关键矛盾, 区分主次约束。基于此, 可以根据来源将约束划分为两类: 1) 硬约束, 该类约束来源于系统的物理限制, 不允许任何程度的放松, 例如轮控系统的输出上限<sup>[22]</sup>; 2) 软约束, 该类约束是指考虑经济、环保、安全、甚至最后要达到的控制精度等要求, 而对系统施加的相关约束, 允许在一定程度上进行放松<sup>[23]</sup>。

### 1.2.2 重构方式

可重构性实质上描述的是系统进行自主故障处理的最大潜力。而自主故障处理的最大潜力是指系统穷尽一切可以自主实现的方式, 能够达到的最大功能恢复能力。这些方式主要有两类: 一类是改变系统构型<sup>[24-25]</sup>, 另一类是改变控制算法(参数或类型)<sup>[26]</sup>, 二者分别对应于硬件和软件的调整, 目的都在于充分调用系统既有冗余资源。

当配置数量一定的时候, 系统的最大重构潜力

取决于空间构型, 因此, 改变构型的方法能够从根本上提高系统的固有可重构性, 相比于另一种方法更为彻底。然而对于航天器控制系统而言, 该方法难以在轨实现, 目前更适用于地面设计阶段, 不过未来有很大的发展空间。改变控制算法的方式, 可以在构型不变的前提下, 尽可能充分利用系统既有冗余资源。相对而言, 该方法比较易于自主实现, 适用于运行阶段对故障的及时处理, 但是受固定构型的限制, 对可重构性的提升能力有限。

因此, 在实际应用中, 若采用改变控制算法的方式无法满足期望的重构要求, 则在条件允许的情况下, 可以考虑采用改变构型的方式。

### 1.2.3 重构目标

控制系统重构目标的制定主要依据原始目标, 而完成程度又受故障大小、剩余资源以及系统性能的制约, 可见重构目标的选取受多种因素影响, 并不唯一<sup>[27-30]</sup>。故障发生后, 应该根据系统的实际状态, 制定合理的目标。采用不同的划分原则可以得到不同的分类方案, 这里参考文献<sup>[30]</sup>, 以一种基于功能完成程度的分类方案为例, 将重构目标分为三大类: 完全重构目标、部分重构目标以及安全重构目标。三种目标的具体含义如下:

#### 1) 完全重构目标

完全重构目标要求系统在没有任何性能下降的前提下完成既定功能, 该类目标适用于对控制要求十分严格的航天任务, 例如, 嫦娥三号着陆任务(必须保证着陆点处于一个绝对的精度范围)、姿态跟踪控制任务(航天器的三轴姿态必须实时跟踪期望目标)等。针对这类航天任务, 系统发生故障以后, 要继续完成既定功能, 则必须保证其在各项约束的作用下, 仍然具有一定的控制/观测能力, 因此该类重构目标的研究对象为系统的剩余能控/能观性。

#### 2) 部分重构目标

部分重构目标允许系统规格有所下降地完成部分既定功能, 例如, 星载陀螺失效以后, 可以改用星敏感器进行定姿, 虽然精度有所下降, 但仍然可以保证系统正常运行; 对地观测卫星发生故障以后, 其偏航轴不需要绝对能控, 只需要保持一定的稳定性, 便可以继续完成相应的对地观测任务, 针对这种情况, 应该研究故障系统的剩余镇定性。

#### 3) 安全重构目标

安全重构目标指的是在确保系统仍然运行于一定安全范围的前提下, 决定暂时搁置当前任务, 但后续可采取相应措施(例如地面干预), 使系统在等待一段时间以后, 可继续降级完成部分既定功能。该类目标适用于故障偏差较大, 暂时无法依靠星上资源进行自主恢复的系统, 针对这种情况, 应该研究系统

的剩余稳定性.

通过对描述要素的分析可知, 评价故障系统的可重构性, 需要明确系统能够实现的重构方式、确定系统必须满足的硬约束, 在此基础上合理规划软约束, 以此制定符合实际情况的重构目标.

1.3 与可靠性的关系

同属于提升系统质量特性的工具, 可重构性与可靠性有很多异同点. 综合上文对可重构性内涵的分析, 给出可靠性与可重构性的对比分析, 如表 1 所示.

表 1 可靠性与可重构性的对比分析  
Table 1 The comparative analysis of reliability and reconfigurability

|      | 可靠性                | 可重构性               |
|------|--------------------|--------------------|
| 研究范畴 | 系统运行质量特性           |                    |
| 研究对象 | 统计特性               | 功能特性               |
| 研究目的 | 预防故障               | 处理故障               |
| 优化手段 | 提高冗余量              | 优化冗余分配             |
| 时间维度 | √                  |                    |
| 空间维度 | 2 (逻辑关系)           | 3 (空间构型)           |
| 限制因素 | 生产因素<br>(成本/重量/工艺) | 性能因素<br>(资源/时间/输出) |

首先, 可靠性与可重构性都属于系统运行质量特性的研究范畴, 前者主要从统计学角度来衡量系统的冗余度, 后者主要从功能完成角度来衡量. 对系统进行可靠性设计的目的在于预防故障的发生, 而进行可重构性设计的目的在于提高故障发生后系统的功能恢复能力. 前者的主要手段是提高系统的冗余度, 后者的主要手段是优化系统的冗余分配. 在时间维度上, 可靠性会因为元器件的老化与损耗, 随着时间的增长而有所下降<sup>[31]</sup>, 可重构性也会由于资源消耗、故障扩散以及任务要求等原因, 受到各种时间因素的制约; 在空间维度中, 可靠性设计主要关注元器件之间的备份关系, 贴近于一种二维概念, 而可重构性设计主要讨论元器件的空间布局, 更注重三维的构型. 在设计过程中, 可靠性的提升主要受成本、重量、工艺水平等生产因素的限制; 而可重构性的提升主要受资源配置、时间窗口、执行器输出能力等性能因素的制约.

更宏观地来看, 提高可重构性, 可以提高系统对故障的自主处理能力, 从而增大系统顺利完成任务的可能性. 因此, 提高可重构性, 在一定程度上可以提高整个系统的可靠性. 反之, 系统可靠性的提升对

可重构性产生的影响, 需要分两种情况进行讨论: 1) 如果通过增加备份数量来提高系统的可靠性, 那么由于冗余量的扩充, 系统进行故障处理的能力也可能有所增强, 此时提高系统的可靠性有可能会提高其可重构性; 2) 当备份数量一定时, 仅仅通过优化部件质量来提高整个系统的可靠性, 只能降低系统发生故障的概率, 并不能提高其对故障的自主处理能力, 此时提高系统的可靠性并不能提高其可重构性. 由此可见, 相比于可靠性设计, 对控制系统进行可重构性设计是提升其运行质量更为全面有效的技术途径, 它是对可靠性设计的一个补充.

1.4 应用范围

由于具备重要的工程实际意义, 可重构性的应用范围十分广泛. 对于航天器控制系统而言, 可重构性主要应用于两大阶段: 系统的地面设计阶段和空间运行阶段.

在地面设计阶段, 其主要作用在于评价系统的功能冗余水平并指导系统反设计. 具体应用方式为: 以可重构性为依据, 通过优化系统构型及重构预案, 科学分配冗余度, 从而以尽可能少的资源配置获得尽可能大的功能冗余水平, 即优化可重构性, 以提高系统对故障的自主处理潜能.

在空间运行阶段, 可重构性的主要作用在于评估故障系统的性能状态, 并指导重构策略的实时优化. 具体应用方式为: 以可重构性为指导, 通过对容错算法、空间构型以及重构时间等方面进行优化, 充分调用系统的既有冗余度, 从而以尽可能少的资源使故障对系统的影响尽可能小, 即深入挖掘系统对故障的自主处理潜能.

2 航天器控制系统可重构性研究内容及现状

在对航天器控制系统可重构性的内涵有了深刻了解的基础上, 需进一步明确可重构性的研究内容与研究现状, 才能更加有针对性地对其展开深入研究. 本节结合航天器控制系统的固有点, 对可重构性的研究内容进行梳理, 并对相应内容的研究现状进行介绍. 需要说明的是, 目前在可重构性研究领域, 针对航天器控制系统的研究还不是很多, 而针对一般控制系统的研究已经有了一定进展, 这对前者有着重要的借鉴意义. 因此, 本节归纳的可重构性研究现状并不局限于航天器控制系统.

可重构性的研究内容包括: 可重构性评价与可重构性设计, 具体如图 2 所示. 下面将从各项研究内容入手, 对可重构性的研究现状进行归纳总结.

2.1 可重构性评价及其研究现状

可重构性评价是指通过理论判据和数学描述,

判断系统重构能力的有无或描述系统重构能力的大小. 由此可见, 可重构性评价可以细分为性能判定和定量描述两个子问题, 前者分析性质的有无, 是一个二值判定问题; 后者分析性能的大小, 是一个能力评估问题.

