

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В.П. Ходненко, А.В. Хромов
(ФГУП «НПП ВНИИЭМ»)

Рассмотрен подход к выбору технических параметров корректирующей двигательной установки КА ДЗЗ, исходя из характеристик съёмочной аппаратуры, системы ориентации и требуемого срока активного существования КА. Проанализированы характеристики целевой аппаратуры и их влияние на параметры орбит спутников наблюдения земной поверхности. Произведена оценка энергоприхода на круговых солнечно-синхронных орбитах, рассмотрены различные виды коррекции параметров орбиты и определена необходимая характеристическая скорость коррекций. На основании взаимодействия с системами КА определены параметры системы коррекции и изложена методика выбора проектных параметров.

Ключевые слова: энергоприход, космические аппараты, ДЗЗ, коррекция, съёмочная аппаратура, корректирующая двигательная установка орбит.

К космическим аппаратам дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) относятся разведывательные, картографические, природно-ресурсные и метеорологические, основная задача которых – съёмка поверхности Земли в данном диапазоне спектра с нужным пространственным разрешением и необходимой периодичностью. Съёмка, как правило, ведётся в оптическом диапазоне. Однако в последнее время широкое применение находят и радары с синтезированной апертурой, работа которых не зависит от условий освещённости и облачного покрова. В данной работе будут рассмотрены только КА с оптической полезной нагрузкой (ПН), однако, многие закономерности в полной мере относятся и к радиолокационной аппаратуре наблюдения.

НПП ВНИИЭМ более 40 лет разрабатывает и успешно эксплуатирует метеорологические и природно-ресурсные КА, поэтому основное внимание будет уделено именно им.

Для КА ДЗЗ, как правило, использующих относительно низкие (550 – 800 км) рабочие орбиты, велико атмосферное торможение. В связи с этим увеличить срок активного существования до семи и более лет не представляется возможным без правильного выбора начальных параметров орбиты КА, учитывающих её эволюцию, а также без применения корректирующей двигательной установки (КДУ). Так для КА массой 350 кг на орбите высотой 540 км с миделевым сечением в направлении полёта не более $1,5 \text{ м}^2$ при отсутствии коррекций снижение высоты орбиты за три года составит 55 км, а уже через 5,5 лет КА сгорит в плотных слоях атмосферы. Важно также и то, что для большинства КА ДЗЗ используются солнечно-синхронные орбиты (ССО), высоту и наклонение которых необхо-

димо поддерживать с высокой точностью в течение всего срока активного существования спутника.

На начальном этапе проектирования КА зачастую встает задача выбора технического облика как КА в целом, так и его отдельных систем в условиях недостатка информации. Обычно известно назначение спутника, срок его активного существования и класс аппарата (лёгкий, средний или тяжёлый). Кроме того, при построении системы КА, как правило, известно общее количество спутников в системе, и примерно определены рабочие орбиты. Обладая указанными сведениями о будущем аппарате, проектанты систем оказываются перед сложным выбором – определением важнейших технических решений систем КА, которые впоследствии определяют его характеристики. Такой выбор обычно производится на основе инженерной интуиции и эмпирических оценок. В данной работе сделана попытка рассмотреть основные закономерности, которые возникают при определении облика КА с точки зрения выбора рациональной КДУ.

Исходные данные

Определим исходные данные, которыми в любом случае будет располагать проектант КА:

Назначение КА. Назначение КА ДЗЗ определяет:

– пространственное разрешение съёмочной аппаратуры (от порядка 0,5 м у разведывательных спутников до единиц километров у геостационарных метеорологических);

– диапазон спектра электромагнитного излучения (для картографических спутников это видимый диапазон с длиной волны $\lambda = 0,40 - 0,75 \text{ мкм}$, а для метеорологических добавляются еще инфракрасный ($\lambda = 0,72 - 14,0 \text{ мкм}$) и микроволновой ($\lambda = 0,50 - 30,0 \text{ см}$) диапазоны;

– ширина полосы обзора съёмочной аппаратуры (от 7 – 10 км у спутников высокодетальной съёмки до сотен километров у метеорологических КА);
 – характеристики оперативности сброса полученной информации на Землю. Для картографического спутника время от съёмки до приёма информации может измеряться сутками, а для метеорологических КА время доставки информации до потребителя обычно не должно превышать 6 ч.

