

М. В. Палкин, канд. техн. наук, mpalkin@vpk.npomash.ru,
АО "ВПК "НПО машиностроения", г. Реутов

Управление конфигурацией космических аппаратов группового полета на основе обработки видеoinформации

Представлена прикладная задача управления группой автоматических космических аппаратов (КА). В качестве примера приведена концепция построения "многоточечного" спутникового построения (проект "Космическая реклама"). "Космическая реклама" реализуется посредством специализированных тросовых и свободнолетающих КА, а также их комбинаций. Представлен технический облик космических аппаратов, состав бортовой аппаратуры.

Предложены методы поддержания пространственной конфигурации космических аппаратов специального назначения (методы "постоянного" строя, "переменного" строя, "смешанный"), выданы рекомендации по их применению.

Рассмотрено управление конфигурацией на основе обработки видеoinформации, полученной от космического аппарата, оснащенного широкоугольным матричным приемником оптического излучения.

Приведены параметры оптических систем. Оценены параметры работы системы навигации КА по наблюдаемому изображению. Описан способ определения относительного положения КА в конфигурации на основе отслеживания перемещения впереди летящего КА, согласно которому при переднем по направлению полета визировании пространства широкоугольным матричным приемником строки матрицы размещают перпендикулярно, а столбцы — параллельно вертикальной оси орбитальной системы координат, угловое (по курсу) отклонение ведомого космического аппарата пропорционально перемещению геометрического "центра тяжести" изображения космического аппарата — ориентира по номерам столбцов матричного приемника. Отклонение по тангажу пропорционально перемещению по номерам строк матричного приемника.

Разработан и исследован алгоритм обработки видеoinформации. Алгоритм включает процедуры нахождения, сопровождения ориентира, определения угла отклонения. С учетом особенностей фоноцелевой обстановки алгоритм построен с использованием структурных методов, выделяющих в качестве ориентиров характерные яркие пятна (синтаксические признаки изображения). Исследованы статистика сбоев алгоритма в зависимости от размера ориентира, от контраста яркостей ориентира, фона и уровня флуктуационного шума матричного приемника.

Основными внешними условиями, ограничивающими работу алгоритма, являются: низкий контраст ориентира на фоне звезд, отсутствие освещения Солнцем, в ряде случаев — засветка Солнцем, незначительные наблюдаемые размеры ориентира вследствие его малости или удаленности.

Ключевые слова: космический аппарат, "космическая реклама", групповой полет, оптическая система навигации, обработка изображения

Введение

В связи с активным развитием техники и информационных технологий все больше стран получают возможность создавать и запускать космические аппараты, и внимание разработчиков начинают привлекать новые космические направления. Одним из таких направлений является концепция согласованного управления многоспутниковыми группировками автоматических космических аппаратов (КА), взаимодействующих между собой.

Примером реализации концепции группового полета КА является проект "космическая реклама" [1]. Это конверсионный проект АО "ВПК "НПО машиностроения", в основе которой лежит патент РФ № 2093967 от 1991 г. на способ передачи визуально воспринимаемой информации посредством строя орбитальных КА.

"Космическая реклама" — это видимое с поверхности Земли невооруженным глазом устойчивое "многоточечное" спутниковое построение в виде узнаваемого символа, текста,

знака и т. п. (рис. 1). Реализуется посредством специализированных тросовых (формируется несколько "точек" орбитального изображения) и свободнолетающих КА, а также их комбинаций. При этом "космическая реклама" на основе свободнолетающих аппаратов не имеет

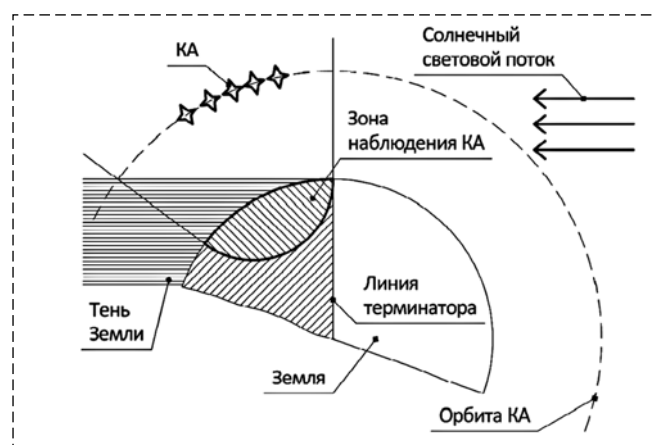


Рис. 1. Формирование орбитального изображения посредством КА "космической рекламы"

