

基于综合评价指标的航天器反作用轮执行机构配置

冯佳佳[†], 王佐伟

(北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘要: 本文针对航天器控制系统设计中如何进行执行机构配置这一问题, 提出一种基于综合评价指标的航天器反作用轮执行机构配置方法. 首先, 根据控制系统中执行机构配置的功能需求和硬件需求, 确定出满足需求的可行配置方案集. 该方案集内的执行机构选择为反作用轮, 其安装结构选择为斜装式, 安装角是根据控制系统的实际需求并以能耗最小为目标进行确定的. 然后, 针对确定出的可行配置方案集, 以执行机构配置的考量特性为评价指标进行综合评价, 确定出可行配置方案集内的最优配置方案. 在评价方法中, 以最小二乘为工具对主观评价方法和客观评价方法进行优化, 以各方案对正负理想方案的贴近度为依据确定出方案的优劣. 文章最后, 以航天器控制系统设计中的实际执行机构配置需求为例, 应用该方法进行配置, 结果表明该方法可行和有效, 具有工程应用价值.

关键词: 航天器; 反作用轮; 执行机构配置; 评价方法

引用格式: 冯佳佳, 王佐伟. 基于综合评价指标的航天器反作用轮执行机构配置. 控制理论与应用, 2018, 35(2): 162 – 168

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Spacecraft reaction wheel actuator configuration based on comprehensive evaluation index

FENG Jia-jia[†], WANG Zuo-wei

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: This paper presents a method of spacecraft reaction wheel actuator configuration based on comprehensive evaluation index, which can be useful in the design of spacecraft control systems. Firstly, based on the functional and hardware requirements of the actuator configuration in the control system, a set of feasible configuration schemes that satisfies the requirements is determined. Reaction wheel is selected as the actuator in this set. In addition, its mounting structure is skewed, with the mounting angle of the structure determined by the actual requirements of the control system and the minimum energy consumption. Secondly, the optimal configuration scheme of the feasible configuration scheme set is determined by the comprehensive evaluation of the characteristics of the actuator configuration. The least squares method is used to optimize the subjective and objective evaluation methods, with the merits of the scheme determined by its proximity to the positive and negative ideal schemes. Finally, the proposed method is applied to the actuator configuration requirements of a spacecraft control system design, with the results showing that the method is feasible and effective and, consequently, has value for engineering applications.

Key words: spacecraft; reaction wheel; actuator configuration; evaluation method

Citation: FENG Jiajia, WANG Zuowei. Spacecraft reaction wheel actuator configuration based on comprehensive evaluation index. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(2): 162 – 168

1 引言(Introduction)

执行机构是航天器控制系统中的重要组成部分, 它主要用来完成航天器的姿态控制和轨道控制. 执行机构的配置主要是指执行机构类型的选择、数量、构型、指向等, 执行机构的配置一旦确定, 它将直接影响到航天器的控制性能, 因此, 执行机构的配置对航天器控制来说极其重要^[1].

目前, 反作用轮作为执行机构已广泛应用于航天器的姿态控制中^[2-3], 但关于以反作用轮为执行机构的配置方法研究较少, 且主要研究集中在反作用轮的几种固定构型上, 没有考虑控制系统的实际需求以及不同类型反作用轮在配置之间的优劣. 文献[4-5]给出反作用轮的几种构型, 并对其从角动量、控制性能等方面进行研究; 文献[6]针对反作用轮的金字塔构

收稿日期: 2017-04-05; 录用日期: 2017-08-18.

[†]通信作者. E-mail: fengjiajia888@163.com; Tel.: +86 10-68378682.

本文责任编辑: 贾英民.

国家自然科学基金项目(61333008)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61333008).

型, 利用最小无穷范数方法对其进行性能优化; 文献[7]针对反作用轮的两种构型, 利用不同的控制方法对其性能进行对比研究; 文献[8]以能耗最小为目标, 对四斜装反作用轮的安装角进行研究; 文献[9]给出不同数量下反作用轮的金字塔构型, 并以能耗最小为目标对金字塔构型的构型角度进行研究; 文献[10]对反作用轮在综合指标约束下的指向优化问题进行研究, 并给出反作用轮构型优化问题的一般性结论. 事实上, 以反作用轮作为执行机构进行配置时, 首先, 应该根据控制系统的实际需求进行配置, 在配置上满足控制系统的功能需求和硬件需求; 其次, 在配置上需要兼顾执行机构的功耗、角动量包络、力矩包络、冗余备份等^[11]指标对整个控制系统的影响, 这样才能确定出最佳的配置方案.