Срок активного существования (САС) КА. В настоящее время для перспективных КА ДЗЗ САС составляет от 7 до 10 лет.

Параметры съёмочной аппаратуры

По исходным данным можно определить параметры съёмочной аппаратуры, а следовательно её массу, габаритные размеры и потребление электрической энергии, которые определяют соответствующие параметры КА.

Пространственное разрешение съёмочной аппаратуры в надире ограничено явлением дифракции [1]:

$$\frac{R}{\lambda} \approx \frac{h}{D}, \quad (1)$$

где R – пространственное разрешение при данной длине волны λ ; h – высота и D – диаметр объектива съёмочной аппаратуры ПН.

Таблица 1

Полезные нагрузки различных КА, предназначенные для съёмки в панхроматическом диапазоне спектра

КА	Масса КА, кг	Высота орбиты, км	Разрешение ПН, м	Полоса обзора, км
WorldView-1	2500	490	0,5	17,6
Eros-B	290	520	0,7	7
Cartosat-2	680	635	0,8	9,6
Ресурс-ДК	6670	360 × 600	1	28
Kompsat 2	798	685	1	15
Канопус-В	500	510	2,1	23,3
БелКА*	750	510	2,5	25 – 30
Top Sat	115	690	2,5	17
Helios 2A	4200	660	4	50 – 70
Сич-1М	2223	650	30	48
Метеор-М	2630	832	50	500
Calipso	587	705	125	61

* Космический аппарат создан в РКК «Энергия»

Воспользовавшись выражением (1) можно оценить диаметр объектива, учитывая также его зависимость от фокусного расстояния камеры f и угла обзора земной поверхности γ с КА:

$$D = 2f \operatorname{tg} \gamma.$$

Как правило, диаметр объектива и фокусное расстояние съёмочной системы ограничены габаритами спутника, а угол обзора земной поверхности определяется из заданной полосы обзора.

Зная диаметр объектива, можно найти массу оптической аппаратуры наблюдения [2]:

$$M_{\text{ап}} = k_1 f \frac{\pi D_{\text{вх}}^2}{4} = k_1 \pi f^3 \operatorname{tg}^2 \gamma, \quad (2)$$

где k_1 – удельная плотность аппаратуры. По данным [3], k_1 можно принять равной (1 – 5) кг/дм³. Для оценки массы аппаратуры оптического сканирования можно воспользоваться эмпирическим выражением из [4]:

$$M_{\text{ап}} = 0,74 D_{\text{вх}}^{0,87}.$$

Вообще, диаметр входного отверстия объектива является масштабным параметром полезной нагрузки. Как видно из (2), её масса пропорциональна квадрату диаметра объектива. Энергопотребление ПН пропорционально диаметру объектива в третьей степени [1]. Примеры панхроматической съёмочной аппаратуры приведены в табл. 1.

Параметры ПН, которую несёт КА, определяют характеристики космической платформы (массу, габаритные размеры, мощность системы энергоснабжения, точность системы ориентации). Также свойства съёмочной аппаратуры задают совокупность орбит, которые могут быть использованы для получения космических снимков с необходимыми характеристиками. Так как от типа, высоты и требований к точности поддержания орбиты напрямую зависят проектные параметры КДУ (например при относительно высоких орбитах, порядка 800 – 850 км, и небольших сроках активного существования КА применение КДУ может быть нецелесообразным), рассмотрим орбиты КА ДЗЗ более подробно. Также будут рассмотрены предельные энергетические возможности системы электропитания таких КА: именно они ограничивают электрическую мощность на борту, и как следствие – мощность (и удельный импульс) КДУ.