Fig. 1. "Space commercial" orbital formation

ограничений на угловой размер наблюдаемого орбитального изображения, реализует относительно длительные сроки активного существования группировки, допускает "жесткое" удержание орбитального изображения на протяжении нескольких витков, перестроение КА по программе или командам с Земли, а также возможность замены (дополнения) изображения на орбите с использованием новых элементов (дополнительных КА).

В ходе работ по теме были проведены проработки вариантов реализации концепции "космической рекламы", сформирован технический облик неманеврирующего КА тросового типа ("Опыт") и свободнолетающего маневрирующего КА ("Отблеск"), системы управления группой для формирования заданной конфигурации орбитального изображения [1, 11].

В данной статье рассмотрена задача управления конфигурацией на основе обработки видеoinформации, поступающей от свободнолетающих ведомых КА (следующих за КА-лидером или КА последующих уровней иерархии), оснащенных специализированным оптико-электронным комплексом (ОЭК) (рис. 2).

Запускаемые на высоты до 250 км КА ("Отблеск") являются статически устойчивыми и ориентируются по набегающему потоку остаточной атмосферы. В качестве основных устройств навигации используются:

- построитель местной вертикали (видимого или инфракрасного диапазона);
- аппаратура потребителя спутниковой навигации (вариант);
- оптико-электронный комплекс (ОЭК) с широкоугольным приемником оптического излучения матричного типа.

Формирование заданной конфигурации орбитальной группы КА

Под групповым полетом КА понимается длительное орбитальное движение не менее двух КА (формирующих определенную пространственную конфигурацию), при котором наибольшее расстояние между КА в группе существенно (на порядки) меньше длины витка орбиты полета группы [3].

Существует несколько способов формирования на орбите заданной конфигурации группы КА [3, 4]:

1) метод "постоянного" строя. Подразумевает выдерживание строя за счет запасов харак-



Рис. 2. Схема свободнолетающего КА-ведомого:

НП — направление полета, ЦМ — центр масс, ЦД — центр давления, МВ — построитель местной вертикали, ДУ — двигательная установка

Fig. 2. Free-flying slave satellite scheme:

НП — flying direction, ЦМ — centre of mass, МВ — local vertical axis detector, ДУ — propulsion system

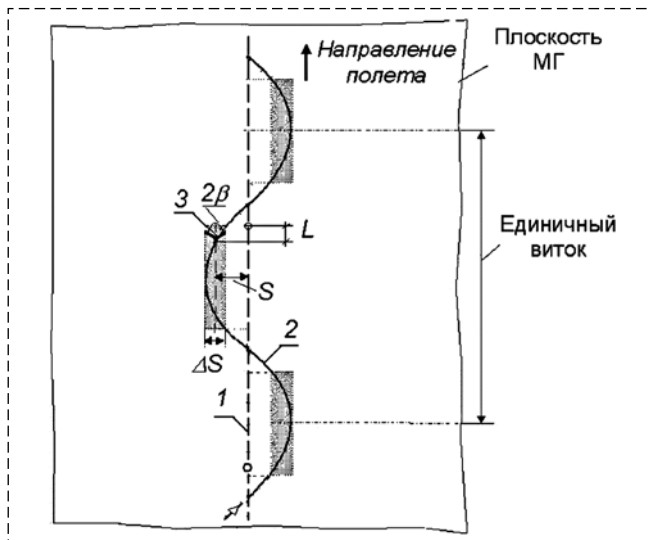


Рис. 3. Проекция траекторий двух КА на "распрямленную" (в плоскости чертежа) местную горизонталь (МГ)

Fig. 3. Leader- and slave-satellite trajectories

теристической скорости КА. Метод, очевидным недостатком которого являются значительные затраты топлива, может применяться либо для кратковременного формирования конфигурации, либо в совокупности с другими методами [8, 9];

