

УДК 531.38

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ УСИЛЕННО-ГРАВИТАЦИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СПУТНИКОВ

© 1998 г. А. Я. Андриенко, А. И. Чадаев

Институт проблем управления РАН, г. Москва

Поступила в редакцию 15.04.96 г.

Применительно к условиям полета спутников дистанционного зондирования (СДЗ) анализируются возможности совершенствования системы гравитационной стабилизации на основе использования гибкой связки СДЗ с грузиком, регулятора силы ее натяжения и средств гиродемпфирования углового движения спутника. Оцениваются ожидаемые точностные характеристики такой системы в различных условиях эксплуатации.

При эксплуатации гравитационно-стабилизируемых спутников (типа *GGSE*, *GEOS*, *Vertistat*, *RAE*, *Космос-2245*, ..., -2257 и др.), в конструкции которых используются длинные стержни (выдвижные штанги) со стабилизирующими грузиками на концах, выявился их недостаток – невысокая точность орбитальной ориентации [1]. Основной причиной тому явилась слабость гравитационного восстанавливающего момента, возникающего при отклонении осей спутника от орбитального углового положения равновесия. Этот момент пропорционален величине $\omega^2 l_{\text{шт}}^2 m_{\text{cr}} \sin \alpha$ (где ω – средняя угловая скорость движения спутника вокруг центра Земли; $l_{\text{шт}}$ – длина штанги; m_{cr} – масса стабилизирующего грузика (СГ); α – угол отклонения оси спутника от равновесного положения на орбите) и вполне соизмерим по величине с возмущающими моментами, действующими на спутник в космическом пространстве.

Если гравитационно-стабилизирующий груз подсоединить к штанге не непосредственно к ее концу, а через нить достаточно большой длины $L_n \gg l_{\text{шт}}$, то получаемая космическая ниточная связка (КНС) "спутник со штангой–нить–стабилизирующий груз" под действием гравитационных сил самоориентируется в ньютоновском поле тяготения по местной вертикали, а гравитационный восстанавливающий момент, действующий на спутник при отклонении штанги от направления нити на угол α , становится пропорциональным $\omega^2 l_{\text{шт}} L_n m_{\text{cr}} \sin \alpha$. Поскольку длину гибкой нити можно принять на 2–3 порядка большей, чем длина $l_{\text{шт}}$ жесткой штанги, то соответственно может быть увеличен восстанавливающий момент, и тогда угловую стабилизацию спутника в КНС вполне правомерно назвать усиленно-гравитационной.

Первоначальный оптимизм в оценке перспектив применения систем усиленно-гравитационной стабилизации (УГС), присущий пионерским работам [2 и др.], после более глубокого изучения динамики космических гибких связок [3 и др.] сменился довольно-таки скептическим отношением к прикладным возможностям УГС. Поэтому для того, чтобы разработчики ракетно-космической техники могли сформировать предварительное суждение о техническом риске и целесообразности создания системы УГС, необходимо с учетом функционального назначения конкретного спутника и реальных условий орбитального полета

- 1) определить наиболее рациональные принципы построения системы и
- 2) оценить ее ожидаемые точностные характеристики в различных, в том числе и нештатных, условиях эксплуатации.

В статье представлены основные результаты исследований 1) и 2), проведенных применительно к УГС низкоорбитальных спутников дистанционного зондирования (СДЗ) типа *Ресурс-Ф*.

1. ПРИНЦИПЫ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ

При реализации усиленно-гравитационной стабилизации возникают некоторые дополнительные задачи принципиального и технического характера, связанные с появлением новых (сравнительно с традиционной гравитационной стабилизацией) степеней свободы в системе УГС: для приведения КНС в равновесное устойчивое состояние необходимо демпфировать собственные колебания связки двух тел вокруг общего центра масс и угловые движения спутника относительно этой связки.

Трудности изыскания демпфирующих сил в космическом пространстве побуждают при выборе принципов действия системы УГС принимать во внимание специфику функционирования СДЗ.

Специфика эта состоит, во-первых, в высокой мощности источников электроэнергии (солнечных батарей), потребной для функционирования СДЗ; некоторая, относительно небольшая, часть этой мощности может быть уделена на нужды УГС. Во-вторых, для СДЗ характерна большая интенсивность проведения коррекций движения; они являются, с одной стороны, источником сильных возмущающих воздействий на систему угловой стабилизации, но с другой стороны, доставляют возможность использования этих воздействий для управления поведением КНС.

В конечном итоге вырисовываются следующие принципы действия системы УГС в штатном режиме эксплуатации после развертывания КНС.

1. Высокоточной усиленно-гравитационной стабилизации подлежит одна ось OY спутника (O – в центре масс СДЗ) – по радиусу-вектору орбитального положения спутника (по местной вертикали). Обеспечение ориентации второй оси OX спутника (с существенно меньшей потребной точностью) по направлению полета осуществляется на основе традиционных средств гиросиловой стабилизации [4].

