

---

## **КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «МИКРОСАТ»**

А.Л. МАКАРОВ, Ю.А. ШОВКОПЛЯС,  
С.И. МОСКАЛЕВ, Д.А. ГАЛАБУРДА

---

Космический аппарат (КА) «Микросат» разрабатывается по заказу Государственного космического агентства Украины в рамках Общегосударственной целевой научно-технической космической программы Украины и предназначен для проведения:

- наблюдений динамических процессов в ионосфере Земли;
- технологических экспериментов в условиях космического пространства по отработке бортовых приборов и элементов перспективных КА.

Космический аппарат массой ~195 кг планируется запустить при первом пуске ракеты космического назначения «Циклон-4» с космодрома Алкантара (Бразилия) на околокруговую солнечно-синхронную орбиту со следующими номинальными параметрами:

- высота орбиты над поверхностью Земли на экваторе ~668 км;
- наклонение орбиты к плоскости экватора ~98,1 градуса;
- местное среднее солнечное время в нисходящем узле орбиты 10 часов 31 минута.

Период обращения КА по орбите составляет приблизительно 98 минут. Срок активного существования должен составить не менее трех лет.

КА состоит из полезной нагрузки (~75 кг) и космической платформы (~120 кг), создаваемой на основе платформы спутника Egyptsat-1 (запущен в 2007 г.) и КА «Січ-2» (запущен в 2011 г.).

В состав полезной нагрузки КА входят:

- комплекс научной аппаратуры «Ионосат-Микро»;
- малогабаритная астроизмерительная система МАИС-Б;
- бесплатформенный астроинерциальный блок БАИБ-02;
- бортовая аппаратура скоростной радиолинии X-диапазона (СРЛ-X);
- экспериментальная аммиачная двигательная установка (АДУ);
- экспериментальная батарея химическая (ЭБХ);
- экспериментальная батарея солнечная (ЭБС);
- экспериментальные панели (ЭП) с терморегулирующими покрытиями.

Комплекс научной аппаратуры «Ионосат-Микро» обеспечивает измерения параметров электрического и магнитного полей, нейтральных и заряженных частиц на ионосферном высотном уровне с целью изучения динамиче-



ских процессов в ионосфере и их связи с космическими и земными источниками энергоснабжения. В состав комплекса научной аппаратуры входят:

- магнитно-волновой комплекс MWC в составе:
- три волновых зонда WP1, WP2, WP3,
- электрический зонд EP,
- феррозондовый магнитометр постоянного поля FGM, включающий датчик DFGM и блок электроники BE FGM,
- блок электроники BE MWC;
- анализатор плотности частиц (АПЧ) в составе:
- датчик нейтральных частиц ионосферной плазмы DN,
- блок датчиков заряженных частиц ионосферной плазмы DE,
- блок электроники BE DN-DE;
- анализатор спектра электрического поля RFA в составе:
- блок электроники RFA-E,
- блок антенн RFA-AE,
- комплект кабелей RFA;
- GPS-ГЛОНАСС измеритель полного электронного содержания (ПЭС) в составе:
- приемник ПЭС,
- антенно-фидерное устройство ПЭС;
- система сбора научной информации (ССНИ);
- комплект кабелей.

Волновые зонды WP1, WP2, WP3, датчик DFGM, блок датчиков DE и блок антенн RFA-AE размещаются на четырех разворачиваемых штангах длиной ~2 м с целью минимизации влияния на эти приборы электромагнитных полей, создаваемых остальной аппаратурой КА.

Система сбора научной информации обеспечивает сбор, сохранение информации в накопителе объемом 100 Гбайт и передачу ее в радиолинию.

Натурные эксперименты с МАИС-Б, БАИБ-02, СРЛ-Х, АДУ, ЭБХ, ЭБС, ЭП на борту КА «Микросат» проводятся с целью подтверждения их работоспособности, надежности и срока эксплуатации в условиях воздействия факторов космического пространства.

