

2. Половко, А.М. Метод расчёта надёжности резервированных восстанавливаемых устройств / А.М. Половко, Б.Н. Гурович // Известия академии наук СССР. Техническая кибернетика. – 1971. – №4,

3. Половко, А.М. Основы теории надёжности: учебное пособие / А.М. Половко, С.В. Гуров. – Изд. 2-е, перераб. и доп. – С.Петербург: БХВ-Петербург, 2008 (СПб.: Наука). – 702 с.

4. ГОСТ 23070-78 Анализ и оптимизация на ЭВМ радиоэлектронных схем. Термины и определения.

5. Satyanarayana A., Prabhakar A. New topological formula and rapid algorithm for reliability analysis of complex networks. IEEE Transactions on Reliability, v. 27, no. 2, pp. 82-100, 1978.

УДК 629.78

Наинг Вей Лин, Ю.Я. Пузин

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОС- МИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ МАЛОЙ МАССЫ

Введение. В статье представлен методический подход к выбору конструктивных параметров электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) для поддержания параметров орбиты малых космических аппаратов (МКА) (массой до 700 кг), предназначенных для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). При выборе марки ЭРДУ использовались методы многокритериальной оптимизации и находилось множество Парето при заданных параметрах орбиты и срока активного существования (АС).

Основная часть. Главное требование к спутнику ДЗЗ – получать видовую информацию в заданных районах Земли с максимальными показателями целевой эффективности: линейное разрешение на местности (ЛРМ), оперативность доставки видеоинформации, периодичность наблюдения, доставки целевой информации потребителю за допустимое время, а также обеспечение целевого функционирования спутника в период всего срока АС в составе космической системы наблюдения.

Основным техническим средством, обеспечивающим возможность выполнение требований по значениям разрешения и оперативности дос-

тавки видовой информации, является целевая оптико-электронная аппаратура, установленная на борту МКА, который функционирует на солнечно-синхронной орбите с наклоном $97,3^\circ$ и в заданном диапазоне высот от 350 до 550 км. Для обеспечения заданного значения разрешения в этом диапазоне высот, требуется поддержание периода обращения спутников в космической системе (КС) путём периодической выдачи продольного корректирующего импульса скорости ΔV средствами бортовой двигательной установки.

В качестве базового космического аппарата будем рассматривать МКА типа «Аист-2Д» [1] с ЭРДУ [2]. Для выбора ЭРДУ была проведена многокритериальная оптимизация с использованием метода фронта Парето. Рассчитаны параметры орбиты и суточная потребность характеристической скорости для поддержания орбиты спутников с массой до 700 кг [1] при доступной среднесуточной мощности двигателя 800 Вт. Результаты расчётов представлены в табл. 1.

Табл. 1. Результаты расчёта

№	Высота орбиты, км	Период обращения, мин	Время в тени, мин	ЛРМ, м	Суточная потребность ΔV , м/с	Срок АС (без ЭРДУ), лет
1	350	91,53	36,32	1,053	0,2216	≤ 1
2	400	92,55	36,10	1,204	0,1019	≤ 2
3	450	93,58	35,91	1,354	0,0469	≤ 5
4	500	94,61	35,75	1,505	0,0216	≥ 7
5	550	95,64	35,61	1,655	0,0099	≥ 8

Для оптимизации циклограммы работы двигателя можно использовать метод Парето-фронтальной оптимизации [3]. Техническая постановка многокритериальной задачи имеет вид: необходимо выбрать марку и количество двигателей по следующим критериям: минимальная масса топлива (m_p); минимальная потребляемая мощность (P_T); минимальное время работы двигателя для поддержания орбиты ($t_{акт}$); минимальное относительное использование ресурса двигателей ($R_{отн}$) при удовлетворении ограничений различного рода. Математическая формулировка многокритериальной задачи будет следующей:

$$\left. \begin{array}{l} m_p \rightarrow \min, P_T \rightarrow \min, \\ t_{\text{акт}} \rightarrow \min, R_{\text{отн}} \rightarrow \min \end{array} \right|_{x \in H}, \quad (1)$$

где $x \in H$ – условная запись ограничений различного рода.

Многокритериальную задачу можно свести к однокритериальной, если выбрать так называемый главный критерий, а остальные критерии перевести в категорию ограничений. Так, если в качестве главного критерия выбирается минимальная масса топлива (m_p), то математическая постановка задачи будет следующей:

$$\left. \begin{array}{l} m_p \rightarrow \min \\ P_T \leq P_T^{\text{дон}}, t_{\text{акт}} \leq t_{\text{акт}}^{\text{дон}}, R_{\text{отн}} \leq R_{\text{отн}}^{\text{дон}}; \\ x \in H, \end{array} \right| \quad (2)$$

где верхние индексы (*дон*) означают допустимые значения соответствующих параметров.