2. Основные (маятниковые) колебания КНС системы УГС в плоскости орбиты гасятся продольным (по оси КНС) демпфером на основе организации резонансной настройки [3] регулятора натяжения нити на возбуждение от угловых колебаний КНС: в результате обеспечивается усиление естественной (гироскопической) связи продольного движения связки (в орбитальной системе координат) с угловым, что приводит к возрастанию перекачки энергии угловых колебаний к продольным, подвергаемым демпфированию, так что общая энергия колебаний КНС в плоскости орбиты быстро рассеивается.

3. Основные (маятниковые) колебания КНС по нормали к плоскости орбиты не демпфируются, но принимаются меры к ограничению их энергии, имеющей тенденцию к возрастанию из-за ошибок ориентации двигателей коррекции. Для этого по информации с датчика рассогласования угловых положений нити и спутника формируются рекомендуемые для проведения коррекций временные окна (вблизи моментов времени прохождения связкой равновесного углового положения) и величины смещения (по углу рыскания) ориентации тяги, направленного на снижение скорости колебаний КНС по нормали к плоскости орбиты. Это смещение ограничивается так, чтобы основные цели коррекции полета выполнялись без увеличения расхода рабочего тела на проведение коррекции.

4. Колебания КНС более высоких форм (точков) снижаются до уровня, при котором их вклад в деформацию нити становится пренебрежимо малым, посредством выбора параметров нити с

обеспечением многократного (50–100 кратного) запаса прочности при массе нити, существенно меньшей массы стабилизирующего груза. Влияние сил атмосферного сопротивления на статический прогиб нити и угловое движение КНС по возможности устраняется средствами аэробаллистической балансировки КНС (выбором баллистических характеристик СГ, введением аэродинамических элементов, размещаемых на нити, и проч.).

5. Колебания радиально ориентируемой оси OY спутника активно (с расходом электроэнергии) демпфируются с помощью гироскопических средств. При этом энергия угловых колебаний корпуса спутника перетекает к демпфируемым угловым колебаниям гиромаховика – энергия собственных колебаний спутника рассеивается, а кинетический момент вынужденных колебаний перераспределяется между корпусом и гиромаховиком.

6. Предусматриваются меры выхода из нештатных ситуаций в работе системы стабилизации: при эксплуатации обычных систем гравитационной стабилизации довольно много спутников было фактически утеряно из-за таких ситуаций, порождаемых наличием не одного, а четырех устойчивых угловых положений равновесия, слабости восстанавливающего и демпфирующего моментов и др.

Опуская здесь техническое описание версии системы управления, в которой реализуются изложенные принципы УГС, отметим лишь, что она состоит из четырех основных частей: 1) размещаемые на СДЗ штанги с подвижным элементом (подпружиненной кареткой, к которой прикрепляется конец нити), доставляющим возможность воспроизведения заведомо неодинаковых длин штанги для каналов стабилизации СДЗ по углам тангажа и крена; 2) гибкой нити; 3) размещаемого на привязном (стабилизирующем) грузе регулятора натяжения нити, состоящем из катушки, пружины и магнитного демпфера на вихревых токах; 4) гиродемпфера угловых колебаний спутника (ДУС и гиромаховиков).

2. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМЫ УСИЛЕННО-ГРАВИТАЦИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Уравнения, описывающие динамику совместного углового движения спутника и гибкой связки его с привязным стабилизирующим грузом (СГ) в системе УГС, при пренебрежимо малой массе связующей нити (по отношению к массе СГ) и при сравнительно (с нитью) малой длине штанги распадаются на две группы: уравнения движения КНС, независящие от углового положения спутника, и уравнения углового движения

спутника со штангой, возмущаемого и корректируемого силой натяжения нити.

Движение центров масс концевых грузов (СДЗ и СГ) связки относительно барицентра связки, перемещаемого вокруг Земли по заданной для СДЗ орбите, при малой, сравнительно с радиусом Земли, длине КНС и высоком запасе прочности нити вполне удовлетворительно описывается дифференциальными уравнениями изменения координат СДЗ и СГ в орбитальной (вращающейся) системе координат $oxuz$ (начало координат o находится в барицентре связки, ось ou ориентирована по местной вертикали от центра Земли, ось ox – по местной горизонтали в плоскости орбиты). Эти уравнения для координат x, y, z стабилизирующего груза при круговой орбите движения барицентра с орбитальной угловой скоростью ω имеют вид

$$\frac{dx}{dt} = V_x, \quad \frac{dV_x}{dt} = \frac{F_x}{m_{cr}} = -2\omega V_y - \frac{F_n x}{m_{cr} R}, \quad (1)$$

$$\frac{dy}{dt} = V_y, \quad \frac{dV_y}{dt} = \frac{F_y}{m_{cr}} = 2\omega V_x + 3\omega^2 y - \frac{F_n y}{m_{cr} R}, \quad (2)$$

$$\frac{dz}{dt} = V_z, \quad \frac{dV_z}{dt} = \frac{F_z}{m_{cr}} = -\omega^2 z - \frac{F_n z}{m_{cr} R}, \quad (3)$$