Малогабаритная астроизмерительная система МАИС-Б обеспечивает непрерывное (в процессе сеансов измерений) определение ориентации КА относительно инерциальной (второй экваториальной) системы координат с точностью измерения угловых координат визирной оси не хуже 6° и вокруг визирной оси не хуже 45°.

Основными задачами натурального эксперимента с МАИС-Б являются:

- отработка ее взаимодействия с подсистемой определения и управления ориентацией КА и с прибором БАИБ-02 в условиях космического полета;
- уточнение программно-математической модели определения ориентации и усовершенствование алгоритмов обработки информации;

- исследование помех, возникающих в условиях орбитального полета, существенно влияющих на работу прибора и трудно воспроизводимых в земных условиях, отработка алгоритмов противодействия помехам;

- оценка вероятности опознавания звезд и точности определения ориентации.

Бесплатформенный астроинерциальный блок БАИБ-02 обеспечивает измерение проекций вектора абсолютной угловой скорости КА в диапазоне  $\pm 10^\circ/\text{с}$  вокруг каждой из осей и вычисление кватерниона ориентации КА относительно инерциальной (второй экваториальной) системы координат с последующей коррекцией по информации МАИС-Б.

Прибор БАИБ-02 представляет собой моноблок, в состав которого входят блок чувствительных элементов на базе четырех волоконно-оптических гироскопов и блок электроники, включающий специализированный вычислитель, вторичные источники электропитания, блок коммутации первичного электропитания.

Погрешность определения проекций вектора абсолютной угловой скорости составляет не более  $0,14^\circ/\text{ч}$ . Скорость ухода кватерниона ориентации (без коррекции по информации МАИС-Б) составляет не более  $0,24^\circ/\text{ч}$ .

Бортовая аппаратура скоростной радиолинии X-диапазона (СРЛ-X) обеспечивает передачу на наземную станцию приема данных:

- информации полезной нагрузки КА, получаемой от системы сбора научной информации комплекса научной аппаратуры «Иonosat-Микро», с информационной скоростью 30,72 Мбит/с через слабонаправленное антенно-фидерное устройство (АФУ-С) с максимальным коэффициентом усиления 6 дБ;

- тестовой информации, формируемой самой СРЛ-X, с информационной скоростью 320 Мбит/с через направленное антенно-фидерное устройство (АФУ-Н) с максимальным коэффициентом усиления 23 дБ.

Экспериментальная аммиачная двигательная установка (АДУ) обеспечивает создание малой реактивной тяги вдоль направления полета КА (для разгона) или против направления его полета (для торможения) путем включений двигателей в одном из следующих режимов:

- «холодном» — при истечении из сопел двигателей паров аммиака;
- «горячем» — при истечении из сопел двигателей продуктов разложения аммиака.

В состав АДУ входят:

- двигатели разгона и торможения (2 шт.);
- пневмогидравлические узлы (баки, горловины заправочные, электроклапаны, парогенератор, ресивер, вентиль, штуцеры проверочные);
- трубопроводы;
- блок управления;
- функциональные и телеметрические датчики давления и температуры;
- кабели;
- элементы крепления.



Номинальная тяга двигателей АДУ в обоих режимах составляет 5 гс (0,049 Н). Удельный импульс тяги двигателей составляет:

- в «холодном» режиме — 90 с (882 м/с);
- в «горячем» режиме — 255 с (2500 м/с).

Экспериментальная батарея химическая (ЭБХ) обеспечивает отработку в условиях космического пространства и получение данных о характеристиках литий-ионных (Li-ion) аккумуляторов промышленного изготовления. В процессе орбитального полета при проведении экспериментов ЭБХ работает в буферном режиме со штатной химической батареей и солнечной батареей подсистемы электроснабжения и используется в качестве дополнительного вторичного источника питания бортовой аппаратуры.