本文首先从航天器控制系统设计中提炼出执行机构的配置问题, 然后针对所提炼出的问题进行执行机构的配置. 在配置方法上首先根据控制系统的实际需求确定出满足控制系统功能需求和硬件需求的可行配置方案集, 然后针对执行机构配置的考量指标建立一套综合评价体系, 最后根据综合评价体系确定出满足控制系统需求的最佳配置方案.

2 问题描述(Problem description)

航天器进行姿态机动及稳定控制, 需要对其执行机构进行配置.

其中, 执行机构功能上需要满足:

- 1) 航天器能够进行快速的姿态机动, 3个轴机动需求或者克服干扰所需的最大力矩为 T_{dx}, T_{dy}, T_{dz} ;
- 2) 由于太阳光压和航天器的机动需求, 3个轴所需的最大角动量为 H_{dx}, H_{dy}, H_{dz} ;
- 3) 具有较大的力矩包络和角动量包络;
- 4) 具有一定的冗余性和可重构性;
- 5) 执行机构的结构应该灵活可靠, 适应不同的控制需求.

$$C = \begin{bmatrix} \sin \beta \cos \alpha & \sin \beta \cos(\alpha + \frac{2\pi}{n}) & \sin \beta \cos(\alpha + 2 \times \frac{2\pi}{n}) & \cdots & \sin \beta \cos[\alpha + (n-1) \times \frac{2\pi}{n}] \\ \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cdots & \cos \beta \\ \sin \beta \sin \alpha & \sin \beta \sin(\alpha + \frac{2\pi}{n}) & \sin \beta \sin(\alpha + 2 \times \frac{2\pi}{n}) & \cdots & \sin \beta \sin[\alpha + (n-1) \times \frac{2\pi}{n}] \end{bmatrix}_{3 \times n} \quad (1)$$

图1给出4斜装反作用轮的安装构型.

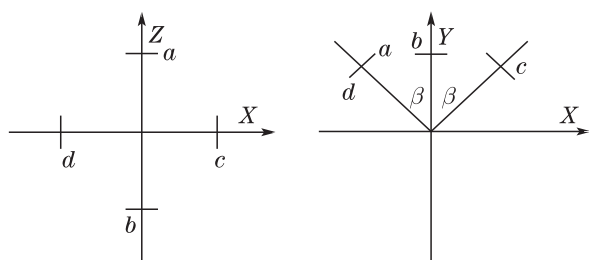


图1 4斜装反作用轮安装构型

Fig. 1 Four skewing reacting wheel structure

制需求.

执行机构硬件上需要满足:

- 1) 执行机构的总质量应小于 M ;
- 2) 执行机构的可靠性应大于 P ;
- 3) 执行机构的最大稳定能耗应小于 W .

按照以上要求, 对执行机构进行配置, 使其配置结构为最佳.

3 执行机构配置(Actuator configuration)

3.1 可行配置方案集的确定(Determine the feasible configuration scheme set)

3.1.1 安装结构的确定(Determine the installation structure)

对于执行机构的配置来说, 首先需要确定的是执行机构的安装构型.

斜装式反作用轮构型由于具有结构适应性强, 故障重构能力好, 设计灵活等优点, 现已广泛应用于航天器姿态控制中^[12-13]. 因此, 配置结构选择为斜装式构型.

若航天器某一轴所需要的控制力矩较大, 则反作用轮可以围绕该轴进行均匀斜安装^[14].

由于控制系统中3个轴所需的最大力矩为 T_{dx}, T_{dy}, T_{dz} , 则不妨假设 $T_{dy} > T_{dx}, T_{dy} > T_{dz}$, 反作用轮的安装个数为 n , 考虑到冗余备份和更大角动量和力矩需求, 一般选择 $n > 3$, 则反作用轮的安装构型为:

n 个反作用轮围绕俯仰轴(Oy)斜装, 每一个反作用轮的轴线与俯仰轴成 $\beta (0 < \beta < \pi/2)$ 角, 每个轮子在 Oxz 平面内间隔均匀, 每隔 $2\pi/n$ 装一个反作用轮.