где V_x, V_y, V_z – скорости изменения координат x, y, z во времени t ; m_{cr} – масса стабилизирующего груза; F_x, F_y, F_z – проекции на оси координат разности сил (гравитационных и натяжения нити), действующих на СГ и барицентр связки; F_n – сила натяжения нити в КНС; $R = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$.

Аналогичные (1)–(3) уравнения для спутника можно не рассматривать, так как координаты его центра масс могут быть получены из координат x, y, z стабилизирующего груза с помощью коэффициента $-(m_{cr}/m)$, где m – масса СДЗ.

Сила натяжения нити определяется в виде

$$F_n = F_p + F_u + F_{tp}. \quad (4)$$

Здесь F_p – основная составляющая силы, отражающая закон регулирования натяжения нити:

$$F_p = A(L_n - L_0) + BV_n - CV_n |V_n| \text{ при } L_n \geq L_0, \quad (5)$$

где A, B, C, L_0 – параметры регулятора натяжения нити; L_n – длина вытянутой с катушкой части нити (расстояние между СДЗ и СГ), а V_n – скорость изменения длины нити:

$$L_n = R \frac{m + m_{cr}}{m}, \quad V_n = \frac{xV_x + yV_y + zV_z m + m_{cr}}{R}; \quad (6)$$

F_u – инерционная сила регулятора натяжения нити:

$$F_u = \frac{4J_p dV_n}{D_k^2 dt}, \quad (7)$$

где J_p – приведенный (к выходу регулятора натяжения нити) момент инерции вращающихся частей регулятора; D_k – диаметр обода катушки регулятора; ускорение dV_n/dt изменения длины нити определяется из соотношения

$$\frac{dV_n}{dt} = \frac{F_{tp} m + m_{cr}}{m} = (x F_x + y F_y + z F_z) \frac{m + m_{cr}}{R m m_{cr}}; \quad (8)$$

F_{tp} – сила трения во вращающихся частях регулятора натяжения нити:

$$F_{tp} = \begin{cases} f_p(F_p + F_n) \operatorname{sign} V_n & \text{при } V_n \neq 0, \\ f_p(F_p + F_n) \operatorname{sign} F & \text{при } V_n = 0 \text{ и } F > f_p(F_p + F_n), \\ F & \text{при } V_n = 0 \text{ и } |F| \leq f_p(F_p + F_n), \end{cases} \quad (9)$$

где $F = F_{np} - F_{tp}$ – продольная (вдоль КНС) составляющая всех сил, действующих на СГ, за исключением силы трения; f_p – коэффициент трения во вращающихся частях регулятора натяжения нити.

Выходными координатами КНС, используемыми в уравнениях углового движения СДЗ, следует считать V_z из (3), силу F_n из (4), величину R и углы тангажа Φ_n и крена Ψ_n ниточной связки, определяемые соотношениями

$$\Phi_n = -\operatorname{arctg} \frac{x}{y}, \quad \Psi_n = \operatorname{arctg} \frac{z}{y}. \quad (10)$$

Основными в математической модели углового движения СДЗ являются соотношения

$$\begin{aligned} \frac{d\Phi_c}{dt} &= \frac{1}{J_z} (G_t - J_t \omega_t(u_t)), \\ \frac{d\Psi_c}{dt} &= \frac{1}{J_x} (G_k - J_k \omega_k(u_k)), \end{aligned} \quad (11)$$

$$\frac{dG_t}{dt} = M_z + M_t, \quad \frac{dG_k}{dt} = M_x + M_k. \quad (12)$$

Здесь Φ_c, Ψ_c – углы тангажа и крена спутника; G_t, G_k – суммарные (корпуса СДЗ и гиромаховиков) кинетические моменты спутников по тангажу и крену; $\omega_t(u_t), \omega_k(u_k)$ – известные [4] скоростные характеристики гиромаховиков в каналах тангажа и крена – ограниченные функции скорости ω_t, ω_k вращения гиромаховиков от управляющих сигналов u_t, u_k ; J_z, J_x и M_z, M_x – моменты инерции и возмущающие моменты спутника по его осям OZ и OX ; J_t, J_k – моменты инерции гиромаховиков.