Орбиты КА ДЗЗ и энергоприход на них

Характеристики целевой аппаратуры и требования к оперативности, в первую очередь периодичность обзора одного и того же района земной поверхности, задают высоту орбиты КА. Орбиты для наблюдения поверхности Земли удобно применять околокруговые, которые позволяют использовать аппаратуру с постоянным фокусным расстоянием. Зная высоту круговой орбиты h , можно легко найти период обращения КА T и его орбитальную скорость V [5]:

$$T = 2\pi \frac{(R_3 + h)^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}}; \quad (3)$$

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + h}},$$

где $R_3 = 6378,14$ км – экваториальный радиус Земли; $\mu = 3,98601 \cdot 10^5$ км³/с² – гравитационный параметр Земли.

КА ДЗЗ, как правило, выводятся на ССО, которые обеспечивают постоянные условия освещённости в точке съёмки (так как скорость прецессии орбиты равна угловой скорости годового движения Земли вокруг Солнца). Наклонение ССО i однозначно определяется её высотой [6]:

$$i = \arccos \left[- \left(\frac{R_3 + h}{12352,54} \right)^{\frac{7}{2}} \right].$$

Энергоприход от солнечных батарей КА, находящегося на круговой орбите, определяется высотой орбиты, местным временем пересечения аппаратом восходящего узла орбиты и датой старта. Рассмотрим вопросы энергоприхода на ССО (рис. 1), где β – угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты; γ – угол между нормалью n к плоскости солнечных батарей и плоскостью орбиты; u – угол, определяющий текущее расположение КА на орбите.

Предположим, что КА имеет неориентируемые солнечные батареи, т. е. $\gamma = \text{const}$. Применение неориентируемых солнечных батарей характерно для малых КА и микроспутников.

Мгновенную выходную мощность солнечных батарей КА можно выразить через коэффициент мощности p , учитывающий условия освещённости на орбите:

$$P = \sigma \eta_{\text{ФЭП}} p(h, d, m_{\Omega}, \gamma, u) S_{\text{СБ}} K_{\text{п}},$$

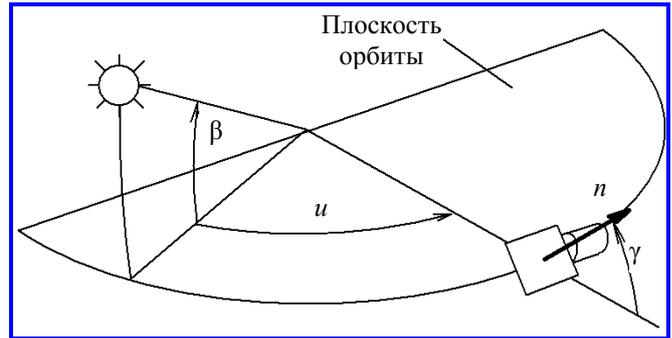


Рис. 1. К определению энергоприхода КА на солнечно-синхронной орбите

где $\sigma = 1370$ Вт/м² – солнечная постоянная; d – текущая дата; m_{Ω} – местное время прохождения восходящего узла орбиты; $S_{\text{СБ}}$ – полезная площадь солнечной батареи; $\eta_{\text{ФЭП}}$ – КПД фотоэлектрических преобразователей; $K_{\text{п}}$ – коэффициент потерь, учитывающий влияние температуры солнечной батареи, потери мощности за счёт деградации характеристик солнечной батареи во время её эксплуатации и потери мощности в системе коммутации.

Средневитковое значение коэффициента мощности для КА с неориентируемыми солнечными батареями, находящегося на круговой ССО можно вычислить по формуле [6]

$$p_{\text{ср}}^{\text{в}} = \frac{1}{\pi} (\cos \beta \cos \gamma \sin u^* + \sin \beta \sin \gamma u^*),$$

где u^* – угол, задающий положение КА на орбите в момент, когда коэффициент мощности становится равным нулю.