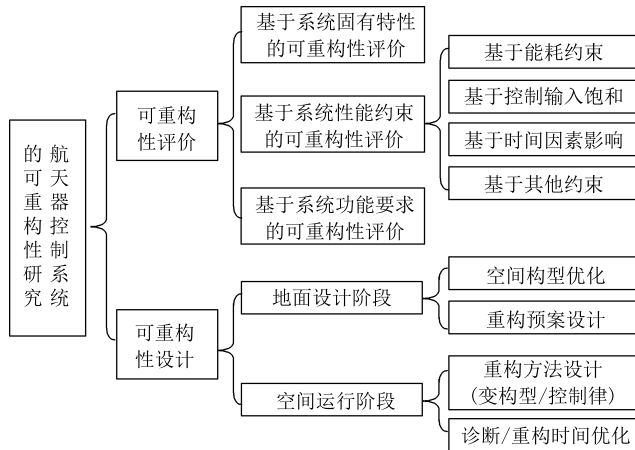


图2 航天器控制系统可重构性的研究内容

Fig.2 Research contents of reconfigurability of spacecraft control system

由前文可知, 航天器控制系统的可重构性不仅取决于系统固有配置, 还受到性能约束和功能要求的影响, 因此可将现有的可重构性评价方法归纳为: 基于系统固有特性、基于系统性能约束以及基于系统功能要求的可重构性评价方法. 下面分别对这三类评价方法的研究现状进行介绍.

### 2.1.1 基于系统固有特性的可重构性评价

很多学者试图通过对系统的固有特性进行分析来研究其可重构性, 例如通过分析系统的能控性、能观性、稳定性等基本性质与故障之间的关系, 进一步度量控制系统的重构能力大小.

#### 1) 线性系统

这种基于系统固有特性的可重构性评价方法, 多以一般控制理论为依据, 因此其主要研究对象为线性定常系统.

文献 [32] 基于能控性, 以结构解析模型研究了多旋翼无人机的可重构性判定问题. 文献 [33] 基于稳定性, 利用故障传函、以互质分解的方法描述了系统保持稳定可以承受的最大故障边界. 然而, 上述可重构性研究都只能对控制系统是否具备重构能力做出一个二值判断, 在实际工程应用当中, 设计者往往需要知道重构能力的大小, 才能更加明确地指导系统的优化设计, 因此有必要对可重构性进行定量描述. 针对这一问题, 很多学者从剩余控制能力出发, 对执行器发生故障的控制系统进行可重构性度量. 他们认为, 在实际应用过程中, 并非所有故障都可以

通过容错控制策略进行补偿, 如果发生故障以后, 系统依然能控, 但能控的程度并不高, 则该故障不易甚至不能通过容错控制进行补偿. 由此可见, 在不考虑实际约束与重构目标的前提下, 故障系统的剩余控制能力可以反映其可重构程度, 进而指导系统构型或重构策略的优化设计<sup>[34]</sup>. 下面针对几种典型的基于能控度的可重构性描述方法, 进行归纳总结.

#### a) 基于 Gramian 矩阵的可重构性描述

用于衡量系统控制能力的方法有很多, 其中最常见的是基于系统能控性 Gramian 矩阵的评价方法<sup>[35-38]</sup>.

能控性 Gramian 矩阵  $W_c$  常被用于判定系统的控制能力, 然而该判定过程仅对  $W_c$  的奇异性进行分析, 并未深入挖掘其物理含义. 对此, 文献 [39-40] 阐述了  $W_c$  的实际物理意义: 矩阵对应的椭球方程, 反映了系统达到一定控制目标所需消耗的能量在各个方向上的分布情况. 由此可见, 控制系统的能控性 Gramian 矩阵可以从能量角度反映系统的控制能力. 鉴于此, 文献 [37] 基于 Gramian 矩阵, 提出了三种能控度评价指标.

为了综合控制与观测两方面信息, 对执行器和敏感器故障进行统一考虑, 部分学者通过对能控性和能观性 Gramian 矩阵进行有效组合, 对控制系统的可重构性展开了进一步研究. 1981 年, Moore 基于 Gramian 矩阵提出了系统二阶模态<sup>[39]</sup> 的概念. 1999 年, Frei 等在文献 [4] 中首次采用两种 Gramian 矩阵的行列式来描述线性定常系统的可重构性. 2000 年, Wu 等以最小二阶模态  $\delta_{\min}$  作为系统冗余水平的度量指标, 对不包含虚轴极点的线性定常系统进行了可重构性评价<sup>[5]</sup>, 并考虑能量受限问题, 规定  $\delta_{\min}$  的下限, 以此保证系统在容许的能量范围内可重构. 后续有不少学者将这种评价方法应用于各个工程领域, 例如, 文献 [41-43] 基于该评价方法解决了电力系统的容错配置问题; 文献 [44] 对该评价方法在频域中的具体计算问题展开了进一步研究.

基于 Gramian 矩阵进行可重构性评价, 最关键的一步就是计算系统的 Gramian 矩阵, 该项工作一般在系统运行前离线进行. 而当系统投入运行之后, 一旦发生故障, 则需根据输入输出数据在线评估系统的性能状态, 计算系统的可重构性, 以此来指导实际过程中的容错设计. 鉴于此, 文献 [45-46] 提出了一种基于数据驱动的特征系统实现算法 (Eigensystem realization algorithm, ERA), 通过在线观测输入输出数据, 间接计算系统的能控性 Gramian 矩阵, 从而实现对控制系统可重构性的实时评价.

因为计算简单、物理意义明确等优势, 基于 Gramian 矩阵的可重构性评价方法目前应用最为

广泛,但是该方法从能量角度衡量系统的可重构性,仅适用于能耗受限的控制系统,并不适用于其他形式的受限系统。

#### b) 基于模态能控度的可重构性描述

1989 年, Hadman 和 Nayfeh 基于“PBH 秩判据”与“PBH 特征向量判据”,提出了模态能控度<sup>[47]</sup>的概念。其中,能控性“PBH 特征向量判据”指出:时间连续的线性定常系统完全能控的充要条件为,系统矩阵  $A$  不存在与控制矩阵  $B$  所有列正交的非零左特征向量<sup>[48]</sup>。如果  $A$  关于第  $i$  个模态的非零左特征向量  $\mathbf{v}_i$  与  $B$  的所有列不都垂直,则称系统的第  $i$  个模态能控。假设  $A$  的特征值两两相异,那么其所有特征向量的方向  $\boldsymbol{\eta}_i = \mathbf{v}_i / \|\mathbf{v}_i\|$  都可以确定,则系统第  $i$  个模态的能控度可以表示为  $\mu_i = \|\boldsymbol{\eta}_i^T B\|_2$ ,整个系统的能控度定义为  $\rho_m = \min\{\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_n\}$ 。

值得注意的是,在模态能控度的定义中,需假设系统矩阵的特征值两两相异,然而很多实际研究对象无法满足这一假设,针对这种情况,模态能控度便不再适用。此外,模态能控度也未考虑系统资源受限等问题,因此利用该能控度对系统进行可重构性分析具有很大局限性。

#### c) 基于状态范数能控度的可重构性描述

以上两种基于能控度的可重构性评价方法,均没有考虑控制输入或时间受限等约束问题。鉴于此,文献[49]利用输入受限系统在时间  $T$  内可恢复的最大初始状态集,提出了一种新的能控度评价指标,即状态范数能控度。该评价指标不仅适用于输入及时间受限的控制系统,也可以推广到含其他约束的控制系统,文献[50]在此基础上,加入了燃料约束和能量约束。需要指出的是,基于能量约束的状态范数能控度与基于能控性 Gramian 矩阵的能控度在本质上是等价的,只是度量指标的选取有所不同。

虽然该评价方法适用于多种受限系统,但是在实际应用中,很难得到精确的恢复域,因此难以计算状态范数能控度的准确值。文献[51]给出了一种状态范数能控度的估计方法,然而该方法只能估计其上界值。文献[52]针对控制输入受任意约束的线性定常系统,给出了状态范数能控度的精确表达式,然而整个计算过程需要进行两次寻优,十分复杂。

#### 2) 非线性系统

上述基于系统固有特性的可重构性评价方法多以线性定常系统为研究对象。然而,航天器因为受到帆板或大型天线挠性、敏感器和执行器饱和特性、以及动力学之间的耦合特性等因素影响,是一个高度复杂的非线性动态系统。因此,有必要对非线性系统展开深入的可重构性研究。

文献[53]针对非线性的飞控系统,进行了可重构性评价,给出了系统的可重构条件以及伪逆法可

重构条件,并得出结论:如果非线性的飞机方程可以用某种实时参数的形式来表示,则可以通过各数据点上的线性模型对其进行可重构性估计。Yang 在文献[54]中从能控性的角度分析了线性混合系统的可重构性,提出用代数的方法进行可重构性分析,通过对系统矩阵的操作得到足够的计算条件,同时利用空间与时间冗余等一些容错系统的特征,分别定义了线性定常系统的固有可重构性和基于性能的可重构性。2010 年, Yang 等针对一类切换系统,定义了能控性 Gramian 矩阵,并以此作为系统可重构性的评价指标<sup>[55-57]</sup>。2015 年,他们又基于循环小增益方法<sup>[58-59]</sup>,对一类 C1 耦合(物理耦合)互联非线性系统的可重构性及容错控制方案进行了研究,该方法有助于从系统层面深入分析耦合对可重构性以及容错控制策略的影响<sup>[60]</sup>。文献[61-62]从系统稳定性的角度研究了分段仿射系统的可重构性问题,基于线性矩阵不等式推导了系统可重构的充分条件。文献[63]基于李代数(李导数和李括号)研究了非线性系统的可重构性问题,该文提出了控制冗余的概念(包括能控性、能观性、能镇定性、能检测性冗余),并分析了其与可重构性之间的关系,从而实现了对系统的可重构性评价。Shaker 针对参数变化的双线性系统,定义了能控/能观性 Gramian 矩阵,基于此给出了双线性系统的可重构性评价指标,最后通过一个电动液压驱动系统的双线性模型验证了该评价方法的有效性<sup>[64-65]</sup>。随后, Shaker 等在文献[66]中研究了线性随机系统能观/能控性 Gramian 矩阵的计算方法,为线性随机系统的可重构性分析奠定了基础。此外,为降低计算量, Shaker 还在文献[67]中针对双线性系统,提出了一种基于交叉 Gramian 矩阵<sup>[68]</sup>的可重构性评价方法,并将其推广到离散系统,同时推导出相应的迭代求解算法。然而,上述研究多局限于某种特定类型的非线性系统,通用性较差。