Многокритериальную задачу также можно свести к однокритериальной, если каждому из показателей эффективности присвоить соответствующие удельные веса (баллы значимости $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ и α_4) при каждом из частных показателей эффективности. Каждый удельный вес изменяется в диапазоне от 0 до 1 (0 – наилучший вариант, 1 наихудший). При этом необходимо выполнить условие нормировки удельных весов ($\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 + \alpha_4 = 1$).

Тогда постановку однокритериальной задачи (в относительных показателях эффективности) можно представить так:

$$W = \min_{x \in H} \left(\alpha_1 \frac{m_p}{m_{p, \max}} + \alpha_2 \frac{P_T}{P_{T, \max}} + \alpha_3 \frac{t_{\text{акт}}}{t_{\text{акт}, \max}} + \alpha_4 \frac{R_{\text{отн}}}{R_{\max}} \right) \quad (2)$$

где индексы *max* обозначают максимальные значения параметров.

Однако сведение многокритериальной задачи к однокритериальной с помощью баллов значимости является субъективным и зависит от мнения экспертов. Как, например, определить, что важнее: мощность энергоустановки или время работы двигателя? Поэтому этот метод свёртки применяется для относительно простых задач. В данном исследовании использовалась многокритериальная постановка задачи. В качестве исходных данных использовались технические характеристики ЭРДУ [2]. Для на-

хождения множества Парето [3] была составлена программа на языке Python.

В табл. 2 представлены количественные результаты оптимизации ЭРДУ при сроке активного существования 7 лет.

Табл. 2. Результаты оптимизации по марке ЭРД

Марка / количество	Тяга, мН	Мощность, Вт	Расход топлива за 7 лет, кг	Суточное время работы, ч	Суточная энергия, Вт·ч	Сумм. время работы / ресурс, ч	Оценка по (2)	Рейтинг
XIPS-13/1	18	450	7,91	1,13	509,43	2880 / 13000	0,233	1
UK10(TS)/1	17,5	456	5,95	1,17	531,16	2979 / 11000	0,242	2
СПД-70 /1	40	660	12,70	0,50	335,07	1297 / 3100	0,373	3
СПД-60 /1	30	500	14,35	0,67	338,06	1727 / 2500	0,461	4
КМ- 45 /2	20	400	14,91	1,01	405,50	2590 / 4000	0,467	5
RIT-10 /1	15	750	5,71	1,36	1020,55	3476 / 20000	0,500	6
СПД-50 /2	28	440	21,57	0,72	317,06	1814 / 2500	0,561	7

Три лучших решения получились при использовании следующих ЭРДУ: XIPS-13/1, UK 10 (TS)/1 и СПД-70/1. Эти три варианта ЭРДУ удовлетворяют требованиям к базовому спутнику и являются лётными моделями. Для реализации в проекте нового КА был выбран ЭРДУ марки СПД-70/1, у которого на 33% меньшее энергопотребление чем у XIPS-13/UK10, и наименьшее суточное время работы (0,50 часа по сравнению с 1,13–1,36 часа у двигателей с самым высоким рейтингом).

Заключение. Таким образом, предложена методика выбора проектных параметров корректирующего ЭРДУ для МКА ДЗЗ из номенклатуры существующих образцов.

Список использованных источников

1. Larson W.J., Wertz J.R. Space Mission Analysis and Design: учеб. Пособие / W.J. Larson, J.R. Wertz.-3rd ed.-El Segundo, CA: Microcosm Press; New York: Kluwer Academic Publishers, 1999. – 922 p.

2. Салмин, В.В. Расчет проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий: учеб. пособие / В.В. Салмин, А.С. Четвериков, М.Ю. Гоголев. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2019. – 196 с.

3. Audet C., Bigeon J., Cartier D., Le Digabel S., Salomon L. Performance indicators in multiobjective optimization // *European Journal of Operational Research*. 2021. Vol. 292, No 1. P. 397–422.

УДК 629.78

Мьоу Тхэ Аун

МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ТИПА АИСТ–2

Введение. В статье представлена доработка системы управления движением космического аппарата (КА) типа АИСТ-2 путём замены двигателей-маховиков на силовой гироскопический комплекс (СГК). Применение СГК способствует повышению производительности съёмки космического аппарата по сравнению с оригинальной системой управления движением.

Оценка внешних возмущающих моментов, потребного момента исполнительных органов управления движением и потребного момента при различном режиме работы космического аппарата проведена для орбит с высотой в диапазоне от 350 до 700 км. В результате замены двигателей-маховиков на силовой гироскопический комплекс и удаления нескольких приборов для научных исследований изменились массово-инерционные характеристики модернизируемого космического аппарата типа АИСТ-2. Массогабаритные характеристики силового гироскопического комплекса рассчитываются в зависимости от различных режимов работы малых космических аппаратов.

Основная часть. Для современных КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), требуемая точность наведения на объект съёмки составляет 2–5 угловых минут, а погрешность стабилизации в зависимости от пространственного разрешения должна быть не хуже $10^{-3} - 10^{-4}$ град/с