其安装构型矩阵表示如式(1)所示, 其中 α 为安装初始角, 根据控制系统实际情况进行确定, 一般取为0.

3.1.2 安装角 β 的确定(Determine the installation angle β)

在斜装式构型下, 斜装反作用轮角动量 H_w 在3个主惯量轴的角动量分量 H_b 下可以表示为

$$H_b = CH_w, \quad (2)$$

$H_b = [H_x \ H_y \ H_z]^T$, H_x, H_y, H_z 分别为3个主惯量轴的角动量, $H_w = [H_{w1} \ H_{w2} \ \cdots \ H_{wn}]^T$, $H_{w1}, H_{w2}, \cdots, H_{wn}$ 分别为 n 个反作用轮的角动量.

对式(2)两边微分得

$$T_b = CT_w, \quad (3)$$

其中: $T_b = [T_x \ T_y \ T_z]^T$, T_x, T_y, T_z 为3个主惯量轴 k 的控制力矩, $T_w = [T_{w1} \ T_{w2} \ \cdots \ T_{wn}]^T$, $T_{w1}, T_{w2}, \dots, T_{wn}$ 为每个反作用轮所产生的控制力矩。

由于 $n > 3$, 令分配矩阵 D 为安装矩阵 C 的 Moore-Penrose 广义逆矩阵, 即

$$D = C^T(CC^T)^{-1}, \quad (4)$$

则由式(2)–(3)可得

$$H_w = DH_b, \quad (5)$$

$$T_w = DT_b. \quad (6)$$

由于控制系统所需的最大力矩为 T_{dx}, T_{dy}, T_{dz} , 因此在 n 个斜装反作用轮的构型下, 每个反作用轮分配到的控制力矩为

$$T = D \begin{bmatrix} T_{dx} \\ T_{dy} \\ T_{dz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T'_{w1} \\ T'_{w2} \\ \vdots \\ T'_{wn} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$T'_{w1}, T'_{w2}, \dots, T'_{wn}$ 为每个反作用轮分配到的控制力矩。

令 T 的欧式范数 $\|T\|$ 为

$$\|T\| = \left[\sum_{i=1}^n (T'_{wi})^2 \right]^{1/2} = f(\beta). \quad (8)$$

由文献[9, 15]可知, 当 $\|T\|$ 为最小时: ① 执行机构所消耗的能量最小; ② 执行机构能够提供较大的力矩包络和角动量包络; ③ 反作用轮的安装配置构型更适合系统的实际力矩需求。

因此在实际控制系统力矩需求下, 最佳安装角 β_0 为

$$\beta_0 = \{\beta \in (0, \pi/2) \mid \min(\|T\|)\}. \quad (9)$$

3.1.3 方案集的确定(Determine the scheme set)

设单个反作用轮的重量为 m , 成本为 c , 最大力矩为 T_0 , 最大角动量为 H_0 , 可靠性为 Q , 最大稳定能耗为 W_0 。

由于配置结构采用斜装式构型, 从冗余备份和可重构性的角度出发, 要求 n 个反作用轮中的任意3个均能提供控制系统所需要的控制力矩和角动量。设任意3个反作用轮的安装矩阵为 C' , 该矩阵为 3×3 结构, 由于任意3个反作用轮均不在一个平面, 因此矩阵 C' 可逆。针对3个轴所需的最大力矩为 T_{dx}, T_{dy}, T_{dz} , 则这3个反作用轮的分配矩阵为

$$T' = (C')^{-1} \begin{bmatrix} T_{dx} \\ T_{dy} \\ T_{dz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T'_{wi} \\ T'_{wj} \\ T'_{wk} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$T'_{wi}, T'_{wj}, T'_{wk}$ 为任意3个反作用轮的分配力矩。