ков; M_t , M_k – моменты силы, действующей от КНС на СДЗ:

$$\begin{aligned} M_t &= F_h l_t \sin(\varphi_h - \varphi_c), \\ M_k &= F_h (l_k \sin(\psi_h - \psi_c) + (l_t - l_k)\beta), \end{aligned} \quad (13)$$

где $l_t = l_{\text{шт}}$, l_k – длина штанги и ее приведенная к каналу тангажа величина; β – вызванное трением в каретке угловое отклонение точки подвеса нити к штанге от ее идеализированно-равновесного (при отсутствии трения) положения, определяемое при известном коэффициенте $f_{\text{кап}}$ трения в каретке из решения уравнения

$$\begin{aligned} \frac{d\beta}{dt} &= \begin{cases} 0 & \text{при } |\beta| \geq f_{\text{кап}} \text{ и } \beta \omega_{\text{кап}} > 0, \\ \omega_{\text{кап}} & \text{иначе,} \end{cases} \\ \omega_{\text{кап}} &= \frac{V_z}{R} - \frac{1}{J_x} (G_k - J_k \omega_k). \end{aligned} \quad (14)$$

Величины u_t , u_k формируются из моделей ε_t , ε_k выходных сигналов гирокомпенсаторов угловых скоростей (ДУС), где

$$\begin{aligned} \varepsilon_t &= \left(\omega + \frac{d\Phi_c}{dt} \right) (1 + \delta_t) + \Delta_t, \\ \varepsilon_k &= \frac{d\Psi_c}{dt} (1 + \delta_k) + \Delta_k \end{aligned} \quad (15)$$

(δ_t , δ_k , Δ_t , Δ_k – ошибки измерения ДУС), по закону пропорционально-интегрального (ПИ) регулирования со слабой обратной связью по угловым положениям φ_t , φ_k гиромаховиков в каналах тангажа и крена:

$$\begin{aligned} u_t &= A_t (\varepsilon_t - \omega) + B_t \varphi_t - C_t \dot{\varphi}_t, \\ u_k &= A_k \varepsilon_k + B_k \psi_k - C_k \dot{\psi}_k, \end{aligned} \quad (16)$$

$$\frac{d\Phi_h}{dt} = \varepsilon_t - \omega - c_t \dot{\varphi}_h, \quad \frac{d\Psi_h}{dt} = \varepsilon_k - \omega - c_k \dot{\psi}_h, \quad (17)$$

$$\frac{d\varphi_h}{dt} = \omega_t, \quad \frac{d\psi_h}{dt} = \omega_k, \quad (18)$$

где A_t , B_t , C_t , A_k , B_k , C_k – параметры гиродемпфера в каналах тангажа и крена.

Уравнения (1)–(18) составляют упрощенную математическую модель системы УГС – без описания алгоритмических средств защиты и без детализации уравнений применительно к задаче численного их решения на ЭВМ (предусматривающей, например, замену условия $V_h = 0$ в (9) на условие смены знака V_h при переходе к очередному шагу интегрирования уравнений и проч.).

3. ОСНОВНЫЕ ВОЗМУЩАЮЩИЕ ФАКТОРЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА СИСТЕМУ УСИЛЕННО-ГРАВИТАЦИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Выделим здесь две группы возмущающих факторов, которые следует учитывать при оценивании точности действия системы УГС, и приведем их статистически предельные значения применительно к условиям эксплуатации СДЗ на круговой орбите высотой 250.0 км при номинальной длине нити $L_h = 16.0$ км.

A. Факторы, влияющие на угловое движение КНС

- 1) Корректирующие импульсы скорости СДЗ в плоскости орбиты величиной до 3.0 м/с.
- 2) Остаточная некомпланарность орбиты СДЗ и стабилизирующего груза при амплитуде рассогласования их скоростей по нормали к плоскости орбиты СДЗ до 0.5 м/с (в начале, сразу после включения системы УГС – до 0.2 м/с).
- 3) Сила сухого трения, противодействующая вращению катушки в регуляторе натяжения нити и характеризуемая коэффициентом $f_p = 0.0015$.

B. Факторы, влияющие на угловое движение СДЗ относительно КНС

- 1) Аэродинамические моменты сил по углу тангажа – до 0.0025 Нм, по углу крена – до 0.0004 Нм (при номинальной орбитальной ориентации СДЗ).
- 2) Импульсы газодинамических моментов при включении двигателей коррекции, приводящие к изменению угловой скорости по тангажу на 0.08 град/с и по крену на 0.04 град/с.
- 3) Сила сухого трения, противодействующая движению каретки по перекладине штанги и характеризуемая коэффициентом $f_{\text{кап}} = 0.003$.
- 4) Ошибки измерения ДУС: независящая от измеряемой величины – до 0.0001 град/с и относительная – до 1.5% от измеряемой скорости.
- 5) Начальное (в момент включения системы УГС в работу после развертывания КНС) отклонение СДЗ (оси OY) от местной вертикали – до 1.5 град по углам тангажа и крена.

4. ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ И ТОЧНОСТИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ В ОСНОВНОМ ШТАТНОМ РЕЖИМЕ ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Исследование системы УГС проводилось посредством численного решения на ЭВМ уравнений (1)–(18) при следующих значениях основных параметров системы: $m = 6700$ кг, $m_{\text{ср}} = 8$ кг, $L_0 = 4$ км, $A = 4.4 \times 10^{-5}$ Н/м, $B = 0.019$ кг/с, $C = 9.4 \times 10^{-4}$ кг/м, $J_x = 22000$ кг м², $J_z = 24000$ кг м², $l_t = 6$ м, $l_k = 1.8$ м.

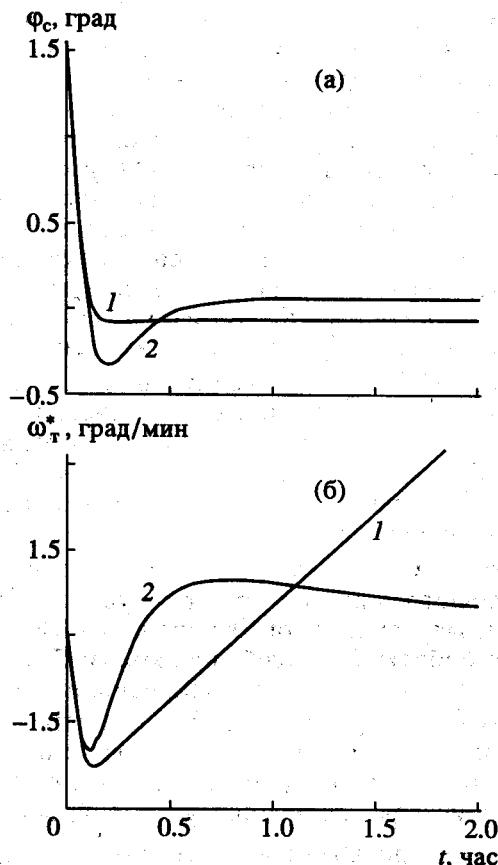


Рис. 1

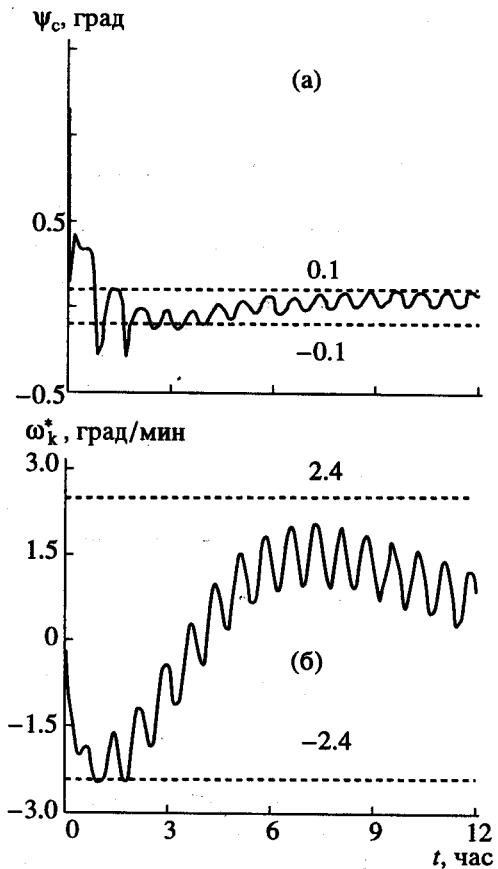


Рис. 2

В процессе этих исследований было установлено, что система УГС применительно к условиям эксплуатации СДЗ, оговоренным в разделе 2, позволяет без особых затруднений обеспечить ориентацию (и стабилизацию) СДЗ по местной вертикали на рабочем участке дистанционного зондирования с точностью не хуже 0.1 град. Опишем детальнее динамику перехода системы УГС к работе на этом участке.

Существуют два основных вида таких переходов. Первый – от момента включения системы УГС (после развертывания и успокоения КНС) до выхода на стационарный режим работы системы. На рис. 1 представлены графики изменения некоторых координат системы УГС по каналу тангажа во времени t этого перехода под действием предельных значений возмущающих факторов (см. раздел 3): аэродинамических моментов, трения в каретке, ошибок ДУС и начальных угловых положений СДЗ, а также начального рассогласования скоростей концевых грузов по нормали к плоскости орбиты. Рис. 1а иллюстрирует затухание колебаний угла Φ_c спутника около орбитального равновесного положения, а рис. 1б – динамику скорости гиромаховика в канале танга-