ЭБХ на базе шестнадцати Li-ion цилиндрических аккумуляторов типа 18650, соединенных по топологии 8s2p, имеет следующие основные технические характеристики:

- выходное напряжение — от 24 до 34 В;
- номинальная емкость —  $3,0 \text{ А} \cdot \text{ч}$ ;
- максимальная энергоемкость при токе разряда не более 2,0 А — не менее  $80 \text{ Вт} \cdot \text{ч}$ ;
- средний ток разряда — 2,5 А;
- максимальный ток разряда — 15 А (в течение не более трех минут);
- пиковый ток разряда (в течение не более трех секунд) — 18 А;
- коэффициент использования тока и энергетический коэффициент полезного действия — не менее 0,92 и 0,87 соответственно;

Экспериментальная батарея солнечная (ЭБС) обеспечивает отработку в условиях космического пространства и исследование электроэнергетических характеристик новых высокоэффективных арсенид-галлиевых фотопреобразователей (ФП) и фотоэлектрических модулей на их основе различной технологии изготовления и конструктивного исполнения, собранных современными методами на гибком лако-фольговом диэлектрике.

В состав ЭБС входят две панели (ПЭБС 1 и ПЭБС 2) прямоугольной формы с размерами  $100 \times 300$  мм каждая и блок контроля (БК ЭБС).

ПЭБС 1 содержит два гибких модуля ФП (ПЭБС 1-1 и ПЭБС 1-2) и датчик температуры. Модуль ПЭБС 1-1 укомплектован десятью серийными однопереходными GaAs/Ge ФП типа SSJ с повышенной эффективностью и прямоугольными защитными диодами. Геометрические размеры ФП  $20 \times 40$  мм, КПД  $\approx 21,5 \%$  для условий АМ0 ( $T = 25^\circ \text{C}$ ). Генерируемый ток модуля ПЭБС 1-1 при перпендикулярном освещении заатмосферным солнечным потоком — не менее 0,45 А при напряжении 4,4 В в точке, близкой к максимальной мощности. Модуль ПЭБС 1-2 укомплектован десятью серийными трехпереходными InGaP/GaAs/Ge ФП типа СТJ 25 с интегрированными защитными диодами. Геометрические размеры ФП  $20 \times 40$  мм, КПД  $\approx 25 \%$  для условий АМ0 ( $T = 25^\circ \text{C}$ ). Генерируемый ток модуля ПЭБС 1-2 при перпендикулярном осве-

щении заатмосферным солнечным потоком — не менее 0,24 А при напряжении 10,5 В в точке, близкой к максимальной мощности.

ПЭБС 2 также содержит два модуля ФП (ПЭБС 2-1 и ПЭБС 2-2) и датчик температуры. Модуль ПЭБС 2-1 укомплектован десятью ФП, аналогичными используемым в модуле ПЭБС 1-2. Модуль ПЭБС 2-2 укомплектован десятью серийными трехпереходными InGaP/GaAs/Ge ФП типа СТJ 28 и треугольными внешними защитными диодами. Геометрические размеры ФП 20 × 40 мм со срезанным углом, КПД  $\approx 27,5$  % для условий АМ0 ( $T = 25$  °С). Генерируемый ток модуля ПЭБС 2-2 при перпендикулярном освещении заатмосферным солнечным потоком — не менее 0,26 А при напряжении 11 В в точке, близкой к максимальной мощности.

Две экспериментальные панели (ЭП 1 и ЭП 2) с терморегулирующими покрытиями устанавливаются с целью исследования деградации покрытий при воздействии факторов космического пространства. На каждую сотовластовую панель, покрытую полиамидной пленкой, нанесены два типа термопокрытий: полиуретановое ПУ-1 (белое) и эпоксиполиуретановое ЭУ-1 (черное).

Панель ЭП1 устанавливается на плите основания (наверху КА), панель ЭП2 — на плите установочной (снизу КА). Под каждой панелью размещаются чехлы из десяти слоев экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). В центре участков с термопокрытиями установлено по одному датчику температуры.