Солнечные батареи КА перестают вырабатывать электрический ток в случае вхождения КА в тень Земли и в случае, если угол между нормалью n к солнечной батарее (см. рис. 1) и направлением на Солнце превысит 60°. Определим граничные условия работы солнечной батареи.

Угол u_T^* , задающий положение КА на орбите в момент вхождения в тень Земли, может быть найден по формуле

$$u_T^* = \pi - \arccos \left(\frac{\cos \beta^*}{\cos \beta} \right),$$

где $\beta^* = \arcsin \left(\frac{R_3}{R_3 + h} \right)$ – граничный угол β , при котором орбита становится бестеневой.

Вычислим угол u_α^* , задающий положение КА на орбите в момент, когда угол между нормалью солнечной батареи и направлением на Солнце превышает 60° :

$$u_\alpha^*(\beta, \gamma) = \arccos\left(\frac{0,5 - \sin\beta \sin\gamma}{\cos\beta \cos\gamma}\right).$$

Тогда значение угла u^* может быть найдено следующим образом:

$$u^* = \min\{u_\alpha^*(\beta, \gamma), u_T^*(\beta, h)\}.$$

Угол β между направлением на Солнце и плоскостью орбиты КА зависит от наклона орбиты, времени пересечения восходящего узла и даты года. Данный угол может быть найден по формуле

$$\sin\beta = \cos\delta_c \sin i \sin\left[15(12^h - m_\Omega)\right] - \sin\delta_c \cos i,$$

где $\delta_c = \arcsin(\sin\varepsilon \sin\lambda_c)$ – склонение Солнца;

$\lambda_c = \frac{2\pi}{365,2422} d_{21.03}$ – угол в плоскости эклиптики

между направлением на Солнце и направлением на точку весеннего равноденствия; $d_{21.03}$ – дата (число дней, прошедших с 21 марта); $\varepsilon = 23,5^\circ$ – угол между плоскостью экватора и плоскостью эклиптики.

Энергоприход, рассчитанный для разных фаз положения КА на витке и для различных дат года, позволит выбрать оптимальные проектные параметры КДУ в части энергопотребления.

Рассмотрев проектные орбиты КА ДЗЗ, обратимся к возмущениям их параметров и принципам коррекции этих возмущений. В первую очередь нас будут интересовать отклонение от номинального значения высоты и наклона орбиты (и тем самым нарушение условия солнечной синхронности, необходимой для правильного освещения точки съёмки).

Коррекции орбиты КА ДЗЗ. Определение характеристической скорости коррекций

Целью данного раздела является определение значения характеристической скорости, которая необходима для поддержания параметров орбиты КА в течение назначенного срока активного существования путем проведения коррекций.

Коррекции орбиты КА можно разделить на коррекции ошибок выведения его ракетой-носителем,

коррекцию поддержания параметров орбиты и орбитальные манёвры. Понятно, что итоговый запас характеристической скорости КА будет равен их сумме с учётом срока активного существования КА:

$$V_{x.общ} = V_{нач} + V_{тек} T_{САС} + V_{маневр},$$

где $T_{САС}$ – срок активного существования КА.

Рассмотрим каждый из видов коррекции орбиты.

Коррекция ошибок выведения. Данная коррекция производится однократно, после вывода КА на орбиту ракетой-носителем и обусловлена ошибками выведения КА.

Зная погрешности выведения, характерные для ракеты-носителя и разгонного блока, можно рассчитать затраты характеристической скорости для их коррекции и приведения параметров орбиты КА к номинальным значениям. Коррекция высоты орбиты потребует следующих затрат [7]:

$$V_x(h) = \sqrt{\mu} \left(\frac{1}{\sqrt{R_3 + h_0}} - \frac{1}{\sqrt{R_3 + h_1}} \right), \quad (4)$$

где h_0 – высота круговой орбиты до коррекции; h_1 – номинальная высота орбиты КА, которую планируется достичь в результате манёвра.