#### 3) 该类方法在航天器控制系统中的应用

基于系统固有特性的可重构性评价方法以一般控制理论为研究基础,具有较强的通用性,因此已被部分学者引入到航天器控制系统的可重构性研究当中。文献[69]基于能控性与能观性,以深度优化搜索方法,研究了执行器与传感器双重部件故障下卫星控制系统的可重构性评价问题。文献[70]针对卫星姿态控制系统的线性化模型,分别根据执行器与传感器配置,从系统级的角度分析了能控性及能观性与可重构性之间的关系,从而给出了整个卫星姿态控制系统的可重构性评价方案。文献[71]以卫星姿态控制系统为对象,对基于标准能控性 Gramian 矩阵可重构性评价方法的局限性进行了分析,在此基础上,引入了无需求解 Lyapunov 方程的经验能控性 Gramian 矩阵方法,同时考虑到经验 Gramian

矩阵计算量大的问题, 采用精细积分方法提高了计算效率。

必须说明的是, 虽然基于系统固有特性的可重构性评价方法, 尤其是基于系统剩余能控性的可重构性评价方法, 因为没有特定的对象、通用性强, 可以广泛应用于多种类型的故障系统, 包括近似线性化以后的航天器控制系统, 但这并不意味着航天器控制系统的可重构性就完全等价于其剩余能控性(或其他某一种固有特性)。航天器是一个多目标、强约束的复杂动态系统, 上述方法没有充分考虑这两大实际因素。由前文对航天器控制系统可重构性内涵的分析可知, 由于具体的任务要求与故障程度均存在着差异, 系统的重构目标并不唯一, 在某些情况下, 故障系统只需要可稳定或可镇定就能够继续完成既定的任务, 无需完全能控, 此时应研究系统的剩余稳定性或镇定性, 而非能控性。此外, 对于一个真实的航天器控制系统而言, 要描述其实际重构能力, 除了考察其剩余能控性以外, 还需要考虑其安全时间、运行条件以及资源配置等实际约束影响。因此, 航天器控制系统的可重构性不完全等价于其剩余能控性, 利用后者对前者进行评价, 只是基于现有理论相对薄弱的实情, 对一类常见目标做出的一种简化的理想估计。

### 2.1.2 基于系统性能约束的可重构性评价

由上文对可重构性内涵的分析可知, 要正确描述一个控制系统的可重构性, 不仅要考虑系统的固有特性, 还需要考虑其受到的实际性能约束。因此, 基于系统性能约束的可重构性评价方法也是当前的研究热点之一。下面根据系统所受的具体约束, 对这种可重构性评价方法进行分类总结。

#### 1) 基于能耗约束的可重构性评价

由于航天器的星上资源有限, 其太阳能帆板发电能力和推进剂携带量均严重受限, 因此能耗约束是影响控制系统可重构性的一项关键因素。上述最为常见的基于 Gramian 矩阵的可重构性评价方法, 仅以常数阈值的形式, 粗略地考虑了系统的能量约束问题, 并未全面分析性能约束对系统可重构性的影响。2002 年, Staroswiecki 在文献 [20] 中针对执行器故障的控制系统, 研究了能量约束下的可重构性评价问题, 指出该类系统的可重构性包括两层含义: a) 系统故障后仍然能控; b) 在控制能量受限的情况下系统仍然能够达到既定的控制目标。基于此, 针对 4 种不同形式的能量约束, 分别给出了系统可重构的判定条件。文献 [72] 研究了能耗有限情况下的切换非线性系统的可重构性评价问题。

#### 2) 基于控制输入饱和的可重构性评价

由于执行器受物理限制, 输入饱和也是控制系

统最为常见的约束形式之一。虽然文献 [52] 已针对输入受任意约束的线性定常系统, 给出了状态范数能控度的精确表达式, 但是需要进行两次优化才能得到最终结果, 计算十分复杂。文献 [73] 指出, 对于控制输入受任意约束的线性定常系统, 能控的充要条件可以描述为:

**条件 1.** 能控性矩阵满秩;

**条件 2.** 不存在  $A$  的实左特征向量  $v$  使得  $v^T B u \leq 0$ , 对所有  $u \in U$  成立。

然而, 由于很难对约束集  $U$  中的每一个控制输入  $u$  进行逐一检验, 在实际应用中条件 2 不容易被验证。针对该问题, 文献 [21] 以控制量  $F$  与约束集边界  $\partial\Omega$  的最小距离为指标, 提出了一种便于使用的方法来检验条件 2。文献 [34] 则在文献 [21] 的基础上, 重点研究了输入受限系统能控度的定量描述方法。

#### 3) 基于时间因素影响的可重构性评价

从上述研究现状可知, 目前关于可重构性的研究, 绝大多数都侧重于对空间特性的讨论(例如执行器构型、资源配置以及故障程度对可重构性的影响), 而忽略了对时间特性的研究。然而, 从前文对可重构性内涵的分析可知, 控制系统尤其是航天器控制系统的可重构性受多种时间因素影响。因此, 要对航天器控制系统的可重构性展开全面深入的研究, 不能忽略其时间特性。

目前, 关于可重构性时间问题的研究还很少。Hoblos 等在文献 [74] 中针对执行器失效的线性定常系统, 分析了可恢复故障集的大小和不可恢复故障发生前的平均时间, 以此来评价系统的可重构性。文献 [75] 指出, 控制系统从发生故障到采取重构措施期间的延时会影响系统的重构性能。Zhang 等在文献 [15] 中通过数值仿真, 进一步说明了时间是影响主动容错控制性能的关键因素之一。然而, 上述文献只是定性分析了时间对重构性能的影响, 并未进行相应的定量论证。文献 [16] 针对执行机构发生故障的线性定常系统, 定量推导了重构延时效对系统重构性能的影响, 从而给出了系统可恢复需要满足的重构时间条件。文献 [76] 基于数值仿真说明了故障诊断时间<sup>[77]</sup>直接影响系统重构性能。综上所述, 诊断及重构延时均会对系统重构性能产生重要影响, 但现有研究仅考虑了其中一个因素或者缺乏必要的定量论证, 具有一定的片面性, 需要进一步的深入研究。

#### 4) 基于其他约束的可重构性评价

系统实际受到的性能约束多种多样, 并不单一。文献 [78—79] 在考虑能耗约束的基础上, 阐述了可靠性对可重构性的重要影响: 部件发生故障以后, 其可靠性会有所降低, 此时若承担过重的控制任务, 可

能会加速故障的扩散而导致系统失去实际意义上的可重构性, 因此在对系统进行可重构性评价时, 除了考虑能耗约束, 还应考虑其可靠性约束的影响. 文献 [80–81] 综合考虑控制精度与控制能耗, 基于线性二次型性能指标约束, 定量描述了故障系统的可重构性大小, 其中文献 [81] 以分段仿射非线性系统为研究对象, 并以纵向飞行控制模型进行了仿真验证.

#### 5) 该类方法在航天器控制系统中的应用

由于考虑了系统的实际约束影响, 基于系统性能约束的可重构性评价方法更加贴近于航天器控制系统的工作特性, 已引起航天器控制工程领域的部分关注. 文献 [82–83] 基于能控性 Gramian 矩阵, 给出了能耗约束下的可重构性评价指标, 并将可靠性约束引入到可重构性评价标准当中, 进一步缩小了系统的可恢复故障集. 文献 [84] 以卫星混合执行机构姿控系统为研究对象, 考虑多种资源及性能约束, 建立了较为完备的可重构性综合评价方法, 利用优化组合方式得到了具有主客观意义的组合权值, 弥补了单一赋权法的不足, 提升了评估的准确性与客观性.

### 2.1.3 基于系统功能要求的可重构性评价

无论是基于系统固有特性, 还是基于系统性能约束的可重构性评价方法, 均具有以下两点不足: 1) 未考虑系统的具体控制目标与功能要求; 2) 均需要建立精确的数学模型, 且研究对象最低只到执行器、传感器等部件级, 没有向下考虑更小单元, 难以应用于大型复杂系统. 针对上述两个问题, 部分学者从功能要求的角度出发, 对控制系统的可重构性展开了研究.

#### 1) 简单系统

从前文对可重构性描述要素的分析可知, 控制系统的重构目标并不唯一, 其选取受多种因素影响. 根据故障系统对功能要求的完成程度, 可以具体划分并合理制定系统的重构目标. Shaker 等在文献 [30] 中提出了 3 个不同程度的重构目标, 然而作者仅仅给出了各个目标的基本定义, 并未给出相应的数学描述以及评判标准. Sebek 等基于 2D 矩阵多项式方程给出了 2D 系统局部能控和因果可重构的充要条件, 将系统的因果可重构性等价于一个准确观测器的存在性<sup>[28]</sup>. Kaczorek 则进一步给出了一般 2D 线性系统奇异模型的局部能控、可达以及可重构的充要条件<sup>[29]</sup>. 文献 [27] 面向控制系统定义了 5 个不同的重构目标: 稳定目标、定点恢复弱目标、轨迹恢复强目标、状态恢复直接目标以及故障隐蔽目标, 在此基础上, 根据控制要求的强弱, 通过故障隐蔽目标依次给出了线性闭环系统稳定重构、弱重构、强重构和直接重构的充要条件.