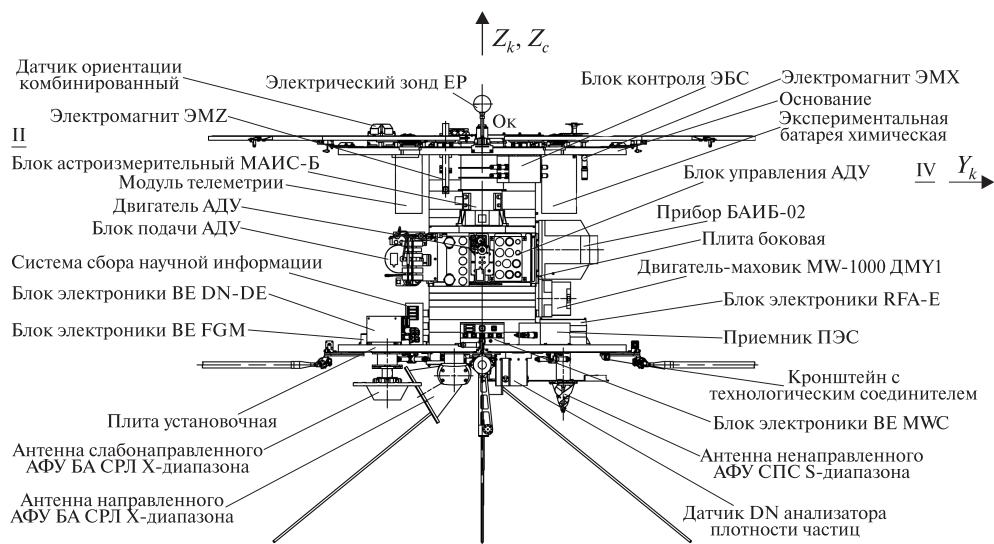
В состав космической платформы КА входят:

- связная подсистема S-диапазона (СПС-S);
- подсистема данных платформы (ПДП);
- подсистема определения и управления ориентацией (ПОУО);
- подсистема электроснабжения (ПСЭС);
- подсистема терморегулирования (ПСТР);
- датчик отделения (ДО);
- межсистемная кабельная сеть (МКС);
- конструкция.

Связная подсистема S-диапазона обеспечивает прием на борту КА команд управления и передачу с борта КА телеметрической информации о состоянии его подсистем.

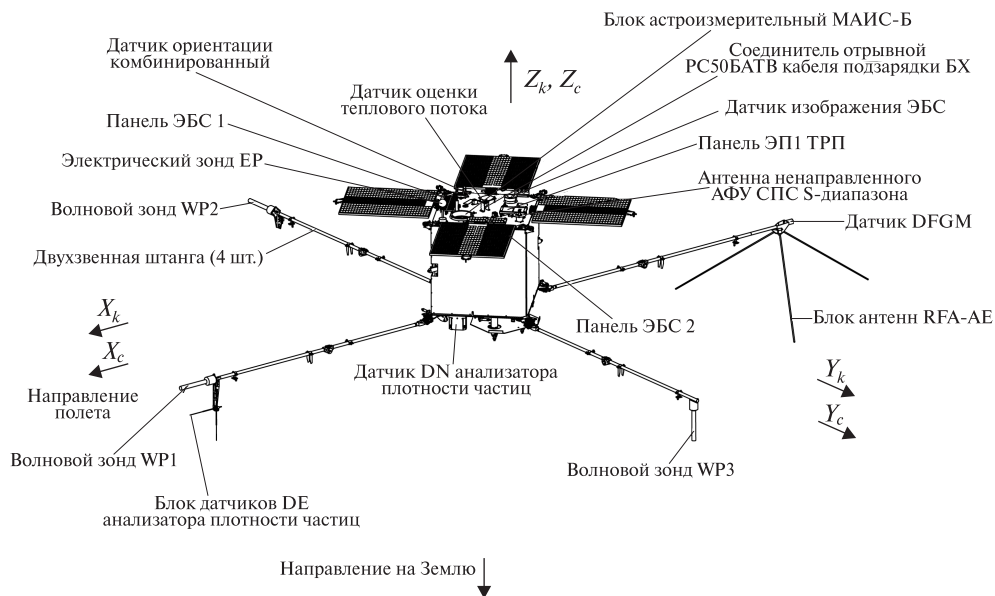
В состав подсистемы данных платформы входят бортовой цифровой вычислительный комплекс, обеспечивающий управление подсистемами КА, и модуль телеметрии, обеспечивающий сбор телеметрической информации от бортовых подсистем.