Затраты характеристической скорости на коррекцию наклона орбиты можно рассчитать по формуле [8]:

$$V_x(i) = \pi \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right). \quad (5)$$

При пакетном запуске нескольких КА, что особенно актуально для спутников малых размеров и массы, возникает задача их разведения по фазе в одной орбитальной плоскости. Как правило, изменение фазового расположения КА друг относительно друга производится путем изменения высоты орбиты. Как видно из (3) при увеличении высоты орбиты скорость КА уменьшается, и аппараты на низких орбитах начинают «обгонять» высокорасположенные. Когда расположение КА в системе станет номинальным, производится обратная коррекция высоты орбиты, и КА занимает рабочую точку. Оценить затраты характеристической скорости можно, зная высоту номинальной орбиты и необходимую скорость создания орбитальной группировки спутников. Чем быстрее необходимо вывести КА в рабочую точку, тем больше должна быть разница орбитальных скоростей

двух КА, тем на большую величину придется изменить высоту орбиты. Однако, как правило, такие коррекции совмещаются с коррекцией ошибок выведения по высоте и не требуют дополнительных затрат характеристической скорости.

Текущие коррекции поддержания номинальных параметров орбиты. Главным фактором, влияющим на параметры орбиты низкоорбитальных КА, является наличие остаточной атмосферы и, как следствие, аэродинамическое торможение КА. Темп падения высоты круговой орбиты КА [6]:

$$A_T = -2S\rho\sqrt{\mu(R_3 + h)} = -2S\rho(R_3 + h)54,55 \cdot 10^9, \text{ км/сут}, \quad (6)$$

где S – баллистический коэффициент КА, $\text{м}^2/\text{кг}$; ρ – плотность атмосферы на высоте полета КА, $\text{кг}/\text{м}^3$.

Формула (6) имеет приближенный характер, так как не учитывает вариации плотности атмосферы в пределах одного витка. Для круговых орбит эти изменения находятся на уровне десятков процентов. Значения плотности атмосферы зависят от многих факторов: высоты и широты точки, времени, координат Солнца, значений индексов солнечной и геомагнитной активности. Формулы для расчета рекомендуемых значений плотности атмосферы в функции перечисленных аргументов приведены в ГОСТ Р 25645.166-2004.

В [6] приводится методика одновременной коррекции высоты орбиты и положения трассы полета спутника, основанная на закономерностях смещения трассы. Пусть задана орбита с номинальной длиной большой полуоси эллипса a и долготой восходящего узла первого суточного узла λ (точка N на рис. 2). Также заданы допустимые погрешности большой полуоси Δa и долготы восходящего узла $\Delta\lambda$. Как правило, погрешности определяются из условия сохранения орбитой солнечной синхронности.

Повысим высоту орбиты на Δa . Последующее снижение высоты КА за счёт атмосферного торможения сопровождается смещением трассы на запад, а затем после снижения трассы до номинальной высоты на восток. После попадания фазовой точки в точку A , производится коррекция высоты орбиты, в результате чего КА переходит в фазовое состояние B , и цикл замыкается. Высота орбиты и положение трассы в среднем за время цикла остаются равными их номинальным значениям. Величина подъема Δa высоты орбиты выбирается такой, чтобы в последующем полёте отклонение трассы к западу также не превысило $\Delta\lambda/2$:

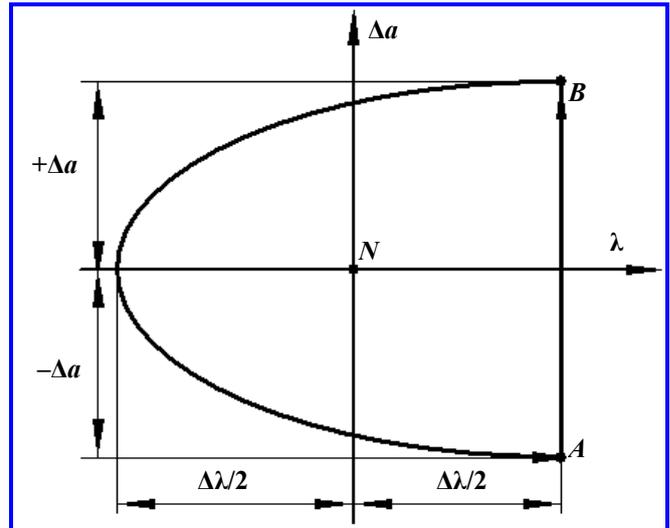


Рис. 2. Циклическая коррекция поддержания высоты и трассы полета КА

$$\Delta a = \sqrt{\frac{4(R_3 + h)|A_T \Delta\lambda|}{3\omega_3}}$$

где a – большая полуось номинальной орбиты; $\omega_3 = 7,2921235 \cdot 10^{-5}$ рад/с – средняя угловая скорость суточного вращения Земли. Время между коррекциями:

$$T_{\Pi} = -2 \frac{\Delta a}{A_T}$$

Характеристическая скорость для подъема высоты орбиты на $2\Delta a$:

$$V_x = \frac{\Delta a V}{a}$$

Отметим, что суммарные затраты характеристической скорости на поддержание орбиты за достаточно длительный период времени, например за год, не зависят от параметров цикла Δa и $\Delta\lambda/2$, а определяются только темпом падения высоты:

$$V_{\Sigma} = 365 \frac{V_x}{T_{\Pi}} = -365 \frac{VA_T}{2a} = -183\omega_{КА} A_T, \text{ км/с}, \quad (7)$$

где $\omega_{КА}$ – угловая орбитальная скорость КА на номинальной орбите.

Важнейшим параметром орбиты искусственного спутника Земли является её наклонение. На наклонение круговых ССО в основном влияют гравитационные воздействия Луны и Солнца. Изменение

наклонения со временем может быть вычислено по следующей формуле [8]:

$$\frac{di}{dt} = (\text{sign}(f_3))_{\theta=0} \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{R_3 + h}{\mu}} |f_3|, \quad (8)$$

где f_3 – составляющая возмущения, перпендикулярная плоскости орбиты и совпадающая с вектором кинетического момента; θ – аргумент широты.

Запас характеристической скорости, необходимый для коррекции возмущений наклонения, можно рассчитать по формуле (5).

Заметим, что задачу поддержания фазы при запуске системы из двух или нескольких аппаратов удобно решать вместе с коррекцией высоты орбиты этих аппаратов. Дело в том, что сдвиг КА по фазе обычно производится путем изменения высоты орбиты одного или нескольких КА. В связи с этим затраты на поддержание фазы при пакетном запуске аппаратов в первоначальных расчётах можно не учитывать.

Таким образом, можно заключить, что затраты характеристической скорости на коррекции поддержания параметров орбиты можно вычислить по формулам: (7) – высоты и положения трассы полёта спутника; (8) и (5) – наклонения.

Орбитальные манёвры. Манёвры КА обычно связаны с изменением высоты орбиты при сохранении постоянного наклонения (манёвры, связанные с изменением наклонения, требуют очень большого расхода характеристической скорости). Для расчёта необходимой характеристической скорости по переводу КА с одной орбиты на другую целесообразно воспользоваться формулой (4).