2) метод "переменного" строя (формирование "роя" КА) [7]. Позволяет периодически (два раза за виток) формировать конфигурацию при движении КА на некомпланарных (с малым относительным наклоном) орбитах в соответствии с выражением (рис. 3):

$$\begin{cases} 0 < \Delta B_{ij} \leq A; \\ \omega_1^{cp} \approx \omega_2^{cp} \approx \dots \approx \omega_n^{cp}, \end{cases}$$

где $\omega_1^{cp}, \omega_2^{cp} \dots \omega_n^{cp}$ — средние угловые скорости на витке разведенных по фронту КА в количестве n штук; ΔB_{ij} — разница в эксцентриситетах орбит двух любых пар i и j космических аппаратов; A — допуск.

При приближении к узловым точкам (в данной статье определяемых как точки максимального сближения орбит КА) строй будет смешиваться и далее перестраиваться в зеркальном порядке.

Особенностью метода являются относительно небольшие затраты характеристической скорости при поддержании конфигурации (в основном на начальное разведение КА по орбитам);

3) "совмещенный" метод. Предполагает совместное или последовательное использование представленных выше методов.

При необходимости кратковременного формирования сложной конфигурации на основе более простой КА, расположенные по методу "переменного" строя, могут совершить маневр поддержания относительного положения (на расстоянии S с допуском ΔS , рис. 3).

На рис. 3 приняты следующие обозначения: 1 — траектория КА-ориентира; 2 — траектория ведомого КА; 3 — угол обзора ОЭК ведомого КА; S — заданное расстояние между аппаратами при формировании конфигурации по фронту (по нормали к направлению полета (НП) в плоскости местной горизонтали (МГ)); ΔS — допуск отклонения ведомого КА в плоскости МГ (таким образом, в "серой" зоне расположения ведомого КА орбитальная конфигурация считается построенной, между "серыми" зонами — рассыпается); L — текущее опережение КА-ориентира по фронту.

Навигация одиночного КА группы

Согласно предлагаемому способу навигации КА-ведомого при переднем по направлению полета визировании пространства широко-

угольным матричным приемником строки матрицы размещают перпендикулярно, а столбцы — параллельно вертикальной оси орбитальной системы координат. Угловое (по курсу) отклонение ведомого КА определяют пропорционально перемещению геометрического "центра тяжести" изображения КА-ориентира по номерам столбцов матричного приемника, отклонение по тангажу — пропорционально перемещению по номерам строк.

В дальнейшем, предполагая движение КА на близких по высоте орбитах, отклонение по тангажу учитывать не будем. Схема способа представлена на рис. 4.

В общем случае для КА-ведомого число движущихся впереди КА-ориентиров может быть различным (один и более). Ниже будем рассматривать поиск одного ориентира.

Заданное конфигурацией угловое положение может либо временно поддерживаться воздействием двигательной установки КА-ведомого (в пределах ΔS , см. рис. 3), либо меняться по определенному закону.

Для разработки алгоритма обработки видеoinформации проведем оценочный расчет характеристик ОЭК, размещенного на передней стороне (по направлению полета) ведомого КА.

Рассмотрим задачу движения на высоте $H \sim 220$ км двух КА со следующими параметрами: площадь КА-ориентира по направлению наблюдения $S_{\text{пр}} = 1 \text{ м}^2$; расстояние до КА-ориентира $D = 1...100$ км; взаимное положение "КА-ориентир — КА-ведомый — Солнце — Земля" — любое.

Оптическая характеристика (звездная величина) КА-ориентира определяется выражением

$$m = -14,2 - 2,5 \lg \frac{\rho E_{\text{солн. пост}} S_{\text{пр}}}{2\pi D^2},$$

