

## **ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

### **Назначение ЭРДУ**

Задачи коррекции, ориентации и стабилизации космического аппарата (КА) возлагаются на его систему управления (СУ), включающую двигательную установку (ДУ).

Сложный комплекс требований, предъявляемых к ДУ как исполнительным органам СУ, формируется на основе анализа задач, присущих системе управления КА.

ДУ КА дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) должны выполнять в общем виде следующие задачи:

- начальную коррекцию;
- поддержание параметров орбиты;
- наведение траектории полета на исследуемый полигон и ее удержание;
- перевод геостационарного КА на другую долготу или изменение фазовой расстановки аппаратов, входящих в систему;
- создание управляющих моментов.

Особенность использования электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ) в СУ КА рассматриваемого класса заключается, прежде всего, в необходимости получения и поддержания заданных параметров орбит с высокой точностью и создания стабильных по величине управляющих моментов для разгрузки электромеханических исполнительных органов системы ориентации высокоорбитальных КА.

### **Вопросы оптимизации**

Применение ЭРДУ в составе КА связано с их взаимодействием с бортовыми системами аппарата, которое происходит как по внутренним характеристикам двигательной установки - энергомассовым и габаритным, тепловому состоянию элементов установки, так и по внешним показателям процесса функционирования ЭРДУ (формирование потребных импульсов тяги, показателей надежности, характеристикам совместимости с КА и т.д.).

Формирование требований к ЭРДУ должно исходить непосредственно из задач управляемого движения КА и оптимального соотношения внутренних параметров, учитывающих взаимодействие ЭРДУ с бортовыми системами КА [1].

Таким образом, задача оптимального применения ЭРДУ в системах управления КА должна сводиться к задаче комплексной оптимизации основных характеристик двигателей и внутренних параметров двигательной установки.

Решение указанной задачи требует увязки между собой всех характеристик ЭРДУ через их определяющие величины и параметры, которые логически вытекают из связи характеристик ЭРДУ с бортовыми системами КА (рис.1).

На рис.1 обозначены:  $F$  - тяга;  $\Delta F$  - нестабильность тяги;  $I_{\Sigma}$  - суммарный (полный) импульс тяги;  $K$  - количество двигателей;  $N_n$  - номинальное энергопотребление;  $N_n$  - энергопотребление в режиме подготовки;  $m_n$  - полная масса ЭРДУ;  $m_{p.t.}$  - масса рабочего тела;  $I_{уд}$  - удельный импульс тяги;  $T_i$  - температура элементов ЭРДУ;  $n$  - количество включений ЭРДУ;  $Q_i$  - тепловые потоки от элементов ЭРДУ;  $I_{пд}$  - импульс последствия;  $K_i$  - количество теплонапряженных элементов

Один из возможных способов практической реализации данной задачи заключается в использовании принципа иерархичности.

Наиболее трудной задачей выбора оптимальной ЭРДУ является распределение определяющих величин и параметров по уровням и позволяет ограничиться рассмотрением иерархической структуры ЭРДУ на уровне 2 (рис. 2).

Структура определяющих величин и параметров ЭРДУ формируется на основании системного анализа требований и альтернативных вариантов. В результате такого подхода для ЭРДУ КА ДЗЗ ("Метеор-Природа", "Ресурс-О", "Электро" и т. д) разработана трехуровневая структура определяющих величин и параметров, которая включает в себя на первом (высшем) уровне:

- потребный суммарный (полный) импульс тяги двигателей  $I_{\Sigma}$  с разбивкой по направлениям действия тяги  $I_{\Sigma_i}$ ,  $I_{\Sigma_j}$ ,  $I_{\Sigma_k}$  и т.д.;
- величины тяг двигателей  $F_i$  по каждому каналу управления и для каждого этапа корректирующего маневра КА;
- нестабильность тяги двигателей  $\Delta F_i$ ;
- время выхода двигателей на режим  $\tau$ ;
- импульс последствия  $I_{пд}$ ;
- массу двигательной установки  $m_{дв}$ ;
- номинальную величину энергопотребления двигательной установки  $N_n$ .