Определение параметров двигательной установки

Зная необходимый запас характеристической скорости и массу МКА, можно легко найти потребный суммарный импульс тяги:

$$I_{\Sigma} = m_{\text{КА}} V_{\text{х.общ}}$$

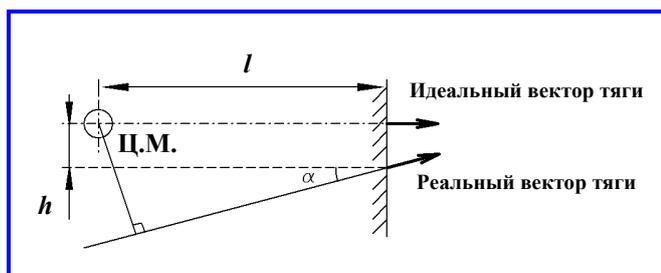


Рис. 3. Возмущающий момент, возникающий из-за неточности установки двигателя на борт МКА

Значение суммарного импульса тяги прямо пропорционально массе рабочего тела (РТ), необходимой двигательной установке для выработки заданной характеристической скорости. Необходимый запас рабочего тела $m_{\text{РТ}}$ определяется следующим образом:

$$m_{\text{РТ}} = \frac{I_{\Sigma}}{i},$$

где i – удельный импульс тяги двигателя.

Кроме того, суммарный импульс тяги может быть найден как произведение силы тяги двигателя на время его работы:

$$I_{\Sigma} = r_{\text{T}} \tau_{\text{T}}$$

Время проведения коррекций однозначно не может превышать ресурс двигателя, используемого в двигательной установке, и не должно превышать определённую долю (как правило 10 – 15 %) срока активного существования (во время работы КДУ работа целевой аппаратуры КА, как правило, запрещается). Кроме того, длительная работа КДУ ведёт к значительным затратам электрической энергии, поэтому включения КДУ должны быть согласованы с энергоприходом и с возможностями системы терморегулирования КА по отводу тепла от блоков КДУ. Энергопотребление двигательной установки, как правило, не должно превышать 30 – 35 % от мощности системы энергоснабжения КА. Продолжительность освещённого участка витка, влияющая на построение системы терморегулирования и КА в целом, особенно при использовании рабочих тел, замерзающих при близких к 0° С температурах, может быть рассчитана по формуле:

$$\tau_{\text{осв}} = T \left(1 - \frac{1}{\pi} \arcsin \left(\frac{R_3}{R_3 + h} \right) \right)$$

Сила тяги двигателя должна позволять системе ориентации корпуса КА парировать возмущения, связанные с неточностью установки двигателя на аппарат (непрохождение вектора тяги через центр масс (ЦМ) КА). На рис. 3 показана схема установки двигателя на борту МКА и возникновение возмущающего момента в силу неточности юстировки двигателя.

Зная расстояние l от центра масс КА до места установки двигателя, линейное смещение вектора тяги относительно номинального положения h ,

угол отклонения вектора тяги α , можно вычислить возмущающий момент, действующий на КА:

$$M_b = r_T (l \sin \alpha + h),$$

где r_T – тяга двигателя.

Заметим, что при использовании современных электроракетных двигателей, возмущающий момент получается относительно малым, порядка десятых долей мН·м, однако, его воздействие будет постоянным по модулю и со временем вызовет насыщение исполнительного органа системы ориентации КА. Время насыщения двигателя-маховика, обладающего кинетическим моментом H , под действием возмущающего момента M_b :

$$t = \frac{H}{M_b}.$$

Следовательно, по истечении времени t указанный двигатель-маховик потеряет возможность соз-

давать управляющий момент, и потребуется включение системы разгрузки двигателей-маховиков. Частое включение системы разгрузки нежелательно, так как оно ведёт к повышенному расходу электрической энергии во время работы КДУ. Для МКА предельной можно считать силу тяги двигателя в 10 гс.

Обладая указанными сведениями (требуемым суммарным импульсом тяги, предельно возможной мощностью КДУ и силой тяги двигателя, желательной продолжительностью коррекций) можно непосредственно приступить к выбору типа КДУ. Характеристики основных типов отечественных и зарубежных корректирующих установок приведены в табл. 2. Особо отметим температуру замерзания рабочего тела, которая у двух типов установок равна или превышает 0°C. Использование таких рабочих тел потребует создания развитой системы терморегулирования, которая поддерживает температуру запаса рабочего тела в необходимых пределах в течение всего срока активного существования.