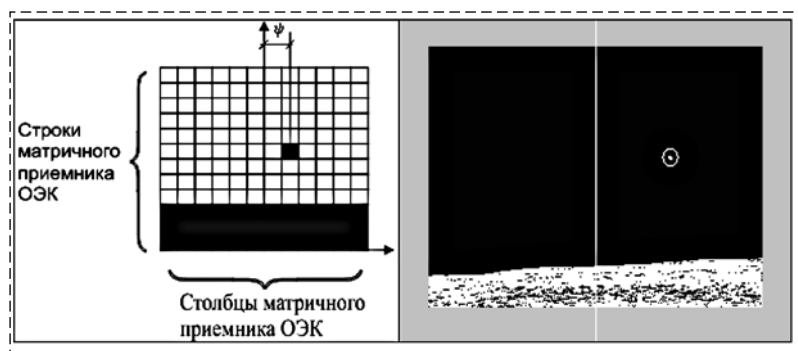


Рис. 4. Схема определения положения КА-ведомого по курсу относительно КА-ориентира (слева), результат моделирования и нахождения на фотоснимке КА-ориентира (справа)

Fig. 4. Scheme of a relative position measurement method (left), picture of a detected leader-satellite (right)

где ρ — коэффициент диффузного отражения ($\sim 0,8$); $E_{\text{солн. пост}}$ — освещенность, создаваемая Солнцем на околоземной орбите (135 000 лк); D — дальность наблюдения ориентира.

Полученные в соответствии с формулой значения звездной величины для дальности, например, 3 и 100 км, соответственно, составляют $-6,5^m$ и 1^m .

Для справки в таблице приведено число звезд (K) на небесной сфере различной звездной величины.

Таким образом, из любой точки расчетного диапазона дистанции

Число звезд различной звездной величины

Число звезд	Звездная величина, m								
	+1	2	3	4	5	6	7	8	9
K	13	40	100	500	1600	4800	15 000	42 000	125 000

КА-ориентир может быть уверенно обнаружен видеокамерой со средними характеристиками (чувствительностью до 6^m).

Пусть алгоритм обработки видеoinформации определяет КА-ориентир с минимальными размерами пятна 2 × 2 пиксела (0,5 × 0,5 м в пикселе).

В этом случае максимально допустимое расстояние от КА-ведомого до сопровождаемого КА-ориентира определяется выражением

$$D_{\max} = \frac{\Delta f'}{\Delta_{\text{эл}}},$$

где $\Delta_{\text{эл}}$ — размер элемента пиксела, мм; f' — фокусное расстояние объектива; Δ — наблюдаемый одним пикселем линейный размер КА. Например, при $\Delta_{\text{эл}} = 0,055$ мм (ПЗС матрица Kodak KAI-16070, 4864 × 3232 эл., размер пиксела 5,5 × 5,5 мкм), $f' = 70$ мм, $\Delta = 0,5$ м, $D_{\max} = 6,3$ км. В этом случае, например, для существующих оптических систем с полем зрения по горизонтали $2\beta = 120^\circ$ максимальное для наблюдения поле составляет по фронту $S = 4,5$ км, по дистанции — $L = 3,15$ км (см. рис. 3).

Увеличение дальности наблюдения за КА-ориентиром возможно установкой на борт КА-ведомого нескольких модулей узкоугольных ОЭК, (например, "Уран-27": $f' = 100$ мм, $\varnothing_{\text{ВХ}} = 40$ мм, 1:2,5, $2\beta = 60^\circ$).

При расчете скорости движения метки КА-ориентира по вертикали (тангажу) должна учитываться погрешность работы определителя местной вертикали, составляющая до 1'.

Алгоритм обработки видеoinформации

На основе вышеуказанных исходных данных разработан алгоритм обработки видеoinформации для определения относительного углового положения (курса) ведомого КА.

Алгоритм реализует итерационный процесс определения изменения положения ведомого КА относительно ориентира путем сравнения положения ориентиров на текущем изображении (ТИ) с положением ориентиров на изо-

бражении, полученном в момент начала своей работы (эталонном изображении, ЭИ), с последующим определением взаимного смещения ориентиров.

Информация о времени t_0 появления в поле зрения ОЭК цели и начале работы алгоритма передается ведомому КА с наземного пункта управления или закладывается в память бортового вычислительного комплекса (БВК) до запуска КА.

Алгоритм включает процедуры: нахождения ориентира, сопровождения ориентира, определения курса.

С учетом особенностей фоноцелевой обстановки алгоритм построен с использованием структурных методов, выделяющих в качестве ориентиров характерные яркие пятна (синтаксические признаки изображения) [5, 6].