考虑到经过分配矩阵后, 反作用轮需提供力矩有溢出的可能^[16], 因此要求单个反作用轮能提供的最大力矩 T_0 满足

$$T_0 > \max\{T'_{wi}, T'_{wj}, T'_{wk}\}. \quad (11)$$

同理, 单个反作用轮能提供的最大角动量 H_0 满足

$$H_0 > \max\{H'_{wi}, H'_{wj}, H'_{wk}\}, \quad (12)$$

$H'_{wi}, H'_{wj}, H'_{wk}$ 为任意3个反作用轮的分配角动量。

控制系统要求执行机构的总质量应小于 M , 则 n 个反作用轮满足

$$n \times m < M. \quad (13)$$

由于 n 个反作用轮中只要有3个反作用轮工作, 就可以保证系统正常工作, 因此在 n 个反作用轮配置下执行机构可靠性表示为

$$Q_s = Q^n + nQ^{n-1}\bar{Q} + \cdots + \frac{Q^3\bar{Q}^{n-3}n!}{3!(n-3)!}, \quad (14)$$

式中 $\bar{Q} = 1 - Q$ 。

控制系统要求执行机构的可靠性应大于 P , 则 n 个反作用轮满足

$$Q_s > P. \quad (15)$$

控制系统要求执行机构的最大稳定功耗应小于 W , 则 n 个反作用轮满足

$$n \times W_0 < W. \quad (16)$$

对于 $n = 4, 5, \dots$, 由式(9)–(16)并通过查询反作用轮的规格说明即可以确定出满足控制系统功能要求和硬件要求的执行机构可行配置方案集

$$\Omega_i = \{n, \beta_0, T_0, H_0, m, c, Q, W_0\}, \quad (17)$$

其中: n 为执行机构配置的反作用轮数量, β_0 为根据控制系统实际需求配置出的反作用轮安装角度, T_0 为执行机构配置的单个反作用轮最大输出力矩, H_0 为执行机构配置的单个反作用轮最大输出角动量, m 为执行机构配置的单个反作用轮重量, c 为执行机构配置的单个反作用轮成本, Q 为执行机构配置的单个反作用轮可靠性, W_0 为执行机构配置的单个反作用轮最大稳定能耗。

3.2 建立综合评价指标 (Establish comprehensive evaluation index)

为了对执行机构的配置方案进行全面评价, 需要建立综合的、系统的、最能反映实际特性的评价体系。

通过航天器控制系统设计中对执行机构配置的考量, 可建立执行机构配置方案的评价指标如图2所示。

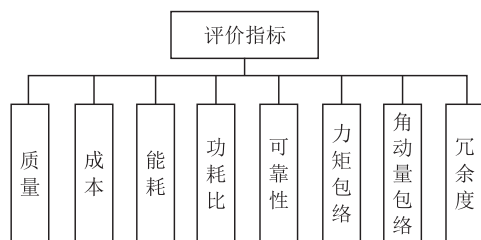


图2 评价指标

Fig. 2 Evaluation index

图中各项评价指标的含义及计算公式为:

1) 质量.

指配置方案中执行机构总的质量, 具体为 $n \times m$, n 为反作用轮的个数, m 为单个反作用轮的质量;

2) 成本.

指配置方案中执行机构总成本, 具体为 $n \times c$, n 为反作用轮的个数, c 为单个反作用轮的成本;

3) 能耗.

指配置方案中执行机构工作稳定时的最大能耗, 具体为 $n \times W_0$, n 为反作用轮的个数, W_0 为单个反作用轮稳定时的最大能耗;

4) 功耗比.

指文献[7]中的功耗比指标, 具体为配置方案中斜装反作用轮和正交反作用轮消耗控制能量之比 μ , $\mu = \min \lambda(G) = \min \lambda(CC^T)^{-1}$, 即为功耗指标矩阵 $(CC^T)^{-1}$ 的最小特征值.

5) 可靠性.

指配置方案中执行机构总的可靠性, 为 $Q_s = Q^n + nQ^{n-1}\bar{Q} + \dots + \frac{Q^3\bar{Q}^{n-3}n!}{3!(n-3)!}$, n 为反作用轮的个数, Q 为单个反作用轮的可靠性.

6) 力矩包络.

指配置方案中所有反作用轮在航天器本体坐标系中各个方向上所能提供的最大力矩矢量的端点形成的包络, 选用参考文献[5]中的力矩包络的计算方法: $||v_{ij} \cdot (\hat{w}_i \times \hat{w}_j)|^{-1}(\hat{w}_i \times \hat{w}_j) \cdot T|$, 其中: $v_{ij} = \sum_{k \neq i, j} \hat{w}_k \text{sign}(\hat{w}_k \cdot \hat{n}_{ij})$, $\hat{w}_i, \hat{w}_j$ 为反作用轮的安转矢量, $\hat{n}_{ij} = (\hat{w}_i \times \hat{w}_j) / |\hat{w}_i \times \hat{w}_j|$, T 为反作用轮的力矩.