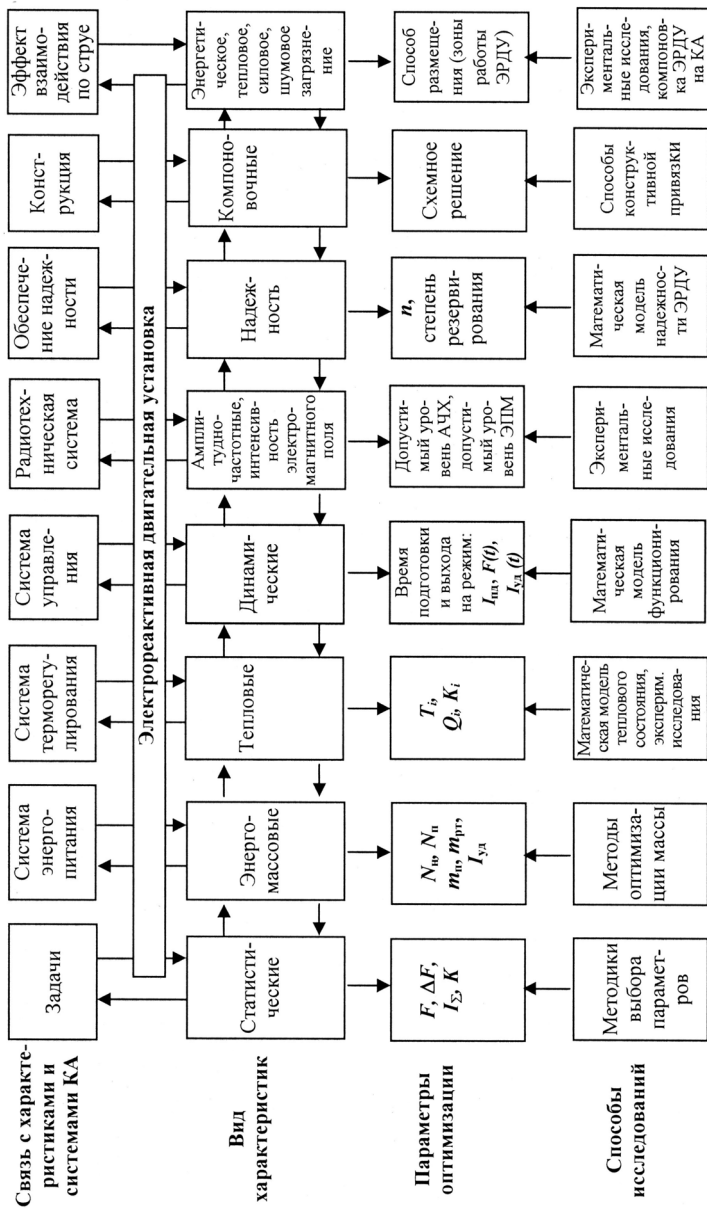
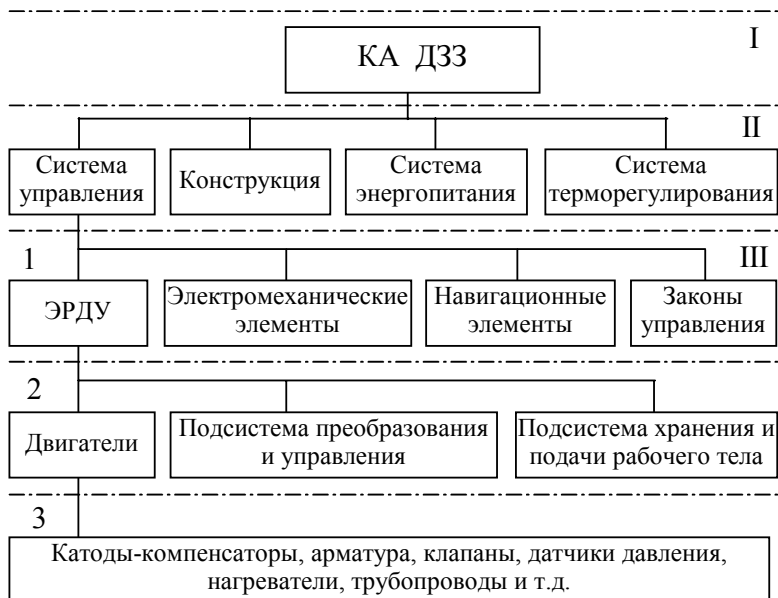