Эталонным для алгоритма является изображение на первом кадре. При обработке изображения процедура нахождения ориентира выделяет на исходном полутоновом изображении $F(i, j)$ пикселей с яркостью, превышающей некоторый пороговый уровень яркости $T_{\text{п}}$, и формируют бинарное изображение $F_6(i, j)$, в котором найденные пиксели будут единичной яркости, остальные — нулевой:

$$F_6(i, j) = \begin{cases} 1 & \text{при } F(i, j) \geq T_{\text{п}}; \\ 0 & \text{при } F(i, j) < T_{\text{п}}. \end{cases}$$

Далее на бинарном изображении формируются наборы групповых точечных объектов (ГрТО) — группы пикселей, обладающие признаками связности, минимального числа пикселей в группе $k_{\min}$. Ограничение на минимальное число пикселей в ГрТО вводят из соображений защиты алгоритма от сбоя, поскольку часто яркие объекты с малым числом пикселей являются помеховыми и нестабильными.

Операция определения порогового уровня $T_{\text{п}}$ является адаптивной и разработана исходя из предположения наличия на бинарном изображении не менее r_0 ГрТО — исходного материала для выбора ориентира с числом пикселей в каждом не менее $k_{\min}$:

$$T_{\text{п}}: r \geq r_0, l_j \Big|_{j=1 \dots r} \geq k_{\min}.$$

Основными критериями нахождения ориентира — яркостного пятна (ГрТО) на преобразованном в бинарное изображении (рис. 4) — являются:

- несоприкосновение с границами изображения и пятном области Земли;

- расчетное число пикселей;
- движение от кадра к кадру в заданном направлении.

При получении второго и последующих кадров происходит:

- локализация на изображении ориентира в соответствии с сохраненными в БВК параметрами, проверка гипотезы о локализации ориентира с заданной вероятностью P ;
- определение отклонения КА-ориентира по столбцам матричного приемника, формирование и выдача в систему навигации информации о параметрах курса ведомого КА;
- сохранение в памяти БВК текущих (измененных) параметров ориентира.

В общем случае при локализации ориентира на двух кадрах, полученных в моменты времени t_i и t_j ($t_j > t_i$), изменение курса КА за промежуток времени (t_i, t_j) относительно ориентира определяется выражениями

$$\Delta\varphi_{i,j} = k(y_{ij} - y_{ii});$$

$$k = \frac{2\beta}{n_{м.п}},$$

где k — технологический коэффициент, определяющий соотношение между углом курса и перемещением по номерам столбцов "центра тяжести" изображения визируемого ориентира на матричном приемнике ОЭК; 2β — угол обзора ОЭК в горизонтальной плоскости; $n_{м.п}$ — число столбцов матричного приемника; y_{ij} — номер столбца визируемого ориентира в момент времени t_j ; y_{ii} — номер столбца визируемого ориентира в момент времени t_i .

При необнаружении на текущем изображении ориентира на основе предположения о незначительности изменения угла курса КА за интервал времени между соседними кадрами делаются повторные попытки локализации ориентира на последующих кадрах. Максимальное число попыток ($c_{доп}$) задается динамикой изменения конфигурации группы, динамикой разворотов (колебаний) КА относительно центра масс и частотой обработки кадров ОЭК посредством БВК.

Реализованное число попыток (c) фиксируется счетчиком БВК. В случае нахождения ориентира при $c \leq c_{доп}$ работа алгоритма продолжается, счетчик обнуляется. При $c > c_{доп}$ работа алгоритма считается неудавшейся, поиск повторяется с привлечением внешней информации о расположении и оптических параметрах КА-ориентира.

Исследование алгоритма обработки видеоинформации

Исследование алгоритма стабилизации проведено путем моделирования в среде MATLAB. В качестве исходного материала синтезированы видеоизображения, соответствующие реальным траекториям полета КА по низким орбитам, различающиеся спектральным диапазоном изображения (видимый, ИК диапазон), типом фона.