#### 2) 复杂系统

对于大型的复杂系统而言, 由于其结构庞大、零部件众多, 当某个单元发生故障时, 难以直接分析出整个系统的功能完成程度. 因此, 某些学者通过对此类复杂系统进行功能分解, 并展开逐层分析来研究其可重构性. Wu 等在文献 [85] 中针对空中军事作业的混合闭环指令控制系统, 利用概率转换图以及功能分解的方法, 衡量了系统最薄弱单元对首次故障进行修复的冗余管理能力, 通过修正系统结构来提高其操作可重构性、改善薄弱环节. 文献 [30, 86] 通过定义系统的服务、版本、操作模式等概念, 构建了用于分析系统可重构性的通用组件模型, 该模型是一种自下而上的金字塔式功能逻辑树, 当系统发生故障时, 可根据目标“服务”可行“版本”的有无来判定其可重构性, 若将可行“版本”依据优先关系进行排列, 则可以实现系统配置的自动实时管理, 该方法在重构控制律的设计中也起到了积极作用. 文献 [87–89] 针对类似的方法展开了相应研究. 文献 [90] 基于功能分析, 建立了一种灵活模型, 系统在线故障以后, 可通过自主更新模型来实现可重构性的在线评估. 文献 [91–92] 针对智能自动车的执行器、传感器以及设备故障, 提出了一种基于键图 (Bond graph, BG) 模型的可诊断性与可重构性判定方法, 通过利用 BG 工具的行为、结构及因果特性, 验证了系统结构可重构的条件, 该方法可用于复杂系统. Staroswiecki 在文献 [93] 中提出了系统结构晶格的概念, 它是一种数学框架, 强调了结构设计的重要性, 为系统的设计与评价 (故障可恢复性、系统容错效率、部件有效性) 等容错问题提供了具有一定价值的概念和工具. 文献 [94] 提出了一种基于超图的可重构性评价方法, 该方法将每一个系统方程表示成一个超边, 通过故障条件下相应超边之间的路径有无判定系统的可重构性.

#### 3) 该类方法在航天器控制系统中的应用

由于这类评价方法直接从系统功能入手, 不需要建立精确的动力学模型, 因此适用于航天器这样的大型复杂系统, 近年来被广泛应用于航天器控制系统的可重构性研究当中. 文献 [95] 研究了轮控系统在部件与功能模块发生单重故障时的可重构性评价问题, 通过定义部件及功能模块的属性矩阵并研究其与可重构性之间的关系, 基于深度搜索方法实现了系统可重构度的计算. 文献 [96] 基于深度搜索算法, 定义并计算了卫星姿态控制系统在一重和二重功能模块故障下的硬件可重构性度量指标. 文献 [97] 针对航天器控制系统提出了一种基于功能树理论的可重构性判定方法: a) 利用最小割集来分析给定故障模式下的系统是否可重构; b) 通过故障模式及影响分析 (Failure mode and effects analysis,

FMEA)<sup>[98-99]</sup> 定义故障可重构度、系统可重构率、故障容忍度以及最小单元重要度等评价指标; c) 基于最小路集分析了系统薄弱环节, 从而为航天器的可重构性设计提供参考. 然而, 该方法需要对航天器的各个功能子系统进行分解并进行相应的故障模式分析, 因此需要丰富的工程实际经验. 文献 [100] 借鉴制造系统可重构性研究领域中的层次分析法, 对控制系统可重构性的综合评价方法进行了研究.

上述基于系统固有特性、基于系统性能约束以及基于系统功能要求的三大可重构性评价思路都具有各自的优点, 同时也不可避免地存在一些局限性, 具体的对比分析见表 2.

表 2 控制可重构性评价方法对比  
Table 2 Comparison of different control reconfigurability evaluation methods

| 思路       | 优点                     | 不足              |
|----------|------------------------|-----------------|
| 基于系统固有特性 | 基于一般控制理论, 通用性强, 物理意义明确 | 未考虑实际限制约束       |
| 基于系统性能约束 | 考虑各项性能约束, 更具工程实际意义     | 各项约束综合方法尚无统一标准  |
| 基于系统功能要求 | 可用于大型复杂系统              | 运算量大、模型复杂, 依靠经验 |

## 2.2 可重构性设计及其研究现状

可重构性设计是指在系统的设计阶段, 以可重构性评价为指导, 在资源有限的情况下, 对系统构型及参数进行优化设计, 以提升其冗余度以及冗余的合理性, 从而有效提升整个系统的故障应对能力, 即以评价指导设计.

目前, 针对可重构性设计问题, 尚未形成一套成熟的指导方案, 但将设计问题转化为优化问题是对系统进行可重构性设计的一般性思路. 其中的难点在于构建符合物理意义的目标函数以及约束条件. 一个完整的优化模型需要包含 3 个要素, 即目标函数、约束条件以及决策变量. 对于控制系统的可重构设计问题, 目标函数应为系统的可重构性评价指标或者是它与其他性能指标的组合, 约束条件为各项硬约束与软约束的数学表达, 而决策变量则取决于具体的优化对象, 例如, 若需要对部件的空间构型进行优化, 优化变量可选取为部件的个数、位置以及安装角度等参数; 若需要对经济要素进行优化, 则优化变量可选取为成本、重量等参数; 更广义地, 若需要对控制算法或重构方案进行优化, 则优化变量可选取为控制参数与重构时间.

下面分别从地面设计阶段与空间运行阶段两方面出发, 介绍可重构性设计的研究内容与现状.

### 2.2.1 地面设计阶段

在地面设计阶段, 故障尚未真实发生, 可重构性设计的主要任务是系统的构型优化与重构预案设计; 目的在于以尽可能少的资源配置获得尽可能大的功能冗余; 需要考虑的关键问题是不管采用什么样的控制器, 应如何配置系统, 使其重构潜能达到最大; 由此可见, 该阶段对可重构性的研究不依赖于具体的控制算法, 因此无需考虑控制律, 只需研究开环系统.

#### 1) 系统构型优化

目前, 关于可重构性设计的研究大都以系统的构型优化为目标. 基于优化指标的选取方式, 可将现有的可重构性设计方法分为基于单指标优化的可重构性设计与基于多指标优化的可重构性设计方法, 下面分别对这两种方法进行归纳介绍.

#### a) 基于单指标优化的可重构性设计

对系统进行可重构性设计最直接的方式是仅以可重构性评价指标为目标函数, 在资源、性能以及功能要求的约束下, 求解相应优化问题的解.

文献 [101] 研究了系统质量、可重构性以及性能表现之间的关系, 分析了在保证系统性能优良的前提下可以附加的质量大小. 文献 [102] 基于文献 [61] 提出的可重构性评价指标, 利用一种构型品格评估了故障条件下每种可能构型的可重构性, 由此实现了分段仿射系统执行器和传感器安装等构型设计问题的研究. 文献 [41-42] 采用基于最小二阶模态的可重构性评价指标, 对电力系统相位测量单元的容错配置问题进行了研究, 将该系统的可重构性设计问题描述成以下两个优化问题: i) 当系统可重构性指标满足给定的阈值条件时, 最小化部件个数; ii) 给定部件个数, 最大化系统的可重构性指标. 然而该文献只对部件数量进行了优化, 并未考虑具体的安装位置与安装角度. 文献 [66] 研究了线性随机系统的构型设计问题, 通过将执行器 (传感器) 的数目及位置优化问题转化成整数规划的形式, 实现了系统构型的优化设计.

这类基于单指标优化的可重构性设计方法计算简单、优化目标明确, 不难推广到航天器控制系统的优化设计中. 文献 [100, 103] 针对卫星姿态控制系统, 分别以能耗最优和量测精度最优为目标, 在给定推力器和敏感器个数的情况下, 对各部件的具体位置及安装角度进行了优化.

#### b) 基于多指标优化的可重构性设计

在实际的可重构性设计过程当中, 尤其当设计对象是航天器这种受多种资源与性能约束的大型复杂系统时, 需要权衡考虑系统的性能、重量以及成本等各方面因素, 对设计对象的可重构性进行全面多指标的优化设计.

对系统进行多指标优化设计的前提是制定多指标综合评价函数, 以此作为整个优化过程中的目标函数. 制定多指标综合评价函数的主要内容包括: 评价目标的确定、评价体系的建立、评价指标的无量纲化、评价指标权重的确定以及综合评价分析等<sup>[104]</sup>. 其中, 评价指标权重的确定是针对多属性对象进行多指标综合评价的重要过程. 目前, 关于评价指标权重的确定方法主要可分为主观法和客观法两大类. 其中, 主观法由决策分析者根据经验或意向对各个属性直接赋值, 体现了决策者的意向, 但具有较大的主观随意性; 而客观法单纯利用评价指标的客观信息来确定权重, 具有较强的数学理论依据, 但未考虑决策者的主观意向, 因此两类方法均具有一定的局限性<sup>[105]</sup>, 将这两种赋值方法进行权衡组合是可重构性设计研究的一大趋势.