Таблица 2

Корректирующие двигательные установки

Параметр	Газо-реактивная	КДУ с ЭНД	КДУ с ТКД	КДУ с ЭНД	КДУ с ЭНД	КДУ с СПД	КДУ с АИПД
Разработчик	SSTL	SSTL	ОКБ «Факел»	ПО «Полёт»	НИИЭМ	ОКБ «Факел»	НИИ ПМЭ
Удельный импульс тяги, с	48	152	220	260	270	900 – 1000	1600
Цена тяги, Вт/г	6	22	5	40	40	214	400
Рабочее тело	Ксенон	Вода	Гидразин	Аммиак	Аммиак	Ксенон	Фторопласт
Температура замерзания РТ, °С	-150	0	+1,7	-78	-78	-150	–
Тяга двигателя, мН (гс)	10 – 50 (1 – 5)	45 (4,5)	100 – 500 (10 – 50)	30 (3)	50 (5)	14 (1,4)	3,6 (0,36)
Потребляемая мощность, Вт	50	100	50	120	200	300	150
Ресурс двигателя, ч	31	354	37	н/д	300	800	3470
Максимальный суммарный импульс тяги, кН·с	5,65	57,3	42	н/д	36	40,3	45

Примечание. SSTL – Surrey Satellite Technology LTD, Великобритания; ЭНД – электронагревный двигатель; ТКД – электротермокатализический двигатель; СПД – стационарный плазменный двигатель; АИПД – абляционный плазменный двигатель.

Исходя из рассмотренного, предлагается следующая методика выбора типа КДУ:

1. Определение параметров целевой аппаратуры КА, исходя из его назначения.
2. Определение характеристик КА и его орбиты, исходя из свойств его целевой аппаратуры.
3. Нахождение суммарной характеристической скорости, необходимой для выполнения манёвров и коррекции орбиты в течение срока активного существования.
4. Оценка суммарного импульса тяги, запаса рабочего тела, тяги, времени коррекции и энергопотребления для различных типов КДУ.
5. Выбор типа КДУ, оптимального для данного КА.

Литература

1. D. Barnhart, R. Wojnar, D. Tilley, R. Spores. The Case For Small Spacecraft: An Integrated Perspective on Electric Propulsion, IEPSC-95-148.
2. Системный анализ метеорологической космической системы / Л. А. Макриденко, С. Н. Волков, В. П. Ход-

ненко [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды НИИ ВНИИЭМ. – М., 2009. – Т. 110. – № 3. – С. 25 – 30.

3. Бешелев С. Д. Математико-статистические методы экспертных оценок / С. Д. Бешелев, Ф. Г. Гурвич. – М., 1974. – 160 с.
4. Авдуевский В. С. Народохозяйственные и научные космические комплексы / В. С. Авдуевский, Г. Р. Успенский. – М. : Машиностроение, 1985. – 416 с. : ил.
5. Беляков А. И. Графо-аналитический методы исследования движения космических аппаратов / А. И. Беляков. – М. : Машиностроение, 1973. – 148 с.
6. Чернов А.А. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли : лекции и упражнения / А. А. Чернов, Г. М. Чернявский. – М. : Радио и связь, 2004. – 200 с. : ил.
7. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П. Е. Эльясберг. – М. : Наука, 1965. – 540 с.
8. Хоулдвэй Р. Использование двигателей малой тяги для коррекций орбиты и для управления положением спутников» / Р. Хоулдвэй // Навигация. Наведение и оптимизация управления : сборник. – М. : Наука, 1978. – С. 14 – 22.

Поступила в редакцию 28.04.2011

*Александр Викторович Хромов, аспирант, начальник лаборатории, т. 607-25-35.
Владимир Павлович Ходненко, д-р техн. наук, главный научн. сотрудник, т. 624-94-98.
E-mail: vniiem@orc.ru.*