жа (ω_t^* – приведенная к угловой скорости СДЗ (с помощью коэффициента J_t/J_2) угловая скорость гиромаховика). График процесса 1 на рис. 1а, полученного на основе традиционных методов ПИ-регулирования без учета ограничений по скорости гиромаховика, демонстрирует предельные возможности активных средств гиродемпфирования в части быстродействия отработки начальных условий. На практике же такое регулирование оказывается неработоспособным, поскольку даже небольшая ошибка Б.4) измерения на борту угловой скорости ω движения СДЗ вокруг Земли приводит к неограниченному возрастанию скорости гиромаховика (см. кривую 1 на рис. 1б). Введение слабых обратных связей по скорости и углу гиромаховика (см. (16)–(18)) позволяет “разгрузить” гиромаховик (см. кривую 2 на рис. 1б) за счет вполне приемлемого снижения быстродействия УГС (см. кривую 2 на рис. 1а). При этом статическая ошибка приведения СДЗ в равновесное угловое положение (для процесса 2 равная 0.045 град) определяется, главным образом, действием постоянного аэродинамического момента сил M_z (тогда как для процесса 1 на статику сильно влияла еще и ошибка ДУС).

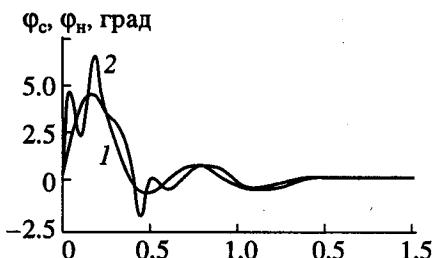


Рис. 3

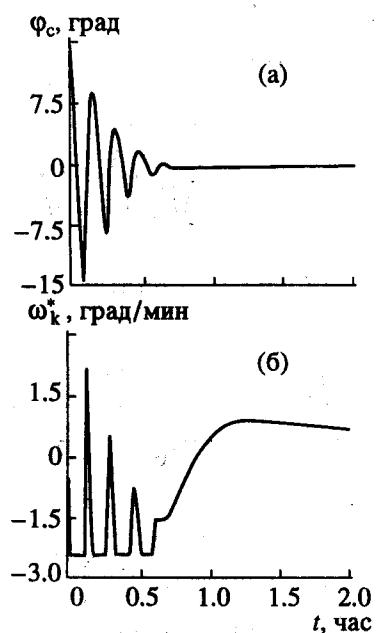


Рис. 4

На рис. 2 представлены графики изменения таких же координат в то время перехода, что и на рис. 1, но по каналу крена. Переходные процессы в канале крена делятся в среднем втрое дольше, чем в канале тангажа; поэтому изменен масштаб временной оси на рис. 2 по сравнению с рис. 1. В силу действия А. 2) здесь КНС совершает незатухающие колебания по углу Ψ_h перпендикулярно к плоскости орбиты с частотой 2ω и амплитудой до 0.3 град, и рис. 2а иллюстрирует десятикратное подавление порождаемых этими колебаниями вынужденных угловых движений СДЗ по крену Ψ_c , а также приведение оси OY из начального отклоненного на 1.5 град положения к равновесному. Статическая ошибка по углу крена в равновесном положении определяется возмущающим аэродинамическим моментом M_x . На рис. 2б показан процесс энергичного изменения приведенной угловой скорости ω_k^* гиromаховика в канале крена с постепенным возвращением среднего ее значения к исходному состоянию.

В отличие от однократного перехода, представленного на рис. 1 и 2, переходы второго вида – от моментов проведения коррекций до выхода на стационарный режим работы системы – происходят вполне регулярно. К возмущающим факторам, действующим на систему УГС в течение перехода первого вида, здесь добавляются корректирующий импульс скорости и сопутствующий ему газодинамический момент, накапливающееся рассогласование скоростей концевых грузов КНС по нормали к плоскости орбиты, а также сила сухого трения в регуляторе натяжения нити.

Полагая величины возмущающих факторов равными их предельным статистическим значениям, приведенным в разделе 2, ограничимся представлением на рис. 3 графиков соответствующих переходных процессов координат системы УГС в канале тангажа.

График $\Phi_h(t)$ (кривая 1) на рис. 3 демонстрирует наименее быстрое для принятых условий эксплуатации затухание угловых колебаний КНС в плоскости орбиты. На колебания (кривая 2) угла тангажа Φ_c спутника, отслеживающие угловое движение КНС, накладывается реакция системы УГС на действие импульса газодинамического момента. В стационарном режиме работы системы происходят колебания угла тангажа СДЗ с амплитудой до 0.05 град и частотой $\sqrt{3}\omega$ – следствие появления таких же незатухающих колебаний КНС в плоскости орбиты из-за действия силы сухого трения (9): при амплитуде собственных угловых колебаний КНС, меньшей 0.05 град, прекращается угловое движение катушки и исчезают демпфирующие силы магнито-электрического демпфера, т.е. в (5) $V_h = 0$.