目前, 这类基于多目标优化的可重构性评价方法多应用于航天器控制工程领域. 文献 [106] 针对卫星姿态控制系统, 研究了动量轮的配置问题, 通过对角动量包络、输出饱和、控制能耗以及系统可靠性等各方面因素进行综合, 制定了可重构性的设计准则, 为轮控系统的构型设计提供了参考依据. 针对部分工程应用场合中控制系统可重构性统计数据不足等问题, 文献 [107–108] 将可重构性的指标分配划分为初次分配和再分配两个过程: i) 采用模糊综合评价法对指标进行初次分配, 以克服控制系统因素指标的不确定性和人类认知的模糊性问题; ii) 基于启发式算法<sup>[109]</sup> 对可重构性指标进行再分配, 以解决约束条件内系统资源的最优配置问题. 为兼顾对不同属性的偏好程度, 同时又力争减少主观随意性, 文献 [100] 研究了控制系统可重构性的综合评价与设计方法, 采用改进的归一化方法对可重构性评价指标进行标准化, 然后对层次分析法 (Analytic hierarchy process, AHP) 进行补充和完善, 进而采用多指标综合评价组合赋权法确定各项指标的权重. 文献 [110] 以能控性 Gramian 矩阵的最小奇异值、可达集体积和最小半径为性能指标, 以这些指标及其方差的线性组合为目标函数, 对航天器姿态控制系统执行机构的安装角度进行了优化设计.

## 2) 重构预案设计

为保证航天器入轨以后能够具备较高的故障处理能力, 在地面设计阶段, 除了对其进行构型优化, 还需要进行重构预案设计. 该部分内容可以参考容错控制领域的研究方法, 鉴于该领域的研究成果已经十分丰富, 不乏具有指导意义的研究综述, 因此这里不再对其进行赘述.

## 2.2.2 空间运行阶段

在空间运行阶段, 故障既定, 可重构性设计的主

要任务为根据当前状态进行重构方案的在线选取、设计与优化, 具体包括重构方法设计 (调整控制器参数或结构、改变空间构型等) 和诊断/重构时间优化; 目的在于以尽可能少的资源和尽可能简单的方式, 最大化利用系统的既有功能冗余; 需要考虑的关键问题之一是采用什么样的重构控制器, 选取什么样的重构控制参数, 于何时进行控制重构, 可以使系统充分发挥其固有的故障处理潜能; 由此可见, 系统既有冗余资源的利用程度在很大程度上取决于重构控制律的选取, 因此该阶段应考虑控制律, 即研究对象为闭环系统.

### 1) 重构方法设计

目前, 对空间运行阶段可重构性设计方法的研究还不是很多, 其中重构方法设计与重构预案设计一样, 也可以参考容错控制领域的研究方法, 相关研究综述可参考文献 [3, 111] 等, 本文不再详述.

然而, 需要说明的是, 虽然目前对容错控制方法的研究已经比较成熟, 但尚未与可重构性研究紧密结合, 还没有一个能够对其方法设计进行理论指导与优劣评价的指标, 这也是后续可重构性研究需要突破的难题之一.

### 2) 诊断/重构时间优化

另一方面, 从前文的分析可知, 时间会严重影响故障系统的重构性能, 因此当系统故障以后, 若要进一步提高其性能, 除了需要对重构方法进行选取与优化以外, 还需要进一步优化其诊断与重构时间.

目前, 关于这一方面的研究仍处于萌芽阶段, 相关成果屈指可数. Zhang 等在文献 [15] 中引入了“最优重构等待时间  $t_m$ ”的概念, 指出当重构延时等于  $t_m$  时, 系统性能将达到最优. 文献 [112] 针对一类典型的主动容错控制系统, 讨论了重构时刻的选择问题, 根据微分对策理论和切换系统的最优控制理论提出了两阶段优化方法, 该方法能够在线给出最优重构时刻, 从而提高故障系统性能, 但计算量较大、适用范围有限. 文献 [16] 在定量推导重构延时对系统重构性能影响的基础上, 给出了线性系统的性能指标关于重构时刻的解析表达式, 从而对重构时刻进行了优化. 文献 [76] 基于数值仿真说明了故障诊断时间对系统重构性能具有重要影响, 然而目前尚未出现关于诊断时间优化的相关研究.

## 3 航天器控制系统可重构性的研究趋势

综上所述, 目前针对控制系统可重构性的研究已经取得了一定进展, 但是尚未形成完整体系, 依然难以应用于航天器控制系统. 为了将可重构性设计引入到航天器的设计过程中, 未来还需要重点开展以下研究:

### 1) 可重构性时间特性的定量分析

要对航天器控制系统的可重构性展开全面深入的研究, 不能忽略其时间特性. 目前关于可重构性时间特性的研究才刚刚起步, 尚处于定性分析阶段, 仍未给出其一般性规律以及相应的推导证明.

因此, 需要在时间维度上对航天器控制系统的可重构性展开进一步研究, 深入分析诊断时长、重构延时以及任务窗口等时间因素对控制系统重构性能的影响. 基于此, 在满足任务窗口的约束条件下, 对故障诊断时长以及控制重构时机进行相应的优化, 以此指导系统的故障诊断与控制重构一体化设计, 进而对具体的控制容错过程进行合理的时间规划, 使故障系统的重构性能达到最优.

## 2) 非线性控制系统可重构性的通用性研究

受复杂的结构特性与空间环境影响, 非线性是航天器控制系统可重构性研究中不可避免的一项关键性难题. 而非线性系统因为特性复杂、形式多样, 至今缺乏通用的数学工具对其进行统一的分析处理, 现有关于非线性系统的可重构性研究多基于某种特定的系统而展开 (例如双线性系统、线性切换系统等), 具有很大的局限性, 无法直接应用于航天器控制系统.

鉴于大量非线性系统都能通过一定的数学手段转换成仿射非线性的形式, 可以通过对仿射非线性系统进行重点分析, 将可重构性研究推广到更一般的非线性系统. 由于该类系统的能控性 (能观性) 与李括号 (李导数) 相关<sup>[113]</sup>, 因此可以基于李括号 (李导数) 给出系统能控性 (能观性) 矩阵的定义, 进而对系统的可重构性展开深入研究. 考虑到非线性系统的复杂性与不确定性, 可以将其重构目标确定为系统的渐近稳定, 即研究渐进稳定意义下的系统可重构性.

## 3) 更具实际意义的可重构性评价与设计方法的研究

目前可重构性评价与设计方法存在的最大问题是通用性与实际意义较弱, 无法广泛应用于功能复杂且具有多种限制约束的航天器控制系统. 一方面, 现有方法比较分散, 侧重点各异, 不可避免地存在一定的局限性, 尚未形成一套通用的评价体系与成熟的设计方案. 另一方面, 这些方法大多脱离真实的物理系统, 仅从能控性角度出发研究系统的可重构性, 并未结合实际的功能要求与限制约束, 因此不具有很高的实用性.

鉴于此, 需要归纳和完善现有的研究成果, 在评价过程中综合考虑航天器的时间、能耗以及输入受限等实际约束, 结合具体的重构目标, 利用能控性、稳定性以及鲁棒性等理论, 找到更通用以及更具实际意义的可重构性评价方法. 同时, 应在设计过程中全面考虑任务、成本、结构等因素, 进一步研究多评

价指标权重的确定方法, 将航天器控制系统的可重构性设计视作一个多学科优化问题, 对其进行综合的考量与设计. 另外, 重点考虑系统机构, 避免“豪华配置”的误区, 力求以最少的配置获得最大的可重构性.

## 4 结束语

针对航天器固有可靠性不足、星上资源受限以及在轨故障不可维修等缺陷, 对控制分系统进行深入的可重构性分析与优化设计, 可提高航天器对故障的自主处理能力, 从而有效改善其在轨运行质量.

目前, 关于控制系统可重构性的研究已经有了一定进展, 然而尚处于起步阶段. 其中大部分研究都没有充分考虑系统配置、运行条件以及安全时间等实际限制约束, 未获得通用的评价体系与成熟的设计方案, 因此无法应用于复杂的航天器控制系统. 由此可见, 结合航天器控制系统的具体特点, 对时间、能耗或控制输入等受限系统的可重构性展开进一步研究, 具有十分重要的工程实际意义.

后续可以重点针对可重构性评价与设计方法通用性与实用性的提高、可重构性时间特性的定量分析以及复杂非线性系统的可重构性评价等关键问题展开进一步的深入研究, 以此形成一套完整的航天器控制系统可重构性研究体系.