7) 角动量包络.

指配置方案中所有反作用轮在航天器本体坐标系中各个方向上所能提供的最大角动量矢量的端点形成的包络, 选用参考文献[5]中的角动量包络的计算方法: $||v_{ij} \cdot (\hat{w}_i \times \hat{w}_j)|^{-1}(\hat{w}_i \times \hat{w}_j) \cdot H|$, 其中: $v_{ij} = \sum_{k \neq i, j} \hat{w}_k \text{sgn}(\hat{w}_k \cdot \hat{n}_{ij})$, $\hat{w}_i, \hat{w}_j$ 为反作用轮的安转矢量, $\hat{n}_{ij} = (\hat{w}_i \times \hat{w}_j) / |\hat{w}_i \times \hat{w}_j|$, H 为反作用轮的角动量.

8) 冗余度.

指配置方案中反作用轮的冗余备份数, 为 $n - 3$, n 为反作用轮的个数.

3.3 评价方法(Evaluation method)

目前的评价方法主要有两类: 一类为主观评价方法, 另一类为客观评价方法. 这两类评价方法各有优缺点, 为了让评价结果更加科学合理, 同时又兼顾评估专家对指标的青睐, 尽量减少主观随意性, 故采用优化评价方法^[17].

3.3.1 指标数值归一化(Numerical normalization)

由于评价指标中的量纲各不相同, 需要进行规范化处理.

设有 a 个评价对象, b 个评价指标, 以 x_{ij} 表示第 i 个待评对象的第 j 个评价指标值, 其构成矩阵为 $X = (x_{ij})_{a \times b}$, 需要将其转换成规范化矩阵 $R = (r_{ij})_{a \times b}$.

其中, 对越小越优性指标采用式(18)进行转换:

$$r_{ij} = \begin{cases} 0, & x_{ij} = \max(x_{ij}), \\ \frac{\max(x_{ij}) - x_{ij}}{\max(x_{ij}) - \min(x_{ij})}, & \text{其他}, \\ 1, & x_{ij} = \min(x_{ij}). \end{cases} \quad (18)$$

对越大越优性指标采用式(19)进行转换:

$$r_{ij} = \begin{cases} 0, & x_{ij} = \min(x_{ij}), \\ \frac{x_{ij} - \min(x_{ij})}{\max(x_{ij}) - \min(x_{ij})}, & \text{其他}, \\ 1, & x_{ij} = \max(x_{ij}). \end{cases} \quad (19)$$

3.3.2 最优方案的确定(Determine the optimal scheme)

在 a 个评价对象, b 个评价指标中, 设主观评价方法给出的指标权重为 $U = [u_1 \ u_2 \ \dots \ u_b]^T$, 客观评价方法给出的指标权重为 $V = [v_1 \ v_2 \ \dots \ v_b]^T$, 各指标优化组合权重为 $W = [w_1 \ w_2 \ \dots \ w_b]^T$.

第 i 个评价对象的评价值为

$$f_i = \sum_{j=1}^b w_j r_{ij}, \quad i = 1, 2, \dots, a. \quad (20)$$

对评价指标而言, 当主客观的评价值的偏差越小越好, 因此建立最小二乘模型

$$\min H(w) = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^b \{[(u_j - w_j)r_{ij}]^2 + [(v_j - w_j)r_{ij}]^2\}, \quad (21)$$

其中 $\sum_{j=1}^b w_j = 1, w_j \geq 0$.