Образцы наблюдаемого оптического изображения зашумлены в соответствии с аддитивной моделью (имитация последствий действия темновых токов и помех в аналого-цифровом преобразователе). Модель дополнена импульсным шумом, имитирующим нефункционирующие — постоянно "включенные" или постоянно неработающие — пиксели [2, 10].

На рис. 5 представлена статистика сбоев алгоритма в зависимости от размера ориентира (без учета правил перемещения ориентира по кадру). Под сбоем подразумевалось неправильное определение на кадре ориентира.

Как видно из рис. 5, наиболее устойчивым к сбоям является ориентир, занимающий 3...15 % столбцов матричного приемника, при этом определенное значение контраста ориентиров относительно фона должно быть не менее 1,2. Пятна с меньшим поперечным размером обладают меньшей стабильностью (к сохране-

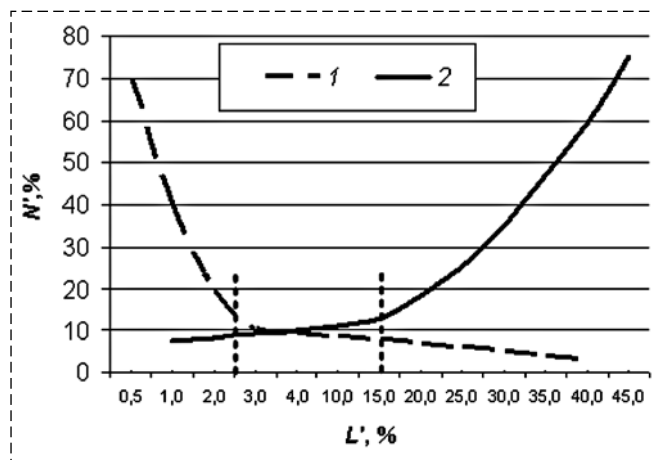


Рис. 5. Вероятность сбоев (N , % случаев) алгоритма от величины ориентира L (% от ширины матрицы):

1 — сбой в результате исчезновения ориентира; 2 — сбой в результате флуктуации яркостно-геометрических характеристик ориентира

Fig. 5. Expectancy (N , %) of the algorithm failure (L % — leader satellite mark size):

1 — failure as a result of a mark disappearance, 2 — failure as a result of a mark light-striking

нию своего размера) при воздействии шума. Использование крупных ориентиров увеличивает ошибку определения курса ведомого КА и ухудшает точность поддержания конфигурации.

На рис. 6 представлена зависимость (здесь и далее — аппроксимированная при обработке результатов эксперимента) сбоев алгоритма от контраста яркостей ориентира, фона и уровня флуктуационного шума матричного приемника. Под сбоем подразумевалось временное неправильное определение (или неопределение) на изображении ориентира, не приведшее к отказу работы алгоритма.

Основными внешними условиями, ограничивающими работу алгоритма, являются: низкий контраст ориентира на фоне звезд, отсутствие освещенности Солнцем (рис. 7), в ряде случаев — засветка Солнцем, незначительные наблюдаемые размеры ориентира вследствие его малости или удаленности.

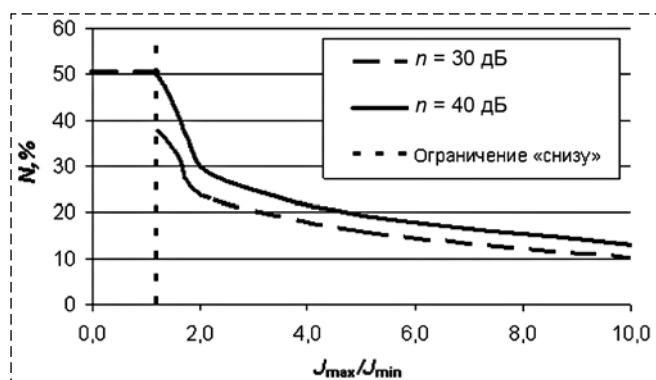


Рис. 6. Зависимость числа сбоев (%) алгоритма от контраста яркостей ориентира и фона ($J_{\max}/J_{\min}$) и уровня флуктуационного шума матричного приемника (n). N — доля числа кадров с найденными областями от общего числа кадров, %
Fig. 6. Algorithm failure, % of frames ($J_{\max}/J_{\min}$ — image contrast, n — background noise)