Динамика координат системы УГС по каналу крена в этом переходе не столь заметно отличается от представленной на рис. 2, и поэтому графики изменения их во времени здесь не приводятся. Но на примере канала крена удобно показать необходимость и эффективность введения в соответствии с положением 6 раздела 1 средств защиты – алгоритмических мер выхода из нештатных ситуаций.

Пусть в процессе эксплуатации системы УГС ось OY спутника в силу действия какого-либо не-предвиденного возмущающего фактора существенно (на 10–30 град) отклонится от местной вертикали. Если такое отклонение произойдет в плоскости орбиты (т.е. по углу тангажа), то, как следует из рис. 4а, гравитационный восстанавливающий момент вместе с гиродемпфирующими силами быстро вернут спутник в равновесное положение – не более, чем за 40 мин; гиromаховик будет разгружен через 2 часа (рис. 4б). Однако такое же отклонение по нормали к плоскости орбиты (по крену) будет ликвидироваться системой УГС более полусуток: гиродемпфер в канале кре-

на, работая в режиме, близком к силовой гиростабилизации углового положения спутника, эффективно подавляет вынужденные (качанием КНС) колебания спутника, но и существенно замедляет процесс возвращения спутника к равновесному угловому положению. Типичный график такого процесса, соответствующий начальному значению угла крена $\psi_c(0) = 15$ град и полученный без учета ограничения угловой скорости гиромаховика, представлен кривой 1 на рис. 5. На самом же деле, в силу ограниченности угловой скорости ω_k гиromаховика, плавный процесс 1 уменьшения угла крена обращается в столь же длительный, но нелинейно-колебательный. Все это неприемлемо для СДЗ.

Поэтому средства защиты предусматривают здесь отключение выхода ДУС от интегратора на входе гиromаховика при превышении (по модулю) порогового значения $\delta_n = 0.8$ град рассогласования δ угловых положений КНС и СДЗ с последующим замыканием цепи при $|\delta| \leq \delta_n$. И тогда процесс возвращения к равновесному положению по крену коренным образом изменяется — график 1 на рис. 5 трансформируется в график 2, время ликвидации начального значения угла крена 15 град уменьшается до 1.5 час. (Отметим, что графики на рис. 2 получены также с учетом действия этой защиты).

Как следует из (1)–(10), представленные результаты получены без учета влияния сил атмосферного сопротивления на угловое движение КНС — в предположении, что при полете СДЗ по круговой орбите высотой 250 км это влияние устраняется средствами аэробаллистической балансировки КНС (см. раздел 1, п. 4). При исследовании динамики УГС применительно к другим эксплуатационным орбитам СДЗ (в том числе слабоэллиптическим в диапазоне высот 180–400 км), проведенном с использованием модели плотности верхней атмосферы [5], выявилось снижение на 0.2 град точности вертикальной ориентации СДЗ по тангажу, главным образом, из-за вариаций плотности атмосферы.

5. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАЗВЕРТЫВАНИЯ СВЯЗКИ В СИСТЕМЕ УСИЛЕННО-ГРАВИТАЦИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Основному этапу штатной эксплуатации системы УГС предшествует этап развертывания связки и последующего выдвижения штанги. Если к процессу развертывания связки не предъявлять специфических требований (типа отсутствия отклонения нити от вертикали, постоянства скорости выпуска нити и проч.) и ограничиться минимально необходимыми для системы УГС требованиями (снижения скорости сматывания нити с катушки, силы натяжения нити, времени раз-