## References

- 1 Li Wen-Bo, Wang Da-Yi, Liu Cheng-Rui. Quantitative evaluation of actual fault diagnosability for dynamic systems. *Acta Automatica Sinica*, 2014, **41**(3): 497–507  
(李文博, 王大轶, 刘成瑞. 动态系统实际故障可诊断性的量化评价研究. *自动化学报*, 2014, **41**(3): 497–507)
- 2 Duan Wen-Jie, Wang Da-Yi, Liu Cheng-Rui. Discrete-time integral sliding-mode fault-tolerant controller for satellite control system. *Control Theory and Applications*, 2015, **32**(2): 133–141  
(段文杰, 王大轶, 刘成瑞. 卫星控制系统离散积分滑模容错控制. *控制理论与应用*, 2015, **32**(2): 133–141)
- 3 Yin S, Xiao B, Ding S X, Zhou D H. A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, **63**(5): 3311–3320
- 4 Frei C W, Kraus F J, Blanket M. Recoverability viewed as a system property. In: *Proceedings of the 1999 European Control Conference (ECC)*. Karlsruhe, Germany: IEEE, 1999. 2197–2202
- 5 Wu N E, Zhou K M, Salomon G. Control reconfigurability of linear time-invariant systems. *Automatica*, 2000, **36**(11): 1767–1771
- 6 He Guo-Wei. Progress in theoretical research on reliability for China's space engineering. *Systems Engineering and Electronics*, 1991, (1): 1–20

- (何国伟. 中国航天工程可靠性理论研究成果综述. 系统工程与电子技术, 1991, (1): 1–20)
- 7 Goble W M. *Control System Safety Evaluation and Reliability* (2nd edition). North Carolina: Instrument Society of America, 1998.
  - 8 Iagnemma K D, Rzepniewski A, Dubowsky S, Pirjanian P, Huntsberger T L, Schenker P S. Mobile robot kinematic reconfigurability for rough terrain. In: Proceedings of the SPIE 4196, Sensor Fusion and Decentralized Control in Robotic Systems III. Boston, MA, USA: SPIE, 2000, **4196**: 413–420
  - 9 Lee G H. Reconfigurability consideration design of components and manufacturing systems. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 1997, **13**(5): 376–386
  - 10 Demestichas P, Vivier G, El-Khazen K, Theologou M. Evolution in wireless systems management concepts: from composite radio environments to reconfigurability. *IEEE Communications Magazine*, 2004, **42**(5): 90–98
  - 11 Chaturvedi N A, McClamroch N H. Almost global attitude stabilization of an orbiting satellite including gravity gradient and control saturation effects. In: Proceedings of the 2006 American Control Conference. Minneapolis, MN, USA: IEEE, 2006.
  - 12 Lim Y H, Ahn H S. Relative position keeping in satellite formation flying with input saturation. *Journal of the Franklin Institute*, 2014, **351**(2): 1112–1129
  - 13 Hu Qing-Lei, Jiang Bo-Yan, Shi Zhong. Novel terminal sliding mode based fault tolerant attitude control for spacecraft under actuator faults. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, **35**(1): 249–258  
(胡庆雷, 姜博严, 石忠. 基于新型终端滑模的航天器执行器故障容错姿态控制. 航空学报, 2014, **35**(1): 249–258)
  - 14 Yue Xin-Cheng, Yang Ying, Geng Zhi-Yong. Optimal control for minimizing energy or fuel in finite-thrust orbit transfer. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, **41**(6): 715–719  
(岳新成, 杨莹, 耿志勇. 有限推力能量、燃料最优轨道转移控制. 南京航空航天大学学报, 2009, **41**(6): 715–719)
  - 15 Zhang Y M, Jiang J. Issues on integration of fault diagnosis and reconfigurable control in active fault-tolerant control systems. *IFAC Proceedings Volumes*, 2006, **39**(13): 1437–1448
  - 16 Hamdaoui R, Abdelkrim M N. Conditions on diagnosis and accommodation delays for actuator fault recoverability. In: Proceedings of the 8th International Multi-Conference on Systems, Signals, and Devices (SSD). Sousse, Tunisia: IEEE, 2011. 1–6
  - 17 Cai Yuan-Wen, Shen Gong-Xun, Yu Xiao-Hong. On orbital maneuver window for servicing spacecraft. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, **36**(6): 663–666, 675  
(蔡远文, 申功勋, 于小红. 服务型航天器在轨机动窗口. 北京航空航天大学学报, 2010, **36**(6): 663–666, 675)
  - 18 Zhou J K, Hu Q L, Friswell M I. Decentralized finite time attitude synchronization control of satellite formation flying. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, **36**(1): 185–195
  - 19 Hu Q L, Li B, Zhang A H. Robust finite-time control allocation in spacecraft attitude stabilization under actuator misalignment. *Nonlinear Dynamics*, 2013, **73**(1–2): 53–71
  - 20 Staroswiecki M. On reconfigurability with respect to actuator failures. In: Proceedings of the 15th Triennial World Congress. Barcelona, Spanish: IFAC, 2002. 775–780
  - 21 Du G X, Quan Q, Yang B X, Cai K Y. Controllability analysis for multirotor helicopter rotor degradation and failure. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, **38**(5): 978–985
  - 22 Xiao B, Hu Q L, Shi P. Attitude stabilization of spacecrafts under actuator saturation and partial loss of control effectiveness. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2013, **21**(6): 2251–2263
  - 23 Kang Ning. Optimal Scheduling Model of Space TT&C System and Its Lagrangean Relaxation Solution Algorithms [Ph. D. dissertation], National University of Defense Technology, China, 2011.  
(康宁. 航天测控优化调度模型及其拉格朗日松弛求解算法 [博士学位论文], 国防科学技术大学, 中国, 2011.)
  - 24 Huo Xing, Hu Qing-Lei, Xiao Bing, Ma Guang-Fu. Variable-structure fault-tolerant attitude control for flexible satellite with input saturation. *Control Theory and Applications*, 2011, **28**(9): 1063–1068  
(霍星, 胡庆雷, 肖冰, 马广富. 带有饱和和受限的柔性卫星变结构姿态容错控制. 控制理论与应用, 2011, **28**(9): 1063–1068)
  - 25 Godard G, Kumar K D. Fault tolerant reconfigurable satellite formations using adaptive variable structure techniques. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, **33**(3): 969–984
  - 26 Alwi H, Edwards C. Fault tolerant control using sliding modes with on-line control allocation. *Automatica*, 2008, **44**(7): 1859–1866
  - 27 Guan Shou-Ping, Yang Fei-Sheng. Reconfiguration-goal-oriented control system reconfigurability. *Information and Control*, 2010, **39**(4): 391–396  
(关守平, 杨飞生. 面向重构目标的控制系统可重构性. 信息与控制, 2010, **39**(4): 391–396)
  - 28 Sebek M, Bisiacco M, Fornasini E. Controllability and reconstructibility conditions for 2-D systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1988, **33**(5): 496–499
  - 29 Kaczorek T. Local controllability, reachability, and reconstructibility of the general singular model of 2D systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1992, **37**(10): 1527–1530
  - 30 Gehin A L, Staroswiecki M. Reconfiguration analysis using generic component models. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part A: Systems and Humans*, 2008, **38**(3): 575–583

- 31 Zeng Sheng-Kui, Zhao Ting-Di, Zhang Jian-Guo, Kang Rui. *Design and Analysis of System Reliability*. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2001.  
(曾声奎, 赵廷弟, 张建国, 康锐. 系统可靠性设计分析教程. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.)
- 32 Vey D, Lunze J. Structural reconfigurability analysis of multirotor UAVs after actuator failures. In: Proceedings of the 54th Annual Conference on Decision and Control (CDC). Osaka, Japan: IEEE, 2015. 5097–5104
- 33 Xu H Y, Wang D Y, Li W B. A reconfigurability evaluation method for satellite control system. *Proceedings of the 2015 Chinese Intelligent Systems Conference*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2016.
- 34 Du Guang-Xun, Quan Quan. Degree of controllability and ITS application in aircraft flight control. *Journal of Systems Science and Mathematical Sciences*, 2014, **34**(12): 1578–1594  
(杜光勋, 全权. 输入受限系统的可控制度及其在飞行控制中的应用. 系统科学与数学, 2014, **34**(12): 1578–1594)
- 35 Kalman R E, Ho Y C, Narendra K S. Controllability of linear dynamical systems. *Contributions to Differential Equations*, 1962, **37**(3): 189–213
- 36 Johnson C D. Optimization of a certain quality of complete controllability and observability for linear dynamical systems. *Journal of Basic Engineering*, 1969, **91**(2): 228–237
- 37 Müller P C, Weber H I. Analysis and optimization of certain qualities of controllability and observability for linear dynamical systems. *Automatica*, 1972, **8**(3): 237–246
- 38 Zhang Ming-Tao, An Jin-Wen. Aircraft movement modelling under control surface failure and analysis and design of reconfigurable flight control. *Information and Control*, 2010, **39**(5): 588–595  
(张明涛, 安锦文. 控制面故障下的飞机运动建模与重构控制能力分析与设计. 信息与控制, 2010, **39**(5): 588–595)
- 39 Moore B C. Principal component analysis in linear systems: controllability, observability, and model reduction. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1981, **26**(1): 17–32
- 40 Zhou K, Salomon G, Wu N E. Balanced realization and model reduction for unstable systems. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 1999, **9**(3): 183–198
- 41 Huang J Z, Wu N E. Fault-tolerant placement of phasor measurement units based on control reconfigurability. *Control Engineering Practice*, 2013, **21**(1): 1–11
- 42 Huang J Z, Wu N E. Fault-tolerant sensor placement based on control reconfigurability. *IFAC Proceedings Volumes*, 2011, **44**(1): 14814–14819
- 43 Qin Q, Wu N E. Control reconfigurability-based placement strategy for FACTS devices. In: Proceedings of the 2013 American Control Conference. Washington DC, USA: IEEE, 2013. 5056–5061
- 44 Shaker H R. Frequency-interval control reconfigurability for automated processes. *Natural Hazards*, 2014, **72**(2): 1021–1027
- 45 González-Contreras B M, Theilliol D, Sauter D. On-line reconfigurability evaluation for actuator faults using input/output data. *IFAC Proceedings Volumes*, 2009, **42**(8): 674–679
- 46 González-Contreras B M, Checa N D, Aguilar M A C, Michcol B C, Lopez P E M. Using a realization technique for system reconfigurability evaluation: simulation application on a DC motor. In: Proceedings of the 2011 IEEE Electronics, Robotics, and Automotive Mechanics Conference (CERMA). Cuernavaca, Morelos, Mexico: IEEE, 2011. 277–282
- 47 Hadman A M A, Nayfeh A H. Measures of modal controllability and observability for first- and second-order linear systems. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1989, **12**(3): 421–428
- 48 Zheng Da-Zhong. *Linear System Theory*. Beijing: Tsinghua University Press, 2002.  
(郑大钟. 线性控制理论. 北京: 清华大学出版社, 2002.)
- 49 Viswanathan C N, Longman R W, Likins P W. A definition of the degree of controllability — a criterion for actuator placement. In: Proceedings of the 2nd Symposium on Dynamics and Control of Large Flexible Spacecraft. Blacksburg, VA, USA: NASA, 1979. 369–381
- 50 Lindberg Jr R, Longman R. Optimization of actuator placement via degree of controllability criteria including spillover considerations. In: Proceedings of the 1982 AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences. San Diego, CA, USA: AIAA, 1982. 82–1435
- 51 Viswanathan C N, Longman R W. The determination of the degree of controllability for dynamic systems with repeated eigenvalues. *Engineering Science and Mechanics*, 1983, 1091–1111
- 52 Schmitendorf W E. An exact expression for computing the degree of controllability. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1984, **7**(4): 502–504
- 53 Zhang Ping, Chen Zong-Ji. Control reconfiguration of nonlinear flight control systems. *Aircraft Design*, 2001, (3): 12–15, 21  
(张平, 陈宗基. 非线性飞控系统的控制可重构性. 飞机设计, 2001, (3): 12–15, 21)
- 54 Yang Z Y. Reconfigurability analysis for a class of linear hybrid systems. In: Proceedings of the 6th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision, and Safety of Technical Processes. Beijing, China: IFAC, 2006. 974–979
- 55 Yang H, Jiang B, Marcel S. On fault recoverability of a class of switched systems. In: Proceedings of the 29th Chinese Control Conference (CCC). Beijing, China: IEEE, 2010. 4052–4056
- 56 Yang H, Jiang B, Staroswiecki M. Fault recoverability analysis of switched systems. *International Journal of Systems Science*, 2012, **43**(3): 535–542