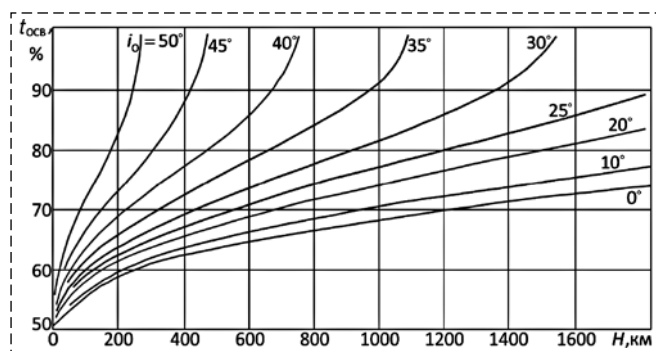


Рис. 7. Максимальное время освещения $t_{\text{осв}}$ КА Солнцем в зависимости от высоты H , км и наклона i_0 круговой орбиты
Fig. 7. Satellite sunniness, $t_{\text{осв}}$ (H — orbit altitude, i_0 — orbit inclination)

Надежность работы алгоритма повышается при:

- увеличении видимого размера ориентира (сближении КА-ориентира и ведомого КА);
- использовании дополнительных признаков ориентира (уменьшение области поиска ориентира на изображении, учет параметров его движения);
- ограничении использования алгоритма при нерасчетной освещенности ориентиров.

Заключение

1. Одной из прикладных задач группового полета КА может являться многоспутниковый проект "космической рекламы".

2. Рациональными методами формирования пространственной конфигурации группы являются: методы "постоянного" и "переменного" строя, "смешанный" метод, соединение КА тросовой связью.

3. Для пассивного (без радиообмена) следования за КА-ориентиром возможно применение системы управления заданной конфигурацией на основе оптико-электронного комплекса с широкоугольным приемником матричного типа. Предложен способ поддержания конфигурации с использованием оптико-электронного комплекса, разработан и исследован алгоритм обработки видеoinформации.

Список литературы

1. Лавренов А. Н., Палкин М. В., Петухов Р. А. Технология космической рекламы. Реутов: АО "ВПК "НПО машиностроения", 2016, 124 с.
2. Дуда Р., Харт П. Распознавание образов и анализ сцен. М.: Мир, 1977. 361 с.
3. Палкин М. В. Некоторые аспекты формирования групп космических аппаратов и управления ими // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21 № 3. С. 29—35.
4. Палкин М. В. Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. 2015. № 08. С. 100—115.
5. Евстифеев В. В., Палкин М. В. Управление креном аэробаллистических летательных аппаратов // Вестник МГТУ. Приборостроение. 2007. № 2(48). С. 56—63.
6. Палкин М. В. Способ ориентирования по крену летательного аппарата с оптической головкой самонаведения: Патент 2280590 РФ / М. В. Палкин [и др.] Оpubл. 2006. Бюлл. № 8.
7. Леонов А. Г., Палкин М. В., Лавренов А. Н. Способ группового орбитального движения искусственных спутников. Патент РФ № 2569236 / А. Г. Леонов [и др.]
8. Воронов Е. М., Карпунин А. А., Палкин М. В. и др. Формирование конфигурации группы спутников и многокритериальное управление по конфигурационной точности

и расходу // Труды XXXVIII академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2014. С. 418.

9. **Maessen D., Gill E.** Relative State Estimation and Observability Analysis for Formation Flying Satellites // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2012. Vol. 35, N. 1. P. 321–326.

10. **Ranganath H. S.** Feature extraction technique for fast digital image registration // *Proc. IEEE SOUTHEASTCON*. 1980. P. 225–228.

11. **Палкин М. В., Лавренов А. Н.** Приложения системного подхода при управлении группировками космических аппаратов // *Полет*. 2018. № 4. С. 51–57.