Рис.1. Связь характеристик ЭРДУ с бортовыми системами КА, возможные параметры оптимизации и способы исследования



**Рис.2. Иерархическая структура КА ДЗЗ и ЭРДУ системы управления**

На уровне подсистем (второй уровень):

- количество двигателей по каждому из направлений действия тяги  $p_i$ ;
- количество включений двигателей по каждому каналу управления и для каждого корректирующего маневра  $n_i$ ;
- массу каждой подсистемы ДУ  $m_i$ ;
- вид рабочего тела (р.т.);
- удельный импульс двигателей  $I_{уд}$  для определения необходимого запаса рабочего тела;
- номинальную величину энергопотребления каждой подсистемы ДУ  $N_i$ ;
- характеристики взаимодействия ЭРДУ и КА (интеграция ЭРДУ с КА).

На уровне элементов (третий уровень):

- все основные величины, отвечающие требованиям вышестоящих уровней и характеризующие реальное исполнение каждого элемента ЭРДУ.

Данная структура определяющих величин и параметров позволяет рационально проводить выбор типа и характеристик ЭРДУ

для решения целевых задач КА.

Процесс оптимизации основных величин ЭРДУ обычно осуществляется исходя из иерархической структуры целевых функционалов и факторов наибольшего влияния на них, основываясь на методе поуровневой оптимизации [2,3]. Применительно к ЭРДУ он предполагает на первом уровне исследования формирование оптимальной задачи в одном из двух вариантов:

I -  $\max \mathcal{E}$  при  $m_{\text{эрду}} \leq m_{\text{эрду доп}}$ ;

II -  $\min m_{\text{эрду}}$  при  $\mathcal{E} \geq \mathcal{E}_{\text{доп}}$ ,

где  $\mathcal{E}$  - эффективность применения ЭРДУ на КА;  $m_{\text{эрду}}$  - суммарная масса ЭРДУ;  $m_{\text{эрду доп}}$  - допустимая масса ЭРДУ.

В табл. 1 и 2 представлены критерии и параметры оптимизации ЭРДУ для вариантов I и II соответственно.

Таблица 1

Уровень	Исходные данные	Критерии оптимизации	Параметры оптимизации
1	Ограничение: $m_{\text{р.т. доп}}$ Параметры КА Циклограмма полета КА	$\mathcal{E} = \mathcal{E}_{\text{max}}$ $m_{\text{эрду}} \leq m_{\text{р.т. доп}}$	$F_{\text{опт}}, I_{\Sigma \text{опт}}, \tau_{\text{зап}}$ $I_{\text{min}}, I_{\text{пд}}, F_i/F_{\text{ном}}$
2	$F_{\text{опт}}, I_{\Sigma \text{потр}}$	$m_{\Sigma \text{подс. min}}$ $\mathcal{E} \geq \mathcal{E}_{\text{расп}}$	$I_{\text{уд. опт}}(m_{\text{р.т. опт}})$

Таблица 2

Уровень	Исходные данные	Критерии оптимизации	Параметры оптимизации
1	Ограничение: $\mathcal{E}_{\text{доп}}$ Параметры КА Циклограмма полета КА	$m_{\Sigma} = m_{\Sigma \text{min}}$ $\mathcal{E} \geq \mathcal{E}_{\text{доп}}$	$I_{\Sigma \text{min}}$ $F_{\text{потр}}$
2	$m_{\text{р.т. min}}, F_{\text{потр}}$	$m_{\Sigma \text{подс. min}}$	$I_{\text{уд}}(m_{\text{р.т. опт.}})$

Для варианта I на высшем уровне оптимизируется тяга  $F_{\text{опт}}$  и поднимается с уровня элементов значительное число параметров наибольшего влияния. Это объясняется, прежде всего, требованием максимальной эффективности выполнения орбитальных задач полета, в значительной степени определяемых динамическими свойствами двигателей управления: запаздыванием процесса включения и выключения двигателей  $\tau_{\text{зап}}$ , минимально возможным импульсом тяги двигателя, реализуемым им при одиночном включении  $I_{\text{min}}$ , импульсом последствия  $I_{\text{пд}}$ . Параметр  $F_i/F_{\text{ном}}$  отражает способность двигателя к глубокому регулированию тяги и способ-

ствуется повышению качества управления КА благодаря обеспечению высокой точности управления, повышению его эффективности и сокращению величины необходимого суммарного импульса тяги.