对式(21)作拉格朗日函数得

$$L = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^b \{[(u_j - w_j)r_{ij}]^2 + [(v_j - w_j)r_{ij}]^2\} + \lambda \left(\sum_{j=1}^b w_j - 1 \right). \quad (22)$$

令

$$\frac{\delta L}{\delta w_j} = - \sum_{i=1}^a 2(u_j + v_j - 2w_j)r_{ij}^2 + \lambda = 0, \quad (23)$$

$$\frac{\delta L}{\delta \lambda} = \sum_{j=1}^b w_j - 1 = 0. \quad (24)$$

式(23)–(24)用矩阵表示为

$$\begin{bmatrix} A & e \\ e^T & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} W \\ \frac{1}{4}\lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (25)$$

其中:

$$\begin{aligned} A_{a \times a} &= \text{diag}\left\{\sum_{i=1}^a r_{i1}^2, \sum_{i=1}^a r_{i2}^2, \dots, \sum_{i=1}^a r_{ia}^2\right\}, \\ e_{b \times 1} &= [1 \ 1 \ \dots \ 1]^T, \\ W_{b \times 1} &= [w_1 \ w_2 \ \dots \ w_b]^T, \\ B_{b \times 1} &= \\ &\left[\sum_{i=1}^a \frac{1}{2}(u_1 + v_1)r_{i1}^2 \ \sum_{i=1}^a \frac{1}{2}(u_1 + v_1)r_{i2}^2 \ \dots \right. \\ &\left. \sum_{i=1}^a \frac{1}{2}(u_1 + v_1)r_{ia}^2\right]^T. \end{aligned}$$

由式(25)可得

$$W = A^{-1} \cdot [B + \frac{1 - e^T A^{-1} B}{e^T A^{-1} e} \cdot e]. \quad (26)$$

将规范化矩阵 R 按列单位化, 得到单位矩阵 $Z = (z_{ij})_{a \times b}$, 取各指标的最大值构成正理想方案, 即

$$y_j^+ = \max_j(z_{ij}w_j), \quad (27)$$

其中: $i = 1, 2, \dots, a; j = 1, 2, \dots, b$.

取各指标的最小值构成负理想方案, 即

$$y_j^- = \min_j(z_{ij}w_j), \quad (28)$$

其中: $i = 1, 2, \dots, a; j = 1, 2, \dots, b$.

定义

$$L_i = \sqrt{\sum_{j=1}^b (z_{ij}w_j - y_j^+)^2}, \quad (29)$$

$$D_i = \sqrt{\sum_{j=1}^b (z_{ij}w_j - y_j^-)^2}, \quad (30)$$

其中 L_i, D_i 分别称为方案 $A_i (i = 1, 2, \dots, a)$ 对正理想方案 A^+ 和负理想方案 A^- 的贴近度.

确定评价系数 F_i 定义为

$$F_i = D_i / (L_i + D_i). \quad (31)$$

通过 F_i 的数值对方案进行评价, F_i 数值越大, 方案越优, 从而确定出可行配置方案集内的最优配置方案.

4 执行机构配置实例(Actuator configuration example)

4.1 控制系统需求(Control system requirements)

某一类航天器进行姿态机动及稳定控制, 需要对其进行执行机构配置. 其中: 3个轴所需的最大力矩为

$$T_{dx} = 0.08 \text{ Nm},$$

$$T_{dy} = 0.12 \text{ Nm},$$

$$T_{dz} = 0.08 \text{ Nm};$$

3个轴所需的最大角动量为

$$H_{dx} = 40 \text{ Nms},$$

$$H_{dy} = 55 \text{ Nms},$$

$$H_{dz} = 40 \text{ Nms};$$

执行机构的总质量应小于60 kg; 可靠性应大于94%; 最大稳定功耗应小于155 W.

按照以上要求, 对执行机构进行配置, 使其满足要求的同时结构最优.

4.2 配置方法解析(Configuration method analysis)

令初始安装角 $\alpha = 0$, 由式(9)–(16)并通过查询反作用轮的规格说明确定出的执行机构可行配置方案集为

$$\Omega_1 = \{4, 53.13^\circ, 0.12, 50, 9.8, 15, 0.968, 25\},$$

$$\Omega_2 = \{4, 53.13^\circ, 0.15, 75, 12, 18, 0.95, 30\},$$

$$\Omega_3 = \{4, 53.13^\circ, 0.2, 125, 15, 25, 0.9, 40\},$$

$$\Omega_4 = \{5, 54.73^\circ, 0.12, 50, 9.8, 15, 0.968, 25\},$$

$$\Omega_5 = \{5, 54.73^\circ, 0.15, 75, 12, 18, 0.95, 30\},$$

其中各方案的分析数据如表1所示.