В состав подсистемы определения и управления ориентацией входят датчик ориентации комбинированный и магнитометр, обеспечивающие определение параметров ориентации КА, а также магнитные исполнительные органы и тангажный двигатель-маховик (2 шт.), обеспечивающие управление ориентацией КА. Подсистема определения и управления ориентацией обеспечивает трехосную ориентацию КА в орбитальной системе координат



Вид со стороны I полуплоскости

**Рис. 1.** Размещение аппаратуры внутри корпуса КА



Вид со стороны основания

**Рис. 2.** Общий вид КА в аксонометрии, вид сверху

(на Землю) с точностью не хуже 5 градусов при угловой скорости стабилизации не более  $0,01^\circ/\text{с}$ .

В состав подсистемы электроснабжения КА входят солнечная батарея на основе арсенид-галлиевых фотопреобразователей (четыре панели общей площадью  $1,6 \text{ м}^2$ ), буферная химическая батарея, аппаратура управления, регулирования и контроля. В течение срока активного существования КА подсистема электроснабжения обеспечивает среднесуточную мощность не менее 70 Вт, максимальную мощность не менее 410 Вт в течение 15 минут на освещенной части витка орбиты. Для полезной нагрузки выделяется не менее 18 Вт среднесуточной и 200 Вт максимальной мощности.

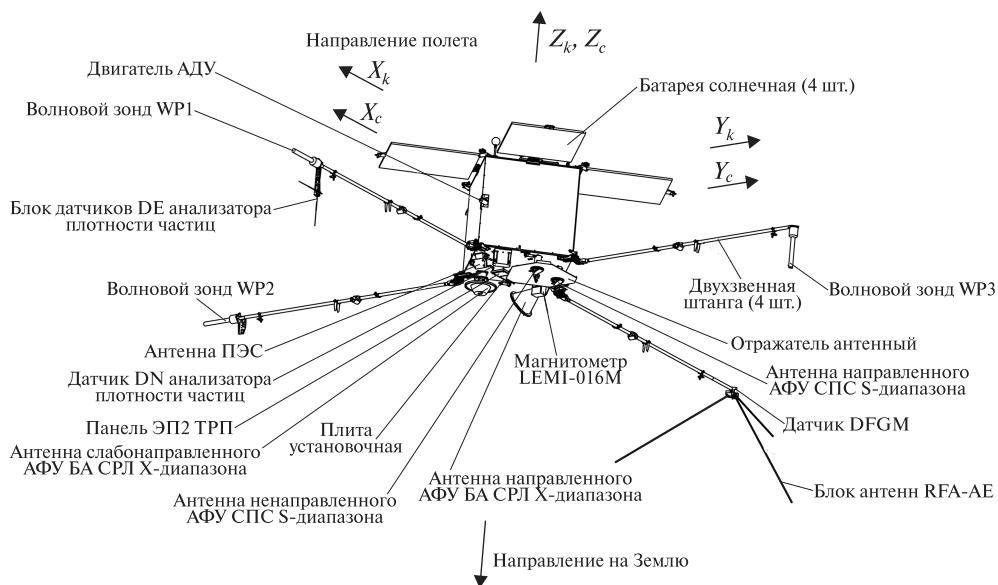
Подсистема терморегулирования КА обеспечивает поддержание температуры бортовых подсистем в заданных диапазонах. На КА применена подсистема терморегулирования пассивного типа. В ее состав входят тепловые экраны, терморегулирующие покрытия с заданными коэффициентами  $A_s$  (интегральный коэффициент поглощения солнечного излучения) и  $\epsilon$  (степень черноты, интегральный коэффициент излучения), чехлы из экранно-вакуумной теплоизоляции, тепловые изоляторы, датчики температуры.