- 57 Ren W J, Yang H, Jiang B, Staroswiecki M. Fault recoverability analysis of switched nonlinear systems. *International Journal of Systems Science*, 2017, **48**(3): 471–484
- 58 Jiang Z P, Wang Y. A generalization of the nonlinear small-gain theorem for large-scale complex systems. In: *Proceedings of the 7th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Chongqing, China: IEEE, 2008. 1188–1193
- 59 Liu T F, Hill D J, Jiang Z P. Lyapunov formulation of ISS cyclic-small-gain in continuous-time dynamical networks. *Automatica*, 2011, **47**(9): 2088–2093
- 60 Yang H, Jiang B, Staroswiecki M, Zhang Y M. Fault recoverability and fault tolerant control for a class of interconnected nonlinear systems. *Automatica*, 2015, **54**: 49–55
- 61 Tabatabaeipour S M, Gholami M, Bak T. Reconfigurability of piecewise affine systems against actuator faults. In: *Proceedings of the 18th IFAC World Congress*. Milano, Italy: IFAC, 2011. 4672–4677
- 62 Richter J H, Heemels W P M H, van de Wouw N, Lunze J. Reconfigurable control of piecewise affine systems with actuator and sensor faults: stability and tracking. *Automatica*, 2011, **47**(4): 678–691
- 63 Yang Z, Hua S, Qiu H Z, Liu C R. Control reconfigurability of nonlinear system based on control redundancy. In: *Proceedings of the 10th IEEE International Conference on Industrial Informatics (INDIN)*. Beijing, China: IEEE, 2012. 815–820
- 64 Shaker H R. Control reconfigurability of bilinear systems. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2013, **27**(4): 1117–1123
- 65 Shaker H R, Tahavori M. Control reconfigurability of bilinear hydraulic drive systems. In: *Proceedings of the 2011 International Conference on Fluid Power and Mechatronics (FPM)*. Beijing, China: IEEE, 2011. 477–480
- 66 Shaker H R, Shaker F. Control configuration selection for linear stochastic systems. *Journal of Process Control*, 2014, **24**(1): 146–151
- 67 Shaker H R. Fault recoverability analysis via cross-Gramian. *Mechatronics and Robotics Engineering for Advanced and Intelligent Manufacturing*. Berlin: Springer, 2017. 377–386
- 68 Shaker H R. Generalized cross-Gramian for linear systems. In: *Proceedings of the 7th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*. Singapore, Singapore: IEEE, 2012. 749–751
- 69 Cheng Y H, Jiang B, Ma Y J, Qi H M, Liu C R. Reconfiguration analysis for satellite attitude control system with double faults. In: *Proceedings of the 10th IEEE International Conference on Control and Automation (ICCA)*. Hangzhou, China: IEEE, 2013. 83–88
- 70 Fan Wen, Cheng Yue-Hua, Jiang Bin, Liu Wen-Jing. Reconfigurability analysis for satellite attitude control systems. *Journal of Astronautics*, 2014, **35**(2): 185–191  
(樊雯, 程月华, 姜斌, 刘文静. 卫星姿态控制系统的可重构性分析. 宇航学报, 2014, **35**(2): 185–191)
- 71 Xu He-Yu, Wang Da-Yi, Li Wen-Bo. A reconfigurability evaluation method for satellite control system based on Gramian Matrix. *Aerospace Control*, 2016, **34**(4): 29–35  
(徐赫屿, 王大轶, 李文博. 卫星姿态控制系统的可重构性量化评价方法研究. 航天控制, 2016, **34**(4): 29–35)
- 72 Yang H, Jiang B, Gong H. Fault recoverability of switched systems with application to longitudinal flight process. In: *Proceedings of the 2010 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Toronto, Canada: AIAA, 2010.
- 73 Brammer R F. Controllability in linear autonomous systems with positive controllers. *SIAM Journal on Control*, 1972, **10**(2): 339–353
- 74 Hoblos G, Staroswiecki M, Aitouche A. Fault tolerance with respect to actuator failures in LTI system. In: *Proceedings of the 2000 Fault Detection, Supervision, and Safety for Technical Processes of the 4th IFAC Symposium*. Budapest, Hungary: IFAC, 2000.
- 75 Staroswiecki M, Cazaurang F. Fault recovery by nominal trajectory tracking. In: *Proceedings of the 2008 American Control Conference*. Seattle, WA, USA: IEEE, 2008. 1070–1075
- 76 Hamdaoui R, Abdelkrim M N. Timely actuator fault diagnosis and accommodation. In: *Proceedings of the 10th International Multi-Conference on Systems, Signals and Devices (SSD)*. Hammamet, Tunisia: IEEE, 2013. 1–8
- 77 Hu Zhi-Kun, Sun Yan, Jiang Bin, He Jing, Zhang Chang-Fan. An optimal unknown input observer based fault diagnosis method. *Acta Automatica Sinica*, 2013, **39**(8): 1225–1230  
(胡志坤, 孙岩, 姜斌, 何静, 张昌凡. 一种基于最优未知输入观测器的故障诊断方法. 自动化学报, 2013, **39**(8): 1225–1230)
- 78 Khelassi A, Theilliol D, Weber P. On reconfigurability for actuator faults under reliability constraints. *IFAC Proceedings Volumes*, 2009, **42**(23): 106–111
- 79 Khelassi A, Theilliol D, Weber P. Reconfigurability analysis for reliable fault-tolerant control design. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 2011, **21**(3): 431–439
- 80 Blanke M, Kinnaert M, Lunze J, Staroswiecki M. *Diagnosis and Fault-Tolerant Control*. Berlin Heidelberg: Springer, 2016. 343–387
- 81 Ren W J, Yang H, Jiang B. Fault recoverability analysis of nonlinear systems: a piecewise affine system approach. In: *Proceedings of the 27th Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*. Qingdao, China: CCDC, 2015. 1682–1687
- 82 Hu Yu-Sang, Wang Da-Yi, Liu Cheng-Rui. Reconfigurability evaluation of momentum wheel control system under energy and reliability constraints. *Chinese Space Science and Technology*, 2014, **34**(5): 10–17  
(胡宇桑, 王大轶, 刘成瑞. 基于能耗与可靠性约束的动量轮可重构性评价. 中国空间科学技术, 2014, **34**(5): 10–17)

- 83 Liu C R, Wang D Y. Reconfigurability design for spacecraft control system based on reliability constraint. In: Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference (CCC). Nanjing, China: IEEE, 2014. 3328–3333
- 84 Hu Yu-Sang, Wang Da-Yi, Liu Cheng-Rui. Reconfigurability comprehensive evaluation for satellite attitude control system. *Journal of Astronautics*, 2015, **36**(5): 549–556  
(胡宇桑, 王大轶, 刘成瑞. 卫星姿控系统可重构性综合评价方法研究. 宇航学报, 2015, **36**(5): 549–556)
- 85 Wu N E, Busch T. Operational reconfigurability in command and control. In: Proceedings of the 2004 American Control Conference. Boston, MA, USA: IEEE, 2004, **5**: 4426–4431
- 86 Gehin A L, Staroswiecki M. A formal approach to reconfigurability analysis application to the three tank benchmark. In: Proceedings of the 1999 European Control Conference (ECC). Karlsruhe, USA: IEEE, 1999. 4041–4046
- 87 Izadi-Zamanabadi R, Staroswiecki M. A structural analysis method formulation for fault-tolerant control system design. In: Proceedings of the 39th IEEE Conference on Decision and Control. Sydney, NSW, Australia: IEEE, 2000, **5**: 4901–4902
- 88 Staroswiecki M. Observability and the design of fault tolerant estimation using structural analysis. *Advances in Control Theory and Applications*. Berlin Heidelberg: Springer, 2007. 257–278
- 89 Duan Wen-Jie, Wang Da-Yi, Liu Cheng-Rui. An analysis method for reconfigurable control of linear systems. *Acta Automatica Sinica*, 2014, **40**(12): 2726–2736  
(段文杰, 王大轶, 刘成瑞. 一种线性系统可重构控制分析方法. 自动化学报, 2014, **40**(12): 2726–2736)
- 90 Gehin A L, Hu H X, Bayart M. A self-updating model for analysing system reconfigurability. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2012, **25**(1): 20–30
- 91 Loureiro R, Merzouki R, Bouamama B O. Bond graph model based on structural diagnosability and recoverability analysis: application to intelligent autonomous vehicles. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2012, **61**(3): 986–997
- 92 Loureiro R, Merzouki R. Structural reconfiguration conditions based on bond graph approach: application to an intelligent autonomous vehicle. In: Proceedings of the 8th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision, and Safety of Technical Processes. Mexico City, Mexico, Spain: IFAC, 2012. 970–975
- 93 Staroswiecki M. On reconfiguration-based fault tolerance. In: Proceedings of the 18th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED). Marrakech, Morocco: IEEE, 2010. 1681–1691
- 94 Abdesselam I, Haffaf H. Hypergraph reconfigurability analysis. *IERI Procedia*, 2014, **6**(6): 22–32
- 95 Qi H M, Cheng Y H, Jiang B, Ma Y J, Liu C R. Reconfigurability analysis for redundant momentums control systems with single fault. In: Proceedings of the 25th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Guiyang, China: IEEE, 2013. 4898–4903
- 96 Qi Hai-Ming, Cheng Yue-Hua, Jiang Bin, He Liang. Hardware reconfigurability of satellite attitude control system with function module faults. *Aerospace Control*, 2014, **32**(4): 62–68  
(祁海铭, 程月华, 姜斌, 贺亮. 功能模块故障下的卫星姿态控制系统硬件可重构性. 航天控制, 2014, **32**(4): 62–68)
- 97 Wang D Y, Liu C R. Reconfigurability analysis method for spacecraft autonomous control. *Mathematical Problems in Engineering*, 2014, **2014**: Article No. 724235
- 98 Schneider H. Failure mode and effect analysis: FMEA from theory to execution. *Technometrics*, 1996, **38**(1): 80–80
- 99 Xu K, Tang L C, Xie M, Ho S L, Zhu M L. Fuzzy assessment of FMEA for engine systems. *Reliability Engineering and System Safety*, 2002, **75**(1): 17–29
- 100 Wang Shi-Xin. Research on Reconfigurability Design for Satellite Attitude Control System [Ph.D. dissertation], China Academy of Space Technology, China, 2015.  
(王世新. 卫星姿态控制系统可重构性设计研究 [博士学位论文], 中国空间技术研究院, 中国, 2015.)
- 101 Ferguson S, Lewis K. Investigating the interaction between reconfigurability and system mass using multidisciplinary design optimization. In: Proceedings of the 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Schaumburg, IL, USA: AIAA, 2008.
- 102 Tabatabaeipour S M, Gholami M, Bak T. Configuration selection for reconfigurable control of piecewise affine systems. *International Journal of Control*, 2015, **88**(6): 1310–1323
- 103 Wang Shi-Xin, Xing Yan, Wang Da-Yi, Liu Cheng-Rui. Reconfigurability design for thrusters of satellite attitude control system based on optimal energy consumption. *Aerospace Control*, 2015, **33**(5): 46–53  
(王世新, 邢琰, 王大轶, 刘成瑞. 基于能耗最优的卫星姿控系统推力器可重构性设计. 航天控制, 2015, **33**(5): 46–53)
- 104 Su Wei-Hua. Research on Comprehensive Evaluation Theories and Methods with Multiple Indicators [Ph.D. dissertation], Xiamen University, China, 2000.  
(苏为华. 多指标综合评价理论与方法问题研究 [博士学位论文], 厦门大学, 中国, 2000.)
- 105 Xu Ze-Shui, Da Qing-Li. Study on method of combination weighting. *Chinese Journal of Management Science*, 2002, **10**(2): 84–87  
(徐泽水, 达庆利. 多属性决策的组合赋权方法研究. 中国管理科学, 2002, **10**(2): 84–87)
- 106 Gu Peng, Wang Da-Yi, Liu Cheng-Rui. Research on momentum wheel reconfiguration design of zero-momentum satellite. *Chinese Space Science and Technology*, 2013, **33**(1): 7–14  
(顾朋, 王大轶, 刘成瑞. 零动量卫星轮控系统可重构性设计研究. 中国空间科学技术, 2013, **33**(1): 7–14)

- 107 Xiang Chang-Yi, Yang Hao, Cheng Yue-Hua, Jiang Bin, Liu Cheng-Rui. Reconfigurable allocation of satellite attitude control system. *Aerospace Control*, 2014, **32**(2): 46–52, 59

(项昌毅, 杨浩, 程月华, 姜斌, 刘成瑞. 卫星姿态控制系统的可重构性指标分配. 航天控制, 2014, **32**(2): 46–52, 59)

- 108 Xiang C Y, Yang H, Cheng Y H, Jiang B. Reconfiguration allocation of satellite attitude control systems. In: Proceedings of the 25th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Guiyang, China: IEEE, 2013. 4101–4105

- 109 Xiang Chang-Yi, Yang Hao, Cheng Yue-Hua, Jiang Bin, Liu Cheng-Rui. On heuristic algorithm for reconfigurability allocation. *Aerospace Control and Application*, 2013, **39**(5): 7–12

(项昌毅, 杨浩, 程月华, 姜斌, 刘成瑞. 基于启发式算法的可重构性指标分配. 空间控制技术与应用, 2013, **39**(5): 7–12)

- 110 Wang D Y, Duan W J, Liu C R. An analysis method for control reconfigurability of linear systems. *Advances in Space Research*, 2016, **57**(1): 329–339

- 111 Zhang Y M, Jiang J. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems. *Annual Reviews in Control*, 2008, **32**(2): 229–252

- 112 Wang Min. Active Fault Tolerant Control of Dynamic Systems with Actuator Faults [Ph.D. dissertation], Tsinghua University, China, 2007.

(王敏. 动态系统执行器故障的主动容错控制研究 [博士学位论文], 清华大学, 中国, 2007.)

- 113 Nijmeijer H. Controllability and observability of nonlinear systems. *Control and Optimal Control Theories with Applications*, 2004, **66**(12): 149–170



**王大轶** 北京空间飞行器总体设计部研究员. 主要研究方向为航天器的自主制导、导航与控制, 故障诊断与容错控制. 本文通信作者.

E-mail: dayiwang@163.com

(**WANG Da-Yi** Professor at Beijing Institute of Spacecraft System Engineering. His research interest covers

autonomous guidance, navigation and control, fault diagnosis, and tolerant control for spacecrafts. Corresponding author of this paper.)



**屠圆圆** 北京控制工程研究所博士研究生. 2014 年于哈尔滨工业大学获学士学位. 主要研究方向为卫星控制系统的可重构性评价与设计.

E-mail: tytyfti@163.com

(**TU Yuan-Yuan** Ph.D. candidate at Beijing Institute of Control Engineering. She received her bachelor degree from Harbin Institute of Technology in 2014. Her research interest covers reconfigurability evaluation and design for satellite control systems.)

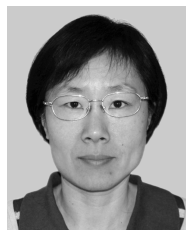


**刘成瑞** 北京控制工程研究所高级工程师. 2006 年在北京航空航天大学获博士学位. 主要研究方向为卫星控制系统的故障诊断与容错控制.

E-mail: liuchengrui@gmail.com

(**LIU Cheng-Rui** Senior engineer at Beijing Institute of Control Engineering. He received his Ph.D. degree from

Beijing University of Aeronautics and Astronautics in 2006. His research interest covers fault diagnosis and tolerant control for spacecrafts.)



**何英姿** 北京控制工程研究所研究员. 主要研究方向为航天器制导与控制.

E-mail: heyzi1970@163.com

(**HE Ying-Zi** Professor at Beijing Institute of Control Engineering. Her research interest covers guidance and control for spacecrafts.)



**李文博** 北京控制工程研究所高级工程师. 2012 年在哈尔滨工业大学获博士学位. 主要研究方向为故障诊断与容错控制, 卫星控制系统的可诊断性评价与设计. E-mail: liwenbo\_bice@163.com

(**LI Wen-Bo** Senior engineer at Beijing Institute of Control Engineering. He received his Ph.D. degree from

Harbin Institute of Technology in 2012. His research interest covers fault diagnosis and tolerant control, fault diagnosis evaluation and design for satellite control systems.)