Последнее обстоятельство говорит о том, что перспективным является двигатель управления с плавно регулируемой тягой.

Задача оптимизации применения ЭРДУ в СУ включает в себя также формирование показателей и критериев эффективности работы ЭРДУ в составе КА. Для КА "Ресурс-О", например, в качестве показателей эффективности выбраны периодичность сбора глобальной информации и стабилизация условий наблюдения (высота, освещенность, повторяемость трасс).

Для КА "Электро" № 1, "Электро" № 2 в качестве показателя эффективности выбрана непрерывность съемки одного и того же района земной поверхности.

В качестве критерия эффективности целесообразно использовать минимальную величину массы ЭРДУ при условии обеспечения необходимого суммарного импульса тяги  $I_{\Sigma}$ , точности выполнения корректирующих маневров и создания управляющих усилий.

В качестве критерия оптимизации при проектном выборе параметров ЭРДУ и программ коррекции целесообразно использовать критерий минимальной длительности начальной коррекции и коррекции поддержания, т.е. минимизировать длительность периода ввода КА в эксплуатацию и потери целевой информации при соблюдении ограничений по массе [4].

Указанный оптимум достигается при одновременном парировании с необходимой точностью отклонений:

1. Драконического периода обращения  $T_{\Omega}$  от величины кратной звездным суткам с поправкой на прецессию линии узлов:

$$\Delta T_K = T_{\Omega} - (T_3 M_c / n_b + \delta \Omega / \Omega_3),$$

где  $T_3 = 2\pi / \Omega_3 = 86164,09$  с =  $23^h 56^m 04^s$  - продолжительность звездных суток;  $\Omega_3$  - угловая скорость вращения Земли;  $n_b$  - число витков в суточном цикле  $M_c$ .

2. Переменной составляющей  $\Delta \vec{E}$  вектора Лапласа  $\vec{E}$  от стабильного значения этого вектора  $\vec{E}_{ст}$ :

$$\text{Mod } \Delta \vec{E} = [(e \sin \omega - e_{ст} \sin \omega_{ст})^2 + (e \cos \omega - e_{ст} \cos \omega_{ст})^2]^{1/2};$$

$$\text{Arg } \Delta \vec{E} = \text{Arctg } (e \sin \omega - e_{ст} \sin \omega_{ст}) / (e \cos \omega - e_{ст} \cos \omega_{ст}),$$

где  $e$  и  $\omega$  - соответственно эксцентриситет орбиты и аргумент перигея.

3. Разности прямых восхождений восходящего узла орбиты  $\Omega$  и

среднего экваториального Солнца  $a_\theta$  от допустимого диапазона значений  $(\Omega - a_\theta)_{\text{доп}}$ .

Первые две задачи решаются методами многопараметрической внутриплоскостной коррекции  $T_\Omega$ ,  $\text{Mod } \Delta E$ ,  $\text{Arg } \Delta E$ , третья - методами коррекции наклона плоскости орбиты  $i$  и  $\Omega$ .

### Выбор типа ЭРДУ

Для реального применения в СУ КА могут быть рассмотрены следующие типы двигателей, как наиболее отработанные в космических условиях: термokatалитические двигатели на гидразине (ТКД), электронагревные двигатели (ЭНД) на аммиаке и стационарные плазменные двигатели (СПД) на ксеноне.

Основные характеристики указанных типов двигателей приведены в табл. 3.