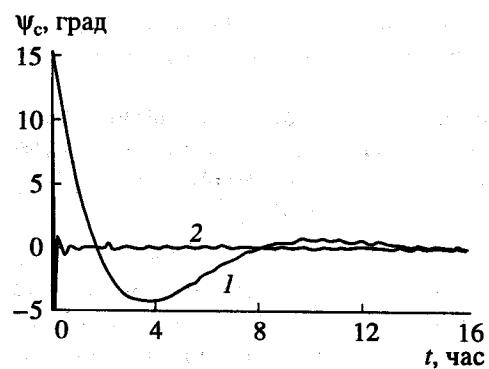


Рис. 5

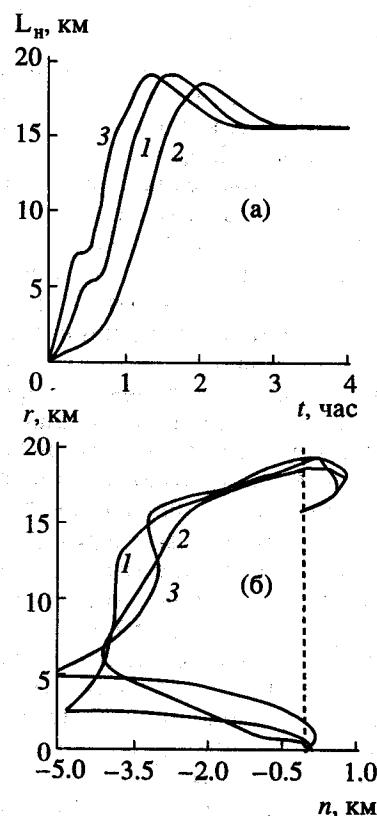


Рис. 6

вертывания связки и перерегулирования ее длины), то развертывание КНС системы УГС можно провести с использованием регулятора натяжения нити при придаании стабилизирующему грузу некоторого импульса скорости его отделения от СДЗ. И тогда остается лишь выбрать значение вектора этого импульса и способ натяжения нити при вытягивании с катушки начальной части нити длиной L_0 — поскольку закон (5) регулирования натяжения нити, выбранный применительно к условиям штатной эксплуатации системы УГС после развертывания КНС, определен только для $L_n - L_0 \geq 0$.

Рассматривались три способа регулирования натяжения нити на начальном участке развертывания КНС.

1. Вращение катушки при вытягивании с нее начальной части нити длиной L_0 производится при отключении пружины, и демпфера: закон (5) дополняется условием

$$F_p = 0 \text{ при } L_n < L_0. \quad (5a)$$

Таким образом, на натяжение нити действуют здесь только силы трения и инерции катушки.

2. От катушки отсоединенна только пружина: вместо условия (5a) используется соотношение

$$F_p = BV_n - CV_n|V_n| \text{ при } L_n < L_0. \quad (5b)$$

и на катушку действуют моменты сил трения, инерции и демпфирования.

3. В начальный момент времени вытягивания нити подсоединенна к катушке пружина растянута так, что ее момент, направленный против моментов трения и демпфирования, облегчает сматывание нити и становится равным нулю к концу начального участка развертывания КНС: в законе (5) убирается условие "при $L_n \geq L_0$ ".

Номинальное значение импульса скорости отделения СГ определялось так, чтобы минимизировался его модуль при обеспечении надежного развертывания (без рывков и провисания нити, петель в траектории) в условиях случайного разброса импульса по модулю и направлению: для этого стабилизирующий груз должен отходить от СДЗ с начальной скоростью 1.5 м/с под углом 30 град от вертикали по направлению полета СДЗ.

На рис. 6а представлены графики 1–3 изменения во времени t длины L_n нити для способов 1–3 организации регулирования натяжения нити при развертывании КНС, а на рис. 6б – соответствующие траектории 1–3 движения стабилизирующего груза в плоскости орбиты относительно барицентра в орбитальной (вращающейся) системе координат. Здесь заметное влияние на динамику процессов развертывания оказывает инерционная сила (7) регулятора натяжения нити, практически не проявлявшаяся в процессах, представленных на рис. 1–5.

Способ 2, несколько проигрывая другим способом по длительности времени развертывания, за-

метно лучше их по прочим характеристикам: скорости вытягивания нити с барабана (она не превосходит 5.9 м/с), длине вытягиваемой части нити (не превосходит 18.7 км).

И хотя при оценке характеристик системы УГС считалось, что при развертывании КНС угловое положение СДЗ поддерживается активной системой стабилизации, в принципе возможна полностью автономная работа пассивной системы УГС – ценой повышения уровня некоторых действующих на систему возмущающих факторов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выявлены возможности усиленно-гравитационной стабилизации низкоорбитальных (в диапазоне высот 180–400 км) спутников дистанционного зондирования относительно местной вертикали с точностью 0.3 град при кратковременных отклонениях от вертикали до 8 град на полуторачасовых участках полета после проведения коррекций орбиты; угловая скорость движения спутника относительно вертикали на рабочих участках дистанционного зондирования не превышает 0.0003 град/с.

Дальнейшее повышение точности усиленно-гравитационной стабилизации лимитируется трением во вращающихся частях регулятора натяжения нити и в подвижной каретке штанги спутника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Сарычев В.А. Вопросы ориентации искусственных спутников. Исследование космического пространства // Итоги науки и техники. М.: ВИНТИ, 1978. Т. 11.
- Whisnant J.M., Pisacane V.L. Transient damping of threebody gravity-gradient satellite // Astronautical Acta. 1969. V. 15. № 1. P. 17–23.
- Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990.
- Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974.
- Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли. ГОСТ 25645. 101-83. М.: Госстандарт, 1983.

An Analysis of Capabilities of the Gravitational Stability Augmentation for Low Orbit Satellites

A. Ya. Andrienko and A. I. Chadaev

Institute of Problems of Control, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

In this study, a system of augmented gravitational stabilization as applied to the flight conditions of remote sensing satellites (RSS) is analyzed. The system is based on a tethered RSS supplied with a tether tension controller and a gyrodamper of satellite angular motion. The expected system accuracy under various operation conditions is estimated.