Satellite Formation Flying Control Using Image Processing

M. V. Palkin, mpalkin@vpk.npomash.ru,

MIC "NPO mashinostroyeniya", Reutov, 143966, Russian Federation

Corresponding author: **Palkin M. V.**, Ph.D.,

MIC "NPO mashinostroyeniya", Reutov, 143966, Russian Federation

Accepted on August 20, 2018

Abstract

A problem of a formation flying control is observed. As an example a concept of a multisatellite configuration ("space commercial") is described. Space advertisement is realized by groups of specialized free flying and cable-connected satellites, and their combinations. Construction of a space commercial satellite and a set of a control system equipment is presented. Several methods for group configuration are presented: periodic impulse correction of each flying satellite position formation; method of a satellite positioning on nocoplanar orbits. Other methods include combinations of methods mentioned above. Configuration control using onboard video camera with a wide-angle image detector is presented. Characteristics of an optical system are shown. Navigation parameters of a using a received observed videoimage are estimated. A method of a relative position measurement is described. The method detects a video track of a moving ahead satellite on the matrix detector. According to the method lines of the matrix detector are positioned transversely and columns are positioned in parallel with vertical axis of the orbital coordinate system. Course of the slave satellite is proportional to the travel of the centre of the lider satellite mark on the matrix detector columns. Pitch of the slave satellite is proportional to the travel of the centre of the leader satellite mark on the matrix detector lines. A video-display processing algorithm is developed and researched. The algorithm contains procedures of a forming, localization of the leader satellite mark, deviation angle calculation. The algorithm uses structural method, detecting bright spots (image syntactic characteristics). Efficiency of the algorithm depends on the leader satellite mark brightness, size, light-striking, distance.

Keywords: satellite, "space commercial", formation flying, optical navigation system, image processing

For citation:

Palkin M. V. Satellite Formation Flying Control Using Image Processing, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no.1, pp. 52–58.

DOI: 10.17587/mau.20.52-58

References

1. **Lavrenov A. N., Palkin M. V., Petukhov R. A.** *Tekhnologiya kosmicheskoi reklamy* (The Technology of Space Advertising), Reutov, JSC "MIC "NPO Mashinostroyeniya", 2016, 124 p. (in Russian).

2. **Duda R., Hart P.** *Raspoznavanie obravov I analiz stsen* (Pattern Recognition and Scene Analysis), Moscow, MIR, 1977, 361 p. (in Russian).

3. **Palkin M. V.** *Nekotorye aspekty formirovaniya grupp kosmicheskikh apparatov i upravleniya imi* (Questions of satellite formation flying design and control), *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 29–35 (in Russian).

4. **Palkin M. V.** *Kontseptual'nye voprosy sozdaniya i primeneniya kosmicheskikh apparatov gruppovogo poleta* (Conceptual problems of development and application of space vehicles for

group flight), *Science and Education*, 2015, no. 08, pp. 100–115 (in Russian).

5. **Evstifeev V. V., Palkin M. V.** *Upravlenie krenom aerobal-listicheskikh letatelnih apparatov* (Aeroballistic aircraft roll control), *Vestnik MSTU. Priborostryeniye*, 2007, no. 2(48), pp. 56–63 (in Russian).

6. **Palkin M. V.** *Sposob prientirovaniya po krenu letatel'nogo apparata s opticheskoi golovkoy samonavedeniya*: Patent 2280590 RU/ M. V. Palkin and others (in Russian).

7. **Leonov A. G., Palkin M. V., Lavrenov A. N.** and others. *Sposob gruppovogo orbitalnogo dviganiya iskusstvennih sputnikov*, Patent № 2569236 (RU) (in Russian).

8. **Voronov E. M., Karpunin A. A., Palkin M. V.** Formation flying configuration design and multicriteria control, *Proceedings of the XXXVIII academic conference on Cosmonautics*, 2014, pp. 418 (in Russian)

9. **Maessen D., Gill E.** Relative State Estimation and Observability Analysis for Formation Flying Satellites, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, vol. 35, no. 1, pp. 321–326.

10. **Ranganath H. S.** Feature extraction technique for fast digital image registration, *Proc. IEEE SOUTHEASTCON*, 1980, pp. 225–228 (in Russian).

11. **Palkin M. V., Lavrenov A. N.** Examples of a system approach for a satellite formation flying control, *Polyot*, 2018, no. 4, pp. 51–57 (in Russian).