Таблица 3

Характеристика	ТКД	ЭНД	СПД
Тяга, Н	0,1 – 30	0,05 – 0,3	0,02 – 1
Нестабильность тяги, %	до 10	до 10	до 5
Удельный импульс, Н·с/кг	1800 - 2300	2300 – 2800	$(1,1 - 2) \cdot 10^4$
Цена тяги, Вт/мН	0,2 - 0,5	2,5 – 3,5	12 – 15
Импульс последействия Н·с	0,03*	$(0,03 - 0,05)^{**}$	$(1 - 3) \cdot 10^{-3}^{***}$

Примечание. Экспериментальные данные: \* - для двигателей тягой 0,1Н; \*\* - для двигателей тягой (0,15 - 0,2)Н; \*\*\* - для двигателей тягой (0,03 - 0,05)Н.

Наиболее перспективным типом электрореактивных двигателей (ЭРД) представляется стационарный плазменный двигатель [5]. Кроме высокого удельного импульса, СПД имеет достаточно высокий тяговый КПД  $\eta_T \geq 50\%$  при относительно низком уровне разрядного напряжения  $U_p = 150 - 300$  В и малых магнитных полях ускоряющей системы  $H_r = (1,2 - 1,6) \cdot 10^3$  А/м (150 - 200Э). СПД допускает управление величиной тяги, о преимуществах которого говорилось выше, может удовлетворительно работать как с малыми  $(1-3) \cdot 10^{-2}$ Н, так и с относительно большими  $\geq 1$ Н тягами, обладает высокой надежностью и длительным ресурсом ( $\geq 9500$  ч). Применение в качестве рабочего тела ксенона делает СПД экологически чистым и дает возможность использовать простую и надежную систему подачи [6].

Для СПД время выхода на режим после подготовки двигателей к работе составляет не более 0,01 – 0,1 с, а импульс последействия при уровне тяги (0,03 - 0,05)Н по оценкам составляет  $(1 - 3) \cdot 10^{-3}$ Н·с.

Кроме того, СПД обладает хорошей воспроизводимостью характеристик (порядка нескольких процентов).

СПД целесообразно использовать в прецизионных системах ориентации высокоорбитальных КА ( $R_{\text{орбиты}} \geq 15 \cdot 10^3$  км) для создания стабильных по величине (не хуже 5 - 10%) управляющих моментов на уровне  $(1,5 - 3) \cdot 10^{-2}$  Н·м. Они хорошо дополняют двигатели-маховики и гироскопические системы при использовании их для сброса кинетического момента ввиду сравнительно низкой величины ( $\leq 0,05$  Н) и высокой стабильности (3 - 5%) тяги.

Дальнейшее совершенствование ЭРДУ с СПД для систем управления перспективных КА ДЗЗ требует увеличения ресурса до  $7 \cdot 10^3$  ч и более, снижение цены тяги СПД до (10 - 12) кВт/Н, увеличения импульса до  $2,5 \cdot 10^4$  Н·с/кг, увеличения числа включений до  $10^5$ , повышения ее автономности за счет использования бортовых управляющих систем [7].

В конструктивном отношении целесообразным представляется модульный принцип построения ЭРДУ с перестраиваемой и наращиваемой структурой.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Ходненко В.П. Интеграция электрореактивных двигательных установок с космическим аппаратом/ См. наст. том.
2. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. Пер. с англ. М.: 1985.
3. Кокорин В.В., Рутовский Н.Б., Соловьев Е.В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления / М.: Машиностроение. 1983.
4. Дубровинский Я В., Трифонов Ю.В., Ходненко В.П. Методы управления полетом космических аппаратов для исследования природных ресурсов Земли с помощью электрореактивных двигателей малой тяги / Доклад на X Международном симпозиуме по управлению в космическом пространстве (ИФАК). Тулуза. 1985.
5. Арцимович Л. А., Морозов А.И., Козубский К.Н., Трифонов Ю.В., Рылов Ю.П., Ходненко В.П. и др. /Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытания на ИСЗ "Метеор"// М.: Космические исследования. Т. XII. вып 3. 1974.
6. Ходненко В.П. ЭРД как исполнительные органы систем управления движением космических аппаратов // М.: Электротехника. №6. 1999.
7. Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В., Ходненко В.П. и др. / СПД работают в космосе // М.: Физика плазмы. Том 29. №3. 2003.