Конструкция КА обеспечивает заданное относительное пространственное положение приборов бортовых подсистем. Пакет унифицированных рамочных модулей бортовой аппаратуры, блок АДУ, плита установочная и плита основания, совместно скрепленные шестью шпильками, образуют силовой корпус КА. Боковые грани корпуса закрыты четырьмя тепловыми экранами. Грани рамочных модулей развернуты относительно боковых граней плит на угол  $45^\circ$ . Внутри корпуса в четырех угловых зонах, ограниченных рамочными модулями, тепловыми экранами и плитами, располагаются приборы полезной нагрузки и подсистем платформы.

Общий вид КА «Микросат» и размещение приборов полезной нагрузки представлены на рис. 1–3.

Четыре панели солнечной батареи выполнены поворотными. В транспортном положении панели размещаются вдоль тепловых экранов корпуса КА фотопреобразователями наружу и прикреплены к плите основания с помощью механизмов поворота, устанавливающих панели в рабочее положение поворотом на  $90^\circ$ . Зачековка панелей солнечной батареи в транспортном положении обеспечивается с помощью пирочек, расположенных на плите установочной.

Для вынесения датчиков комплекса научной аппаратуры «Ионосат-Микро» на расстояние  $\sim 2 \text{ м}$  от корпуса КА используются четыре разворачиваемые двухзвенные штанги, звенья которых (корневое и периферийное) выполнены в виде труб диаметром 22 мм с толщиной стенки 1 мм. Каждая штанга содержит корневой и промежуточный механизмы поворота, обеспечивающие разворот соответственно корневого звена на угол  $90^\circ$  и периферийного звена на угол  $180^\circ$ .



Вид со стороны плиты установочной

Рис. 3. Общий вид КА в аксонометрии, вид снизу

Включение КА осуществляется при его отделении от ракеты-носителя по сигналам двух командных датчиков отделения, установленных на плите основания. После отделения КА обеспечивает расчехровку и поворот панелей солнечной батареи и штанг, гашение полученных при отделении угловых скоростей и начальное построение трехосной ориентации в орбитальной системе координат.

В течение срока активного существования КА «Микросат» будет функционировать в соответствии с разработанной Программой научных исследований и технологических экспериментов.

В настоящее время идет сборка, интеграция и испытания КА. Запуск планируется осуществить в 2014 году.

Запуск КА «Микросат» позволит проводить долговременный пространственно-временной мониторинг основных параметров ионосферы Земли, результаты которого будут использованы для:

- развития фундаментальных научных представлений физики солнечно-земных связей;
- диагностики текущего состояния «космической погоды»;
- разработки методик диагностики природных и техногенных катастрофических явлений (в том числе прогнозирования сейсмической активности).

Технологические эксперименты на борту КА «Микросат» позволят испытать в условиях космического пространства впервые созданные отечественной



промышленностью приборы высокоточного определения ориентации космических аппаратов, высокоскоростную радиолинию, перспективную двигательную установку малой тяги, исследовать характеристики высокоэффективных литий-ионных аккумуляторов и арсенид-галлиевых фотопреобразователей, изучить поведение терморегулирующих покрытий. Результаты технологических экспериментов позволят повысить конкурентоспособность перспективных космических аппаратов украинской разработки.