表1 分析数据

Table 1 Analyze data

方案指标	质量/kg	成本/万元	能耗/W	功耗比	可靠性	力矩包络	角动量包络	冗余度
方案1	39.2	60	100	0.6786	0.9630	0.1348	56.1795	1
方案2	48.0	72	120	0.6786	0.9860	0.1685	84.2692	1
方案3	60.0	100	160	0.6786	0.9477	0.2247	140.4487	1
方案4	49.0	75	125	0.6000	0.9950	0.1620	67.5101	2
方案5	60.0	90	150	0.6000	0.9988	0.2025	101.2651	2

由于控制系统中的质量、成本、能耗、功耗比为越小越优型指标, 而可靠性、力矩包络、角动量包

络、冗余度为越大越优型指标, 因此将指标规范化得到矩阵 R 为

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 & 0.2994 & 0 & 0 & 0 \\ 0.5769 & 0.7000 & 0.6667 & 0 & 0.7495 & 0.3748 & 0.3333 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0.5288 & 0.6250 & 0.5833 & 1 & 0.9256 & 0.3026 & 0.1345 & 1 \\ 0 & 0.2500 & 0.1667 & 1 & 1 & 0.7531 & 0.5350 & 1 \end{bmatrix}.$$

采用AHP方法^[18]确定的主观权重 U 为

$$U = [0.1123 \ 0.0115 \ 0.1087 \ 0.1139 \\ 0.2058 \ 0.1477 \ 0.1356 \ 0.1645].$$

采用熵方法^[19]确定的客观权重 V 为

$$V = [0.1356 \ 0.0778 \ 0.0885 \ 0.2243 \\ 0.0627 \ 0.0816 \ 0.1053 \ 0.2243].$$

通过式(26)计算得到的优化权重 W 为

$$W = [0.1240 \ 0.0447 \ 0.0986 \ 0.1691 \\ 0.1342 \ 0.1146 \ 0.1204 \ 0.1944].$$

由式(27)–(28)得到正理想方案 y^+ 和负理想方案 y^- 分别为:

$$y^+ = [0.0977 \ 0.0321 \ 0.0732 \ 0.1196 \\ 0.0847 \ 0.0854 \ 0.1012 \ 0.1375],$$

$$y^- = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0].$$

最后, 利用式(29)–(31)得到的计算结果如表2所示.

表2 计算结果

	方案1	方案2	方案3	方案4	方案5
L	0.2328	0.2081	0.2373	0.1195	0.1281
D	0.1285	0.1100	0.1323	0.2126	0.2179
F	0.3557	0.3458	0.3580	0.6401	0.6297

从表2中的 F 数值可以得出, 方案4为最优方案, 经验证该方案满足控制系统需求.

4.3 方案比较(Scheme comparison)

文献[4]较全面的给出了目前反作用轮常用的固定构型, 具体为3个反作用轮的11种构型方案, 4个反作用轮的8种构型方案, 针对这19种构型方案分别在该工程实例下进行方案配置, 每种构型方案在综合评价体系下的最优评价结果如表3所示.

其中: P1–P11为3个反作用轮的11种构型方案, P12–P19为4个反作用轮的8种构型方案.

从表3可以看出, 在综合考虑各项指标的前提下, 本文提出的反作用轮执行机构配置方法优于其他配置方法. 事实上, 目前国内外关于执行机构配置的研究

均集中在单一指标的优化问题上, 未考虑工程实际的多指标问题, 而本文所提出的方法能够处理这种多指标问题, 因此, 本文所提出的执行机构配置方法相比于其他配置方法更适合工程应用.

表3 方案结果

Table 3 Scheme results

方案	P1	P2	P3	P4	P5
F	0.1564	0.1667	0.1667	0.1667	0.1721
方案	P6	P7	P8	P9	P10
F	0.1721	0.1721	0.1923	0.1923	0.1923
方案	P11	P12	P13	P14	P15
F	0.1923	0.3087	0.3233	0.3233	0.3233
方案	P16	P17	P18	P19	
F	0.3566	0.3566	0.3566	0.3557	

5 结束语(Conclusions)

本文针对航天器控制系统设计中如何进行执行机构配置这一问题, 提出一种基于综合评价指标的航天器反作用轮执行机构配置方法, 将该方法应用于实际的控制系统配置中, 结果表明该配置方法可行和有效, 因此具有重要的工程价值. 由于航天器实际的执行机构配置受到很多因素影响, 比如反作用轮转速过零问题、反作用轮卸载问题等, 因此, 下一步将更全面的考虑执行机构配置的影响因素, 继而优化配置方法.

参考文献(References):

- [1] AGUIRRE M A. *Introduction to Space Systems* [M]. Berlin: Springer, 2013.
- [2] WINSNIEWSKIA R, KULCZYCKI P. Slew maneuver control for spacecraft equipped with star camera and reaction wheels [J]. *Control Engineering Practice*, 2005, 13(3): 349–356.
- [3] NUDEHI S S, FAROOQ U. Satellite attitude control using three reaction wheels [C] // *Proceeding of the 2008 American Control Conference*. Washington, USA: IEEE, 2008: 4820–4855.
- [4] ZULIANA I, RENUGANTH V. A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control [J]. *Advances in Space Research*, 2010, 45(6): 750–759.
- [5] MARKLEY F Landis. Maximum torque and momentum envelopes for reaction-wheel arrays [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2010, 33(5): 1606–1614.
- [6] HYUNGJOO Y, HYUM H S. Optimal uses of reaction wheels in the pyramid configuration using a new minimum infinity-norm solution [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 109–119.

- [7] SI MOHAMMED M A, BELLAR A. Performance evaluation of low earth orbit microsatellite attitude control system using tetrahedral configuration—a comparative study [C] // *Proceedings of the 2014 International Conference on Control, Decision and Information Technologies*. Metz, France: IEEE, 2014: 531 – 536.
- [8] FLEMING A W, RAMOS A. Precision three-axis attitude control via skewed reaction wheel momentum management [C] // *Proceedings of the 1979 Guidance and Control Conference*. Boulder, USA: AIAA, 1979: 1719 – 1725.
- [9] HABLANI H B. Sun-tracking commands and reaction wheel sizing with configuration optimization [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1994, 17(4): 805 – 814.
- [10] BAYARD D S. An optimization result with application to optimal spacecraft reaction wheel orientation design [C] // *Proceeding of the 2001 American Control Conference*. Arlington, USA: IEEE, 2001: 1473 – 1478.
- [11] HANSPETER S, VAIOS J L. Redundant reaction wheel torque distribution yielding instantaneous L_2 power-optimal attitude control [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009, 32(4): 1269 – 1276.
- [12] BRIEB K. Technology demonstration by the BIRD-mission [J]. *Acta Astronautica*, 2005, 56(1): 57 – 63.
- [13] ALLAN D R, LEE Y, GENE H. Cassini spacecraft attitude control system flight performance [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. San Francisco, USA: AIAA, 2005: 4172 – 4254.
- [14] ZHOU J. *Spacecraft Control Principle* [M]. Xi'an: Xibei Gongye University Press, 2001.
- [15] HABLANI H B. Momentum accumulation due to solar radiation torque and reaction wheel sizing with configuration optimization [C] // *Proceedings of the NASA/Goddard Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium*. California, USA: NASA, 1992: 3 – 22.
- [16] MARC B, SUSAN A. Load balancing in control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(2): 380 – 387.
- [17] SHU Zhengping, ZHOU Shenghua. Study on equipment maintenance support performance evaluation index weights of combination weighting method [J]. *Ordnance Industry Automation*, 2010, 29(12): 9 – 11.
(舒正平, 周盛华. 装备维修保证效能评估指标权重组合赋权法非研究 [J]. 兵工自动化, 2010, 29(12): 9 – 11.)
- [18] MATTEO B. *Introduction to the Analytic Hierarchy Process* [M]. Berlin: Springer, 2015.
- [19] YUAN Minghai, LI Dongbo, YU Minjian, et al. Research on evaluation system for reconfigurable manufacturing systems [J]. *Chinese Journal of Construction Machinery*, 2007, 18(17): 2050 – 2054.
(苑明海, 李东波, 于敏建, 等. 可重构制造系统评价体系研究 [J]. 中国机械工程, 2007, 18(17): 2050 – 2054.)

作者简介:

冯佳佳 (1986–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为航天器智能自主控制及结构优化, E-mail: fengjiajia888@163.com;

王佐伟 (1975–), 男, 研究员, 目前研究方向为航天器控制系统设计与仿真, E-mail: wzuowei123@